

ベビー・ロケット S. T. R. の設計

糸 川 英 夫

ベビー S・ロケットの設計について

1. 発 端

ベビー・ロケットの構想の基礎が立てられたのは S. R 計画 (Sounding Rocket の略称, 旧 AVSA 計画⁽¹⁾が, I. G. Y. ⁽²⁾参加に伴う計画変更によって改画されたもの) が始まるよりさらに前の昭和29年8月頃からである. 当時入手し得る唯一の固体燃料は 9mm 径のもので, これを基礎にしてペンシル・ロケットの系列がつけられた. このうち標準ペンシルについては生産研究 7 巻 8 号に詳報され, ペンシル 300, 2 段ペンシル, 無尾翼ペンシル等については本報告中に記されてある通りである.

さてペンシル・ロケットから発してどのような step を経て Aerobee や Viking のような大型ロケットに達するかが問題である. 下は Test Missile および Sounding Rocket として参考になる代表的なものの, 燃料搭載量の一覧表である.

ペンシル	(日)	12.3gr
ベビー	(日)	1kg
アルファ	(日)	3kg
Goddard(1932)	(米)	10kg
A-1. A-2	(独)	40kg
Private A	(米)	80kg
エリコン		100kg
WAC-Corporal	(米)	200kg
Aerobee	(米)	300kg

これで見ると, ドイツは A-1. A-2 の燃料量 40kg からスタートとし, V-2 の 10Ton に到っており, 米国は 1932 年 Goddard の 10kg からスタートし, カルフォルニア大学の最初の Test Missile で 80kg となり, ついで同大学の本格的 Sounding Rocket で 200kg に到っている. われわれのプランではスタートがこのいずれよりもはるかに低く, 僅か 12.3gr からスタートしたことに著しい特色がある. いずれは Aerobee 級の 200~300kg 級に行くとして, 12.3gr から 300kg までを, 何段階で step up するかが問題である.

この step up program についてはいずれ KAPPA Rocket の設計報告の中で詳しい経過とその根拠を報告することにして, ここには

12.3gr→1kg→3kg→10kg

と云う step が 29 年 8 月前後に立てられたことだけに止

める.

12.3gr は最初 Tiny Lance と呼ばれ, launcher length, C. G. 位置と分散の関係その他の研究に主目標をおき, 次いで 1kg 級は Baby Lance と呼んで Subsonic-transsonic の Test Missile. さらに 3kg 級を Flying Lance とよんで Supersonic Test Missile を研究すると云うのがそのあらましの構想であった. Tiny Lance はその後 SR 計画にのってからは Pencil とよばれ, Baby Lance Baby Rocket になった.

さてこの第 2 段階である 1kg 級燃料について, 昭和 29 年 8 月に日本油脂 武豊工場を訪れ, 村田技師長⁽³⁾と相談の結果, 9mm ダイス用の圧伸機の最大能力限界と, Test Missile としての手頃な大きさの歩み寄りから 65mm 径燃料を試作してみる話が成立した. この費用としては富士精密工業株式会社に昭和 29 年度交付された通産省工業試験研究費および文部省試験研究費 (研究主任者 糸川英夫) を充てることを考えていた.

これがベビー・ロケットの発端である. かくしてベビー・ロケットは Sounding Rocket を I. G. Y. に間に合わせるための step と云うより, それ以前の Test Missile 系列の第 2 step として誕生し, いわゆる SR 計画に先行し, SR 計画が始まるまでにすでにその骨格がきまっていたために, 必ずしも Sounding Rocket への step として好適であったか否かは疑問である. その結果としてテレメーターやリカバー用の部品を積むためには重心, 重量, 容積の点で, はなはだ窮屈なものになり, 外形寸度に再三の計画変更をした為に先端にかなりのパラスタを積まざるを得ない経緯をとっている.

さて 65mm 径用のダイスは武豊工場で図面をつくって, これを富士精密荻窪工場に送り, ここで製作して武豊工場に送ることとし, この間の申合せはいわゆる, 29 年 9 月 21 日 申合せ事項となって正文化された. この中には現用されている 65mm 径燃料の他に扇形型形状 (朝顔の種の形) 用として, 6S, 20S の推奨を試作する計画が含まれていたことは注目すべきである. この方はその後進展せず, 進行中止の形で現在に到っている.

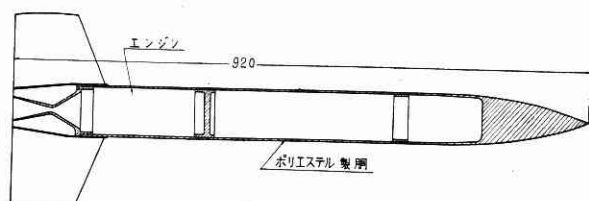
65mm 級燃料ができた後はこれを 1kg と 3kg の二つの長さで切る予定で, 3kg が supersonic Missile 用であることは前述の通りである. これは後にアルファの名になって地上テストスタンドでの実験が 30 年度に終了しているが飛翔試験は中止された.

かくして 65mm~1kgのロケット・エンジンでの研究が進みこれを用いたロケットとしてベビー系ロケットが生れた。

2. ベビー S・ロケットの計画

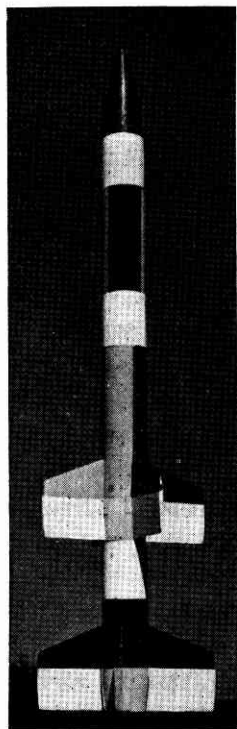
前述のようにベビー・ロケットの発端は Sounding Rocket 用でなく、ペンシルに続く水平レンジ用の Test Missile としてスタートしたもので、スピンをかけスピン法⁽⁶⁾によって翼の空力特性を求めることおよび減速法⁽⁶⁾によって抵抗係数を求めることが考えられていた。(詳細は生産研究 第8巻 第2号 62頁参照)

ベビー・ロケットの計画は29年11月頃から数次にわたって行われたが本格的設計は 30 年 4 月の国分寺ペンシル・ロケットテストが行われる頃からである。



第1図 ベビー S

当時になってようやく I. G. Y. 用の Sounding Rocket をやるのがきまり、ベビー・ロケットは水平用から垂直用に90度の方向転換をされることになった。このため当初計画されていたチャイロや安定装置はとりやめ、また舵の操舵系もとりやめ、arrow stability のみで zero spin をもつ観測ロケット用 Test Missile に切りかえられたのである。



第2図 ベビー S

ペンシルと同じくベビーはこのようなやや私的な研究計画から公的な I. G. Y. プランへの移行の過渡期に生れ、成長したために研究組織の上でも、設計の上でも幾多の困難があったが、とにかく昭和29年度における上述の下積み研究がなければ、昭和30年の僅か1年間にペンシル、ベビー S. T. R と4種類のロケットを製作し飛翔試験を行うことは不可能であり、このことは特記する必要がある。

さてベビーの性格変更に伴い、観測ロケット研究上の重要研究項目として

- (1) ランチング → ベビー S
- (2) テレメーター → ベビー T

(3) 記録回収 → ベビー R

の3部門が挙げられ、それぞれ単能の目的をもつものとしてベビーに S. T. R の3種を作ることがきまったのは30年6月である。

ベビー S の外形はエンジン寸度から 80mm 外径がきまり、次に全長は、造波抵抗と摩擦抵抗の和を minimum にする条件⁽⁷⁾から $L/D=10\sim11$ ととり、900mm ときめた。その後、重心位置の関係から僅か全長がのび約全長 1m となっている。

3. 設計の変更

30年6月24日における設計全備重量は5kg で(その内訳機体: 1.95kg, エンジン: 2.10kg, 燃料: 0.95kg)あったが飛翔試験時の実測は 8.375kg に増加している。

さて当初の設計では推力×時間を $167\text{kg} \times 1.14\text{秒}$ と、 $86\text{kg} \times 2.20\text{秒}$ の二つ、燃焼速度の速いものと、遅いものに分けてその優劣を比較した結果、速い方すなわち $167\text{kg} \times 1.14\text{秒}$ の方が採用された。なお計算の進捗に伴い、水平レンジテストを行うためには全長500m以上のレンジを必要とすることが判明し、各所に候補地を求めたが遂に見当らず、ためにベビー S の水平テストは放棄され、いきなり上に上げることになったものである。また設計の当初はブースターは考えず、single rocket であった。

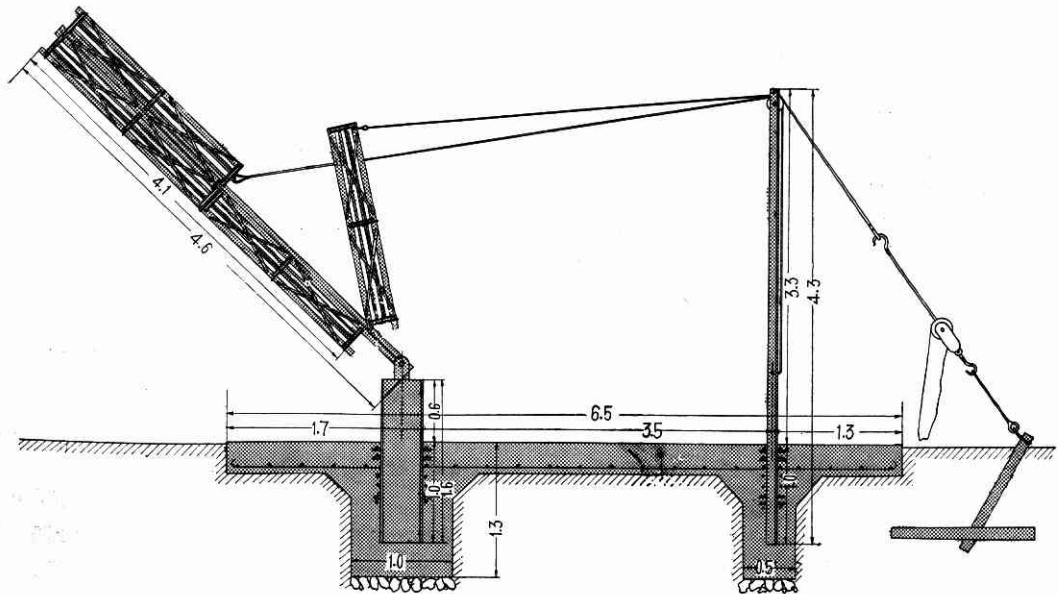
30年8月1日に到り、部品の製作と共に重量が最初の5kgより漸増する方向となり、飛翔径路計算は 5kg, 6kg, 7kg, 8kg の4種について行った。この計算によってベビー S が 100m/sec の初速でランチャーから離れるためには(この速度はペンシルのテストと大体同じである)、ランチャー長が20m以上となることが明らかになり、ランチャーを実用範囲 4m 程度に止めるためにはブースターを必要とする2段式ロケットにすることが決定され、ブースター・エンジンとしてはペンシルの 9mm 燃料として12本束にした短時燃焼系エンジンをスタートした。30年8月9日の設計では

ブースター重量=2.43kg	本体重量=4.62kg
燃料=140g	燃料=1.0kg
燃焼時間=0.0615秒	燃焼時間=1.605秒
推力=524kg	推力=112kg

であった。

その後機体重量が付属部品のために増加し 30年8月17日には 4.62kg から 7.375kg に増し、また機体全長が 1.062m にのびた。

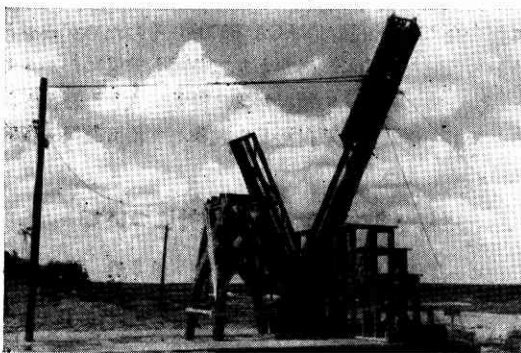
最終的には重量は 8.375kg となり 4mランチャーを使用してランチング速度は 40m/sec と決定した。これで大体十分の分散安定度をもつものと考えられた(安定計算の章参照)。



第 3 図 ベビー S.T.R. 用ランチャー

4. ベビー用ランチャーの設計

ペンシル用ランチャーは鋼板 4 板を X 型に組合せる構造を基本にしている。ベビー用ランチャーでは最初ペンシルランチャー型を考えて一応の図面を作ったが、重量が重く、運搬に不便なと、カメラ撮影上不便があるので放棄した。その後、米国の POGO 用ランチャーおよび中川良一氏が米国から持ち帰った Aerobee 用ランチャーの構造方式を検討した結果、重量を軽減し、また製作コストを引下げるためにアングル材を主にしたトラス構造を採用することになった。



第 4 図 ベビー用ランチャー

全長を 4 m にすることは前項の経緯で 30 年 6 月に決定した。30 年 7 月 4 日にランシングの便のため根元に開閉装置をつけることが提案され、また材料は最初軽くするためにジュラルミンアングルを考えていたが入手とコストのために steel angle に変更した。

図面は 30 年 7 月 11 日に完成し府中の斎藤鉄工所で製作された(富士精密より外注)。同 25 日にランチャーをおく基礎台、コンクリート施工法、アンカーボルトの計画を決

定し、揚角はチェーンブロックで行うことにきめた。完成は同 30 日で塗装してから 8 月 3 日秋田に発送し、ランチャー基礎工事は同 12 日より荒沢組により着工、8 月中旬完成した。ランチャーの内径は 86mm できめてあり、したがって翼取付帯の所で間隙の最大は 3mm である。

5. 重心の決定

1955 年 8 月ベビー完成後の実測によれば

燃料あり 重量=5.62kg, C.G.=76.5%

“ なし ” =4.62kg, C.G.=76.8%

であった。国分寺ペンシルでは C.G. は 58.7%~70% であって 70% の 20D 系はかなり分散が大きい。しかもベビー風洞試験第 1 次報告によれば C.G.=69% で完全に statical unstable になる。その後風洞試験が修正されて第 2 次報告では C.G.=80% になったが、それでもペンシルの分散から考えれば 76% はうしろすぎる。大体 C.G.=55%~50% を目標とすると先端にかなりのバラストを必要とし 全重量=8.375~7.375kg となる。

Baby S-1, 2, 3 と W=8.375~7.375kg

C.G.=55%~50%

ときめ

ベビー S-4, 5, 6 W=8.2~7.2kg

C.G.=55.5%~53%

とした。多少の相違はバラストの入れ方による。

なお上記の C.G. と C.P. でベビー S の分散(dispersion)を Rocket Function によって計算してみると同一条件で

ペンシルの dispersion 1.2° に対して

ベビーの最大 dispersion 15°

となる。これからランチャーの最大角度は 75° と定められた。(安定計算の章参照)

6. 構造, 強度, 材料

ペビー・ロケット製作についてはエンジンが荻窪工場で製作するので機体は富士精密三鷹工場で製作したい希望があった。当時三鷹工場ではポリエステル樹脂を自動車体に応用する研究が進んでいたため、これをペビー・ロケット機体材料に用いる案が提案された。

ただし、ポリエステルでロケットをつくるのが初めてであるため、工作法、製造法について相当の研究を必要とする。尾翼もポリエステルで試作された。当初は尾翼々型は double wedge であったがその後、機体重量の増加と共に性能が低下し遷音速ロケットとなり、尾翼々型が NACA 65A008 になるに及び尾翼は duralmin 製になった。

さて、機体はポリエステル製のものができ上がった後、強度試験(池田報告参照)の結果、耐熱強度が貧弱で実用にならぬ旨の判定があり、リゴラックに変更した。

その後、前項のように C.G. の修正問題が起きたので、先端部のみが鋼製になり、結局ポリエステル、リゴラックは胴体の平行部のみとなった。

最後にテストスタンドで全体ロケットの燃焼試験を行った結果、リゴラック、ポリエステル両者共熱的変形は認められなかった。

ブースター尾翼は鋼板にして費用の節減をはかった。

7. 空力的設計

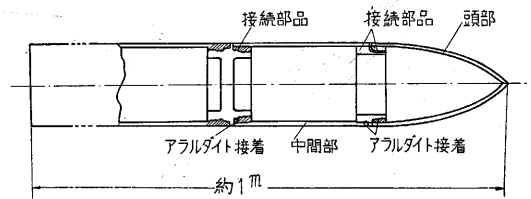
胴体の先端形状は tangent ogive 形式で 10R をとり尾翼面積は statical stability と分散から 0.038m^2 と定められた。アスペクト比 2.35, 断面は最初、double wedge を考えて製作まで行ったが、その後重量の増加によって性能が低下し、subsonic missile になったので NACA 65A008 の層流翼型に変更した。

8. 工作, 製造

ペビー S の製作予定数は最初 3 機であったがベンシルの秋田飛翔試験の結果機数を増す必要を認め、6 機になった。次に工作製造上問題になった諸点をあげる。

(1) ミツサイル頭部、ミツサイル中間部、チャンパーを結合した場合、チャンパー部を正にして先端の振れを 0.05% 以下にすることを目標としたが、頭部および中間部はポリエステル製(後に頭部は鋼に変更された)であるため金属と違い材質による不安定であり、しかも肉厚は 2.5% という薄いもので、それに接続部品をアラライト(接着剤)で接着したため接着部品が多少倒れて接着された。その結果結合した場合の振れは最大 2.0% に達するものがあつた。それで接着の方法を工夫し、ま

た接着後接続部品の修正方法を研究した結果大部分のものは 0.03% 以内、最大のものでも 0.05% 以内に入るようになった。



第 5 図

(2) ミツサイル頭部 頭部加工の精度を確保するため、倣旋盤で加工を行った。そのため段取りとして倣旋盤テンプレートおよびその取付具等を要した。加工結果は精度、仕上面共に良好であった。

(3) ノズル 本体ノズルはスロート部の直径が 9.3% で細いため精度および仕上面の点で加工が困難であったが、加工方法を研究することによってほぼ満足できる状態にできた。

(4) 頭部および中間部はポリエステル製であるが(後に頭部は鋼または軽合金に変更になった)最初 4 月にポリライト(商品名)で製作したが耐熱および強度上問題があったのでその後中間部はリゴラック 260H に変更し製作した。この製作には型その他諸設備を要し、苦心したがまだ完全なものとは云えないようである。

(5) ポリエステルの機械加工は金属と異なり材質が不安定なため、しかも肉が薄いので問題が多かった。特に困ったことは変形がある。これは今後ポリエスル材質そのものの検討を行うと共に加工方法を研究する要がある。

(6) 翼の製作は最初はポリエステル製であったが後に軽合金にvari (翼型 NACA 65008) そのためゲージその他の段取りを要し、しかも加工時間も非常にかった。

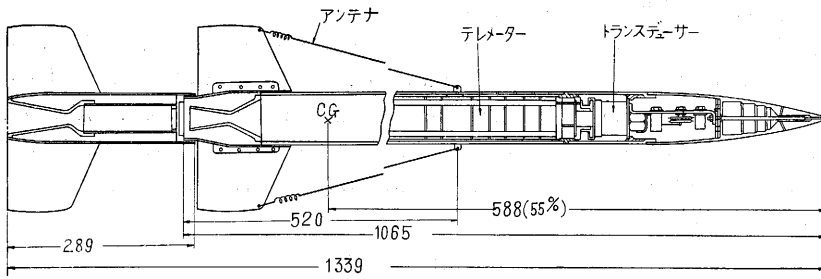
(7) 翼の外筒への取付精度は性能に大きな影響があるのでこの作業には取付治具を製作して精度確保に留意した。

ペビー T・ロケットの設計について

ペビー T⁽⁶⁾ は前述および生産研究 第 8 巻 第 2 号に詳報されているようにテレメータ技術の研究用に作られたもので、ロケット自体の設計基本はペビー S と全く同じであるが以下細部にわたって相違点のみをあげる。

1. 胴体寸度の変更

送信機および計測器を装備するためにペビー S のままでは寸法不足のため、胴体の中、ポリエステル製の平行部で長さを 100mm 伸した。なお先端部はバラストの関係上鋼製であるが、平行部をポリエステルにしたのは電氣的考慮からで、この上塗料についても金属成分の入らないものを特に選んだ。



ビーベ T 組立図

2. 重心位置の決定

胴体平行部の長さが伸びたため、アンテナが尾部についたことのために重心計算をやり直し、設計重心を60%ときめた。ビーベ T-1号機の実測値は $W=9.35\text{kg}$ で $C.G.=62\%$ であった。

静安定としては C. G. 60% のビーベは C. G. 70% のベンシルと大体 equivalent になる。

3. 遅延イグナイタの種類

ビーベ T 用として主エンジン点火時間をきめるイグナイタ時刻を 70m/sec 100m/sec 120m/sec 150m/sec の 4 種用意した。

4. 発煙系

ビーベ T で始めて尾端に入れる同心円筒形のものが採用された(発煙装置の章参照)。

5. 取付方式

送信機および計測器の機体への取付方式については種々な案が出たが、最終的には送信機は suspend system とし、計測器と一体にして胴体中央接合金具につける方式がきまった。

ビーベ R・ロケットの設計

1. ビーベ R・ロケットの目的

ロケット観測において最も難しい技術の一つに記録回収法⁽⁹⁾がある。記録は 1 部はテレメーターで送信され、地上で受信されて記録が得られるが、他のものはロケット内に記録部があり、これをロケットから切り離して、またはロケットごと破損しない状態で回収する。記録回収される対象は

- (1) wire-recorder, カメラ式 recorder などの rocket-born recorder
- (2) 太陽スペクトルのフィルム, 宇宙線乾板, X線フィルム等
- (3) 上層大気の sampling したもの
- (4) 高度測定と rocket aspect 測定用カメラ

などであり、

従来、米国⁽¹⁰⁾ フランス⁽¹²⁾ などで行われている回収法は

(1) simple ejection (記録部を丈夫なケースに入れてロケット内から飛び出させる)

(2) ejection with drag (上記ケースにエアブレーキをつけて落下速度を低める)

(3) parachute recovery (回収部にパラシュートをつけて落下の衝撃を防ぐ。ロケット全体をパラシュートで回収した例もある)

(4) severance (ロケット全体を二つ、または三つの部分に空中で分離し、aerodynamical poor の形にして抵抗を増す方法で、最も成功している⁽¹¹⁾。)

などである。概してパラシュートやブレーキをつけたものは落下衝撃は小さいが、横風で流されるので落下地点の予想が困難であり、simple ejection は落下地点の予想は容易であるが、空気との摩擦による発熱や、落下時のショックに難点があり、地面または砂面では埋没して発見困難である。severance 法はこの中間でまず成功率が高いが、海面では不可能である。

落下地点発見法として現在、米、仏で用いられている方法は

- (1) レーダー
- (2) 望遠鏡, セオドライト
- (3) 落下地点推算用コンピューター
- (4) 音響探知器
- (5) 弾性波発見法
- (6) 発煙, 発火, 着色リボン

などであるが、われわれの場合に最も本質的な問題点は米、仏、英などが砂漠で実験を行っているのに反して、海面を使用しなければならないことである。

そこで浮游装置と、ダイマーカー (海水を着色して発見を容易ならしめる) が必要になる。

海面での回収はいまだ外国でも前例がなく、非常な困難があるものとされている。

ビーベ R 型・ロケットの他の一つの目的は rocket-born カメラ⁽¹⁰⁾⁽¹³⁾ (以下 R.B. カメラと略称) によるロケット姿勢の測定法の研究である。これはロケット内に自動カメラを自蔵し上昇中、このカメラが地平線、または水平線を撮影しつつ上昇し、このフィルムを回収して、地表面の撮り方によって撮影時のロケットの高度および姿勢を判定する方法である。

2. リカバー委員会とその経過

上記のような海面における記録回収という新事業に取

り組むに当ってまず回収技術全般に対する調査と討議をするためにロ研連にリカバー委員会（委員長、高木昇）を設け、30年6月20日の初会合から同8月22日まで数回の会合を開いて、航空関係者、船舶関係者などからいろいろな示唆が提供された。基本方針としては分離法とパラシュートを併用し、これにフロートとダイマーカーをつけることとし、研究項目を下のように選んだ。

- (1) ロケット本体の切断区分法
- (2) 切断装置、押出装置
- (3) 時限系
- (4) 起爆信号系
- (5) パラシュート
- (6) フロート
- (7) 地点発見法
- (8) R.B.カメラ

切断区分はパラシュートなしの3-区分案、エンジンとカメラをパラシュートリカバーする2-区分案、カメラの

になる。

起爆信号系は電波で下から命令する方式が最良であろうが、今回はとりやめ、遅延時限系によることとした。

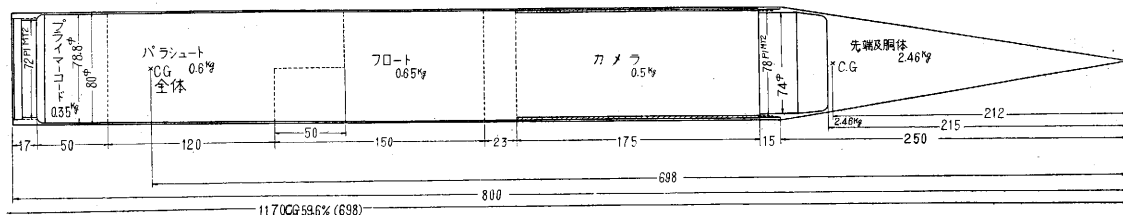
切断装置は山本教授の下で研究され（別章参照）、V字型の輪型切り込みをもつ円筒に、綿火薬をまきつけ、この外方爆圧で吹き切る実験を行った。

3. ベビー R 設計

30年8月2日のリカバー委員会で一応基礎的調査を完了し、具体的なベビーR型・ロケットの設計に着手し、第1図のような基本的計画を行った。

この重量配分による重心位置は 59.5 % である。推定全備重量は 9.43kg、ロケット全長 1M 170mm であったが、同8月31日再検討の結果、C.G.考慮と、各部品の収容上、胴体平行部を T よりさらに 30mm 伸ばすことになり、全長は 1M200mm となる。重量配分は

切断装置=0.28kg パラシュート=0.19kg



第1図 ベビーR型ロケット設計図

みをパラシュートリカバーする3区分案等が最初考えられ、次には桃太郎型に頭部を割り、頭部上向きの状態で開傘する全リカバー案、胴体の横を年輪状に割りパラシュートを火薬で打出す全リカバー案、などの全リカバー案も考えられた。

パラシュートは航空局井上氏から現用されているパラシュートのおのおのについて資料が提供され 155mm 照明弾用のものなど目的に近いものと考えられた。

フロートはリカバー重量を 4kg とすれば設計浮力 6kg 程度のものと予想され、製作上の問題点としては圧搾炭酸ガスポンペを米国より輸入していたものを国産化することがあった。ポンペの開栓に要する力は 4kg で、この力をパラシュートまたは他の方法で与えねばならない。

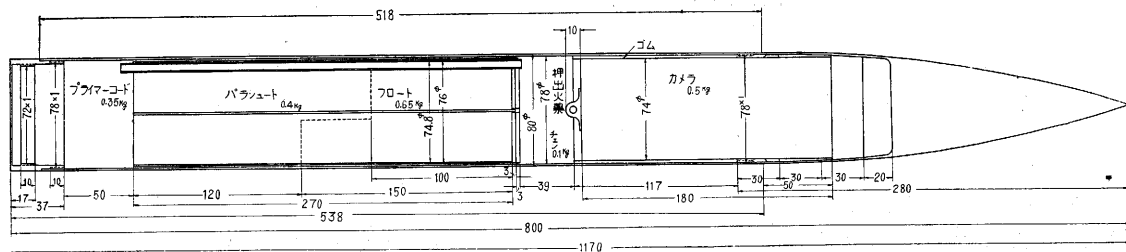
地点発見法としてはラジオビーコンなどは準備の都合上、間に合わぬとし、もっぱらダイマーカーに頼ること

胴体=2.16kg 押出装置=0.25kg
発煙筒=0.25kg エンジン=4.87kg
フロート=0.36kg カメラ=0.72kg
その他=0.12kg

全備重量は 9.20kg である。

胴体はベビーSおよびTでは平行部がポリエステル、リゴラックであったが、ベビーRでは軽合金（デュラルミン）を使用した。鋼製にしなかったのは、R.B.カメラのスタートが magnetic start system を考えていて、磁性材料を嫌ったからである。

その後、三菱電機世田ヶ谷工場でフロートができ、藤産業KKでパラシュートができ、この製品を検討した結果、胴体内に収容する際プレスする必要から、二つ割り収容筒を必要とすることが立案され、これに押出し火薬引火用パイプをつけることにして基本線が決定した。



第2図 ベビーR型設計図

押出し装置は山本教授の設計で、黒色火薬を用い、この燃焼ガスの圧力で、二つ割り収容筒を切断された機体から外界に投げ出す。

切断区分はエンジンと胴体の接合部で分離する2-区分法を最終的に決定し、カメラ入り頭部をリカバーすることになる。フロートは完成後のテストでは浮力9kgで計画値より大きい。また炭酸ガスボンベの開栓力は計画4kgに対して実際は3.2kgであった。

30年9月5日に以上の設計に基いて実体木型模型（モックアップ）が作られ、実際にパラシュート、フロートを収容して、納まり具合を検討した。なおこの日にダイマーカの室内試験も行った。

かくして第2図のような設計図が出来上った。一方山本教授の手元で火薬導火線による遅延時限系がまとまりこれを用いて、発射後、25秒で切断、その後1~15秒で押出し火薬に引火し、パラシュートとフロート入りの筒を押出し、まずパラシュートが開傘し、この衝撃でボンベが開栓し、フロートをふくらませる。かくして、パラシュートおよびフロートの下に頭部がカメラを入れたまま吊り下がり海面に落ち、ダイマーカで海面を着色すると云う線がきまった。

エンジンの熱によるパラシュート、フロートの焼損については特に考慮が払われた。

以上の状態では

$W=8.7\text{kg}$

$C.G.=65\%\sim 62\%$

になったが、さらに2% C.G.を前出させることが適当と考えられ、このために先端部にバラスト0.2kgを入れ、結局

$W=8.7\text{kg}$

$C.G.=63\%\sim 60\%$

となった。

出図は30.9.27.で完成は30年10月15日~22である。

飛翔実験に先立ち、生研内および秋田ロケット試験場で第1次より第10次まで10回の地上切断テストを行った。このテストの目的は

- (1) 胴体の切断状況の検討
- (2) 押出し用火薬量の決定
- (3) 切断および押出し用火薬の燃焼によるパラシュー

トおよびフロートの焼損の有無の検討

- (4) 押出し運動中のパラシュート、フロートの破損の有無

- (5) カメラとパラシュートを結ぶ索を、チェーン、鋼索、ロープのいずれにするかの決定

であり、これによって得られた新しい成果は

- (1) パラシュート、フロートに対する保護装置
- (2) カメラを結ぶケーブルが押出し運動によって切断することをさけるために胴体に予め縦に二つの割り線切り溝を入れること。
- (3) 押出用黒色火薬の移動防止策

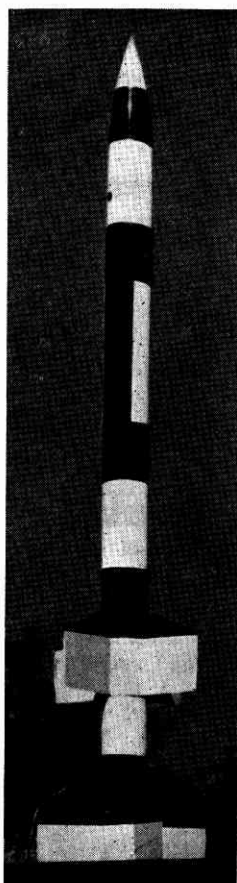
などであり、これらによって空中試験の成功をもたらした。地上試験と平行して、東京月島で飛行機からの投下試験を行うことが30年10月20日計画されたが雨天のため中止され、空中試験は最初からロケット飛翔となった。

最終的なベビーR型は第3図にその写真を示す。ブースターは垣見氏の提案によって尾翼をつけるのをやめた。これはベビーSおよびTが全部ブースターがランチャー内で離脱し、翼の必要はないと考えられたからである。

(1956. 3. 10)

文 献

- (1) 糸川英夫 “AVSA 計画について” 生産研究第7巻 第8号 p.6
- (2) 永田 武 “国際地球観測年について” 生産研究第7巻 第8号 p.11
- (3) 糸川英夫 “ペンシル・ロケットの計画と飛翔試験報告” 生産研究第7巻 第8号 p.13
- (4) 戸田康明 “ペンシル・ロケットエンジンの実験” 生産研究第7巻 第8号 p.25
- (5) 村田 勉 “発射薬の設計理論” 工業火薬協会誌 第16巻 第4冊 昭30年12月 p.199
- (6) 糸川・他 “ベビーT用計器” 生産研究第8巻 第2号 p.38
- (7) W.F.Hilton “High Speed Aerodynamics” 1952. p.331
- (8) 高木 昇 “ベビーT” 生産研究第8巻第2号 p.6
- (9) C.P.Smith Tr. “The Physical Recovery of Instruments and Data from a Rocket Flight” Physics and medicine of the Upper Atmosphere The University of New Mexico Press. 1952
- (10) H.E.Newell. Tr. “High Altitude Rocket Research” New York. 1953
- (11) C.F.Green “Utilization of the V-2 Rocket in Upper Atmosphere Research” Rocket Exploration of the Upper Atmosphere London. 1954 p.34
- (12) E.Burgess “Frontier to Space” London. 1955. p.25 Fig 3,10
- (13) J.A.Van Allen “The Angular Motion of High Altitude Rockests” Physics and Medicine of Upper Atmosphere. 1952



第 3 図