

カ ヱ パ 6 型-RS ロ ケ ッ ト に つ い て

糸 川 英 夫

1. 緒 言

RSは Recovery of Solar Spectrograph の略称で、カ ヱ パ 6 型ロケットの頭部に太陽分光器を搭載し、この部分を飛ばし中切断し、パラシュートで海中に投下しこれを海中から回収するので、ロケットとしてはこの recovery system に問題がある。

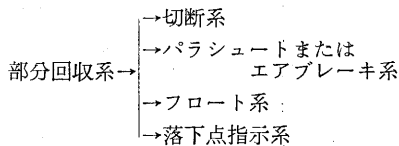
K-6型-RSは1号機を33年9月、2号機を33年11月、3号機、および4号機を34年3月にそれぞれ飛ばし試験を行なったが、このうち回収できたのは、1、2号の2機で、回収率50%である。これはベビーR型ロケットの回収率66%より低いが、ロケット高度6kmと60kmの差を考えると当然の値と了承されよう。

2. 回収率 (recovery system)

回収系はまず、ロケット全体を回収する型と、計測器のみ、すなわちロケット機体の一部を回収する型の二つに分れる。カ ヱ パ 6 型 RS は部分回収に属し、分光器部分のみの回収を行う。厳密に言えば、すでに観測を終了した分光器そのものは必要でなく、分光写真フィルムだけを回収すればよい。すなわちフィルム入りのマガジンだけをロケット外に取り出して回収するのが回収物体の重量が小さいために、技術的には最も容易である。

ところが別項分光器に詳述されているように、この場合は、フィルムマガジンと分光器が一体になっているためこれを切り離すことができない。またロケット頭部と分光器の切離しも機構上困難なので、結局回収物体は、分光器を自蔵した Nose-cone 部ということになる。

ロケットの部分回収となると、必要になる技術は



の4である。

このうち切断系は、分光器入り Nose-cone をロケット本体から切り離す装置で、切断時間を決定する時間軸装置(タイマー)を含む。

次にパラシュート・エアブレーキは切断された回収物体が海中に落下するときの衝撃を最小にし、同時に大気層復帰後の空気との摩擦熱を小さくするために用いられる。

フロート系は海面回収にのみ必要で、秋田実験場の場合は海面を使用するので当然必要になる。申すまでもなく回収物体を海面に浮游させるためである。

最後の落下点指示系は、光、電波、音響、色、煙など

の方法で浮游場所を知らせる系である。これらの各々について、カ ヱ パ 6 型-RS に要求される条件を充たす設計を求める前にまず一般的な理論的な計算が行なわれる。

3. 回収系の理論計算

切断後の回収物体は一般に水平方向にも分速度をもっているが、これを省略すると落下の運動方程式は

$$\frac{W}{g} \frac{dv}{dt} = -D(v, z) + W \tag{1}$$

ここに W = 回収物体の重量 (kg)

v = 落下速度 (m/s)

$D = C_x \frac{1}{2} \rho v^2 S$

ρ = 空気密度

S = 回収物体の断面積

C_x = 回収物体の抵抗係数

(1) 式中に $\rho = \rho_0 e^{-\alpha z}$ z = 高度 (m)

とおくと、

$$\frac{W}{g} \frac{dv}{dt} = -C_x \frac{1}{2} \rho_0 e^{-\alpha z} v^2 S + W \tag{2}$$

$$v = \frac{dz}{dt} \tag{3}$$

これを解けば、回収物体の運動が求められる。

(2) 式で dependent variable を v から v^2 になおし、また independent variable を t から z になおすと

$$\frac{dv^2}{dz} = -2g \left[\frac{1}{2} \rho_0 e^{-\alpha z} \frac{S}{W} \cdot v^2 - 1 \right] \tag{4}$$

(4) 式は解けて

$$v^2 = e^{-\alpha z} \left\{ \frac{2g}{\alpha} [E_i(kS) - E_i(kS_0)] + v_0^2 \cdot eS_0 \right\} \tag{5}$$

ただし $S = e^{-\alpha z}$

$S_0 = e^{-\alpha z_0}$

z_0, v_0 は $t=0$ の初期値

$k = \frac{1}{2} \rho_0 C_x \cdot S \cdot \frac{2g}{W \cdot \alpha}$

$E_i(x) = \int_x^\infty \frac{e^{-t}}{t} dt$

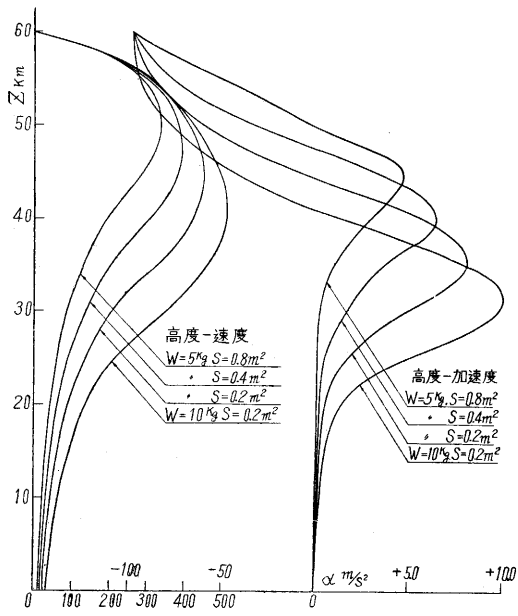
E_i は Junke-Emde などの函数表から求められる。

これで任意の高度からの落下運動が計算されるが、ここに C_x は const. でなく、Mach Number (M) の函数である。上の式は $C_x = \text{const.}$ としての解であるから厳密に C_x が M によって変ることまで考えるとすれば、(5) と Step に分けて、Step wise にそのときの C_x の値を用いるべきである。

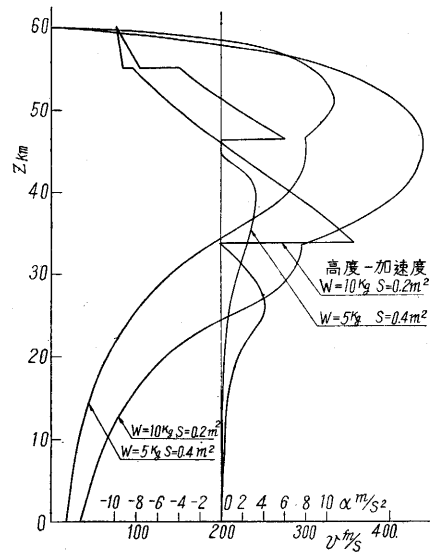
しかしここでは事柄を簡単にするために

$$D_x = 0.7 = \text{const.}$$

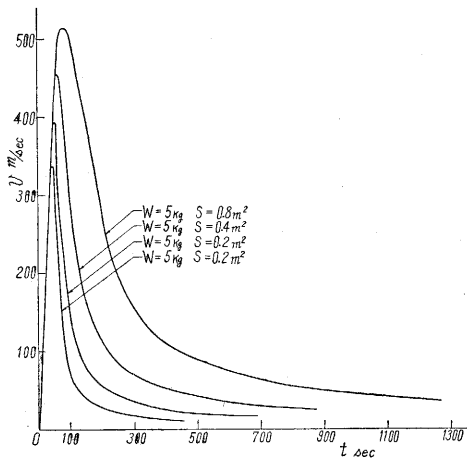
とする場合と、



第 1 図 リカバ体の落下における高度一速度，加速度



第 2 図 リカバ体の落下における高度一速度，加速度



第 3 図 リカバ体の落下における v - T 曲線

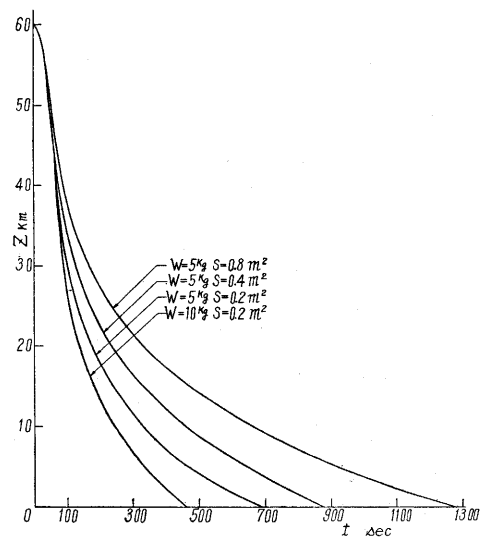
$$\begin{cases} C_x = 0.7 = \text{const.} & M = 0 \sim 1 \\ C_x = 1.6 = \text{const.} & M = 1 \sim \infty \end{cases}$$

の二つの場合につき計算してみる。

仮定として $W = 5 \text{ kg}, 10 \text{ kg}$
 $S = 0.2, 0.4, 0.8 \text{ m}^2$
 $z_0 = 60 \text{ km}$
 $v_0 = 0$

としたときの速度，加速度の高度に対する変化を第 1 図に示す。

第 2 図は C_x が $M=1$ で Step wise に 0.7 から 1.6 に変化するとしたときの結果である。



第 4 図 リカバ体の落下における z - t 曲線

この Chart から

$$t = \int \frac{dv}{z}$$

なる関係を用いれば， v ， z と時間 t の関係が得られる。第 3 図，および第 4 図はこの結果である。

4. 切断系

切断時間は発射後 100 秒前後の order である。従来の経験からいえば pyrotechnic method すなわち「火縄」を使用するのが確実性がある。そこで first approach は pyrotechnic method でなされたが結局，高度が 50 km 以上で高いため，気圧効果による火薬燃焼速度の誤差および長時間に対する技術的不確実のため，この方法は棄

てられ、時計信管式タイマーが採用された。

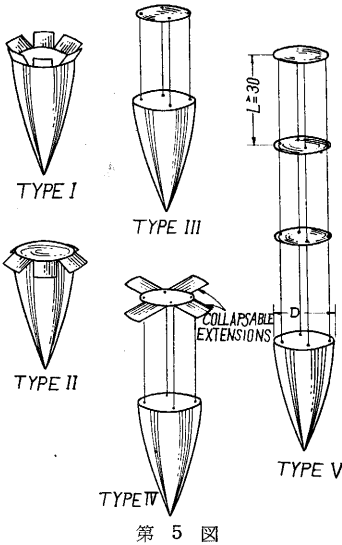
これについては別稿、タイマーに詳報されている。

切断方法は火薬を用いる方法、圧さくガスを使用する方法、spring を使用する方法などいろいろあるが、ベビーRの経験を生かして、火薬切断性を採用した。

カップ6型RS飛しょうに先立って地上で切断試験を行ない切断時の加速度、切断火薬によるパラシュート、フロート系への損傷の有無などが検討された。

5. パラシュート、エアブレーキ系

高々度から投下する回収体は超音速で空気層を通過するためにしばしば高温になることが報告されているので、最初は第5

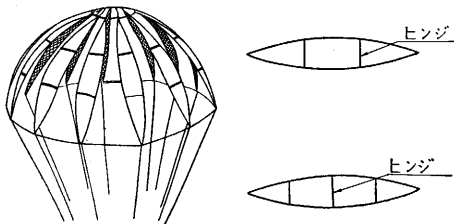


図のような metal air brakeが考えられた。特に Type I, Type II は実用上も面白い案であったが、その後 metal parachute案が出て、32年5月には第6図、第7図に示すような折畳式金属パラシュートが計画された。

最終的には Titanium 鋳を使用

する計画であったが、最初の試作はアルミ板を用いて行われ、東京機械化工業KKで試作された。

試作された金属パラシュートは一度折りたたむと広げるときに piece 同志がからみ合って、開傘が困難であり到底専用にならぬものと結論され、計画から落された。そこで遂に繊維製のパラシュートを用いることになった

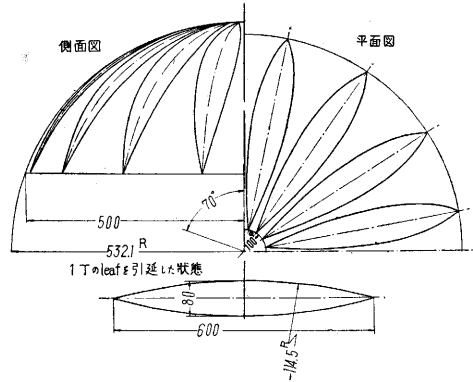


第6図

が、藤産業KKより、耐熱性の特殊 rayon を用いれば 200°C~300°Cの温度にも、耐えられるとの提案がありこの案が採用されてカップ6型-RSに使用された。

本来 RS1,2 に使用されたところでは、この textile parachute はうまく作動した。しかし、RS3,4号では後述のように問題があり、高度と速度の増加とともに多

少の疑点がないでもない。



第7図

6. フロート系

ベビーRでは炭酸ガスの圧さくカプセルをもち、パラシュート開傘のショックで、圧さくタンクのレバーを開いて、ゴムポートをふくらませる方法を取り、成功している。今度の場合にはこの方法を用いると、フロートは開傘と同時に高度 40 km ですでにふくらみ、そのまま空気層に突入することになるので、衝撃と空力加熱で破れるおそれがある。また、5~10 kg の回収物を浮上させるために必要なガス量から、ガスポンベの大きさと重量が、大きくなりすぎる欠点がある。

以上の考察から、ガスポンベをもち、化学薬品で水(海水)を分解して水素ガスを発生させ、これでフロートをふくらませる計画をたてた。

この方法は 32年6月から地上実験を開始し、カップ6型に採用された(別章参照)。

7. 落下点指示系

回収系中、もっとも厄介な問題点で、方法としては下のようなものが考えられた。

- (1) 信号を発する小型発振器を回収物につける
- (2) 発火信号
- (3) 発煙信号
- (4) レーダ・トランスポンダを分光器とともに回収物側に搭載する
- (5) パラシュート、フロートを電波反射体にして、レーダで track する。
- (6) dye-marker をつけて海面の色をかえる。

(1)については電気技術者側と長期にわたって検討が行なわれたが、電源に問題あり、遂に実用されていない。

(2)は、救命ボートに実用されている方法で、海水により電池が発電し、豆ランプをつける法で、これも実用にならなかった。(3)は切断個所で、切断火薬とともに発煙剤を使用し、光学観測班で、これを確認する方法はカップ6型RS-1で使用されたが、2号以後は使用されていない。(4)はもっともよい案であるが、回収物体が大きくなりすぎて、カップ-150RSの設計を困難にする

ので、遂に採用せず。(5)も研究をただけで実用せず。(6)はかなりよく研究されて、短時間性のもの、長時間性のものなど検討され実際に使用された。

8. ロケットの考察

カップ6型RSのメインロケットについての最大の悩みは分光器、および回収系のために全長が異常に長くなり、縦の剛性を低下させることである。

このため、カップ6型RS-1ではテレメータ、レーダとも搭載せず、分光器と切断系のみとし、次いで、飛しょうの安定を確かめた上でレーダ・トランスポンダをのせた。

しかし遂にテレメータ送信機は必要性があったにもかかわらず搭載されなかった。それでもカップ6型RSの全長は他の6型ロケットに比して長くなっている。

32年6月から7月にかけての計画では

	L(mm)	W(kg)
タイマー	300	0.3
分光器	570	2.5
パラシュート, フロート	400	1.0
切断系	100	0.5
テレメータ送信機	200	1.0
レーダ・トランスポンダ	250	2.5

となっており、計測器部全長は1,720mmで、もし、このままの6型メインロケットを設計すると、全長はほとんど4mに近いものとなる。また回収物体の重量は13kgに及ぶ。

当時、海面に落下するときの速度は20m/secと想定している。また切断時間は150secと計画された。

32年8月3日にさらに計画は進み、パラシュートケーブルの長さは1.5mとし、フロートの支持点はケーブルのほぼ中点で、パラシュート支持点から500mm下と決めた。

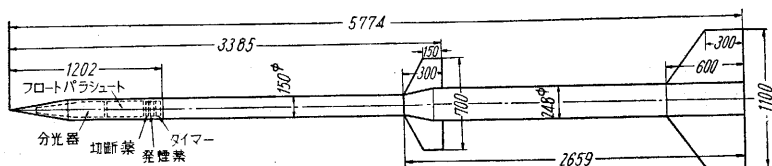
またパラシュート面積は回収重量9.0kgとして0.4m²前後と見当をつけている。

その後はRSの設計は進まず、翌33年5月になってようやく設計が再開され9月の飛しょうを目標として、具体的準備に入った。

33年5月30日の設計では、計測器部の長さL=1854

カップ150	{ L=4062.	150+245	{ L=6243.
	{ W=84.5 kg		{ W=215 kg

で、なおテレメータ送信機、レーダ・トランスポンダを



第8図 カップ6型RS-1

のせた計画である。この場合、booster stageでの縦の固有振動数は12.5cpsと推定され、当時の目標であった15cpsより低いことが指摘されていた。

9. カップ6型RS-1とその飛しょう試験

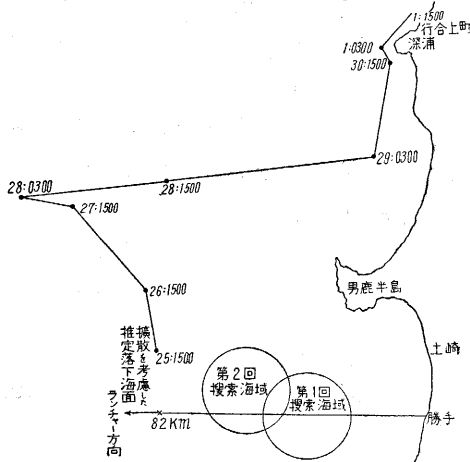
カップ6型RS-1はカップ6型-3,4およびカップ6型TW-3,4と同期に計画され、同期の33年9月に飛しょう試験を行った。前述のように全長を極力短くする方針から、テレメータ、レーダは搭載せず、分光器と回収系のみをつみ、主なる目的を切断系と回収系のテストにおいた。

(1) 諸元

150	L=3389
	W=83.83
	C _c =61%
150+245	L=5750
	W=265.18
	C _c =65.8%

それでも機体全長は他の6型に比して260mm長い。

切断秒時は X+141 sec コースト 5秒



第9図 風圧流, 密度流, 吹走流によるフロート推定漂流図

(2) 飛しょう

発射時日 33年9月25日14時50分
 発射角 78°
 到達高度 不明

回収: 巡視船およびヘリコプタは同日直ちに海面そうさくを行なったが日没までに発見されず、その後ロケット頭部はフロートによって浮遊をつづけ、33年9月27日、28日は台風22号をうけ、遂に発射後6日を経て、33年10月2日15時青森県深浦町行合沖合2哩で、操業中の漁夫、田中茂雄氏によって発見され、深浦派出所に届け出ら

れた。のち海上保安部をへて、33年10月2日15時10分実験本部に到着した。

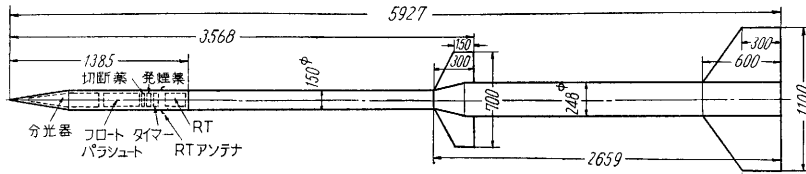
パラシュート、フロート、分光器を含む回収物体はいずれも完全な状態で回収され、回収系の確認がなされた。

10. カップ6型-RS2 と飛しょう試験

RS2 と RS1 との差は、レーダ・トランスポンダを搭載したことである。このため150のL=3568 とさらに長くなった。

(1) 目的

RS-2 号機は上空における太陽紫外線温度を観測するもので、ロケット搭載の分光器が分光写真を撮影後、ロケットを上空で切断し、分光器を収めた頭部をパラシュートで落下させ、フロートで海上に浮上させてこれを回収する。前回RS-1号機では頭部加熱が予想外に大で、そのために分光器内フィルムが熱カブリを生じ、黒くなりデータが得られなかった。今回はこの点は十分に



第10図 カップ6型RS-2

注意して熱カブリを生じないよう対策を施した。

(2) ロケットの諸元

	RS-2	150+245	150
全長 mm	5925	3565	
全重量 kg	270.11	88.95	
燃料重量 kg	106.10	39.96	
C.G. %	65.7	60.07	
計量重量 kg		9.50	
振動数(ロケット) c/s	13.5	34.5	
” (翼)		100	

ロケットの切断、点火時間は

245	b. o.	12 秒
切断		14 秒
150	ig	17 秒
150	b. o.	25 秒
coasting		5 秒

(3) 計測器

太陽分光器、タイマー、パラシュート、フロート、レーダ、トランスポンダ、アンテナは胴部突起型を使用した。タイマー作動秒時は発射後130秒。

(4) 飛しょう条件

発射角: 上下角 78°

水平角 磁西より北へ 2°

警戒海域: SRノート秋田 157 記載の通り

巡視船: とね、みくら、ほかにヘリコプタ102号機

(5) 飛しょう試験

33年11月29日 12時5分発射

ロケットはブースタ、メイン共に正常に飛しょうした。レーダは船川、下浜、道川、平沢各局共に受信、ロケットの飛しょう径路を約90秒まで記載した。そのときの高度40kmではほぼ最高点と推定される。その後パラシュートは開傘し、フロートも動作して海上に浮上した。光学観測はロケットの全飛しょうを追跡すると同時に発射後25秒の点を正確に捕えることにした。

光学観測班の25秒後の位置と、レーダによる90秒後の位置とから、分光器の落下点を推定してその位置はランチャーから南へ2度、海岸から約42kmと推定して巡視船ならびにヘリコプタに通報した。

CP1号機の飛しょう径路から考えて落下点は65km付近として巡視船に待機してもらったために急に海岸に向かって移動してもらった。そのために時間を要したが13時45分、約1時間半後に分光器の回収に成功

した。

(6) 成果

分光器回収後点検の結果、分光器のフィルムの送りが途中止まってしまった。これはパラシュート押し出火薬が動作したときの圧力によると推定される。フィルム現像後、フィルムに熱カブリはなかった。途中2回分光写真の撮影に成功しているが、その結果は検討中である。

11. カップ6型-RS3,4 とその飛しょう試験

RS-3,4 のテストは34年3月のカップ6型TW 6,7号と同期に行われた。

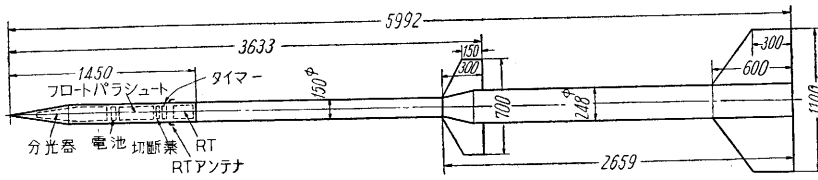
(1) 実験の目的

33年9月および11月に行われたRS1, RS2の試験では分光器は海上から回収されたが、分光器の故障で太陽観測は行なえなかった。

今回は分光器系に十分な検討を加えて、改修の成果を検討するためにRS-3, RS-4のテストが行なわれた。

(2) ロケットの条件

	RS-3	RS-4	
245+150	全長 L	5996	5997
”	重量 W	271	272
”	重心 CG	66.5%	66.4%
150 RS	L	3636	3635
”	W	87.9%	87.97%
”	CG	60.6%	60.6%



第 11 図 カッパ 6 型 RS-3

取できなかった有力な原因は悪天候のためで、船長はもう少しで中止方を打電するつもりであった由、ヘリコプタなく、2隻の船でそうさくする能力は悪天候のため、はなは

切断時刻 X + 130 秒 X + 128.5 秒

(3) 飛しょう試験

	RS-3	RS-4
X	34年3月17日	34年3月19日
	10時35分	10時15分
θ	80°	78°
切断時刻	X + 130	X + 128.5
レーダ	落下まで実測	落下まで実測
地上風	東 2m/s	南南西 11m/s
気温		10°C
最高々度	56 km	50 km
飛しょう秒時	240 sec	215 sec
回収船機	ヘリコプタ みどり、とね	とね、みくら
天候	快晴	曇
分光器	未回収	未回収

(4) 所見

1) ロケットはブースタ、メインともに作動が確実になった。2) 回収できなかった原因は検討中であるが RS 3 ではダイマーカのこん跡らしいものを船が認めているので、一度浮上したのち沈下したのかも知れない。3) RS 3, 試験後、土崎で、フロートのテストを現在の回収系重量 (RS 2) よりやや重いで行なった結果、浮上することを確かめた。4) RS 4 が回

だしく限定された。5) 4機の飛しょうを一回に行なったのは今回初めてであり (年度末のため無理なスケジュールになった)、また長期にわたったので、人員も疲労し、機械も相ついで故障した。これは道川実験場の各機械がそれぞれ分解点検の時期になったことを物語る。最後には風速計も不具合になり、多少 under に出るようになったらしい。6) 風速 10m 級でカッパ 6 型を発射したのは初めての経験である。

12. カッパ 6 型 RS の結論

以上のようにカッパ 6 型-1 RS, 2 は回収されたが、分光器観測はできず、カッパ 6 型-3 RS, 4 は回収されなかったで、遂に太陽観測は IGY 中終了しなかった。今後もし行なうとすれば下のような注意が必要であろう。

- (1) 海中回収技術の困難さにかんがみ、機数は 4 機程度が必要である。
- (2) トランスポンダを回収物体側に入れるなど、落下点発見法にさらに工夫が必要である。
- (3) 飛しょう試験は快晴、無風というコンディションで行なうべきで、他の制約から飛しょう時期を制限されるような時期をさけるべきである。 (1959. 6. 1)

文 献

- 1) R. Provart "The Recovery of High Speed Rocket Powered Vehicles and or their Cmponents" Jet Propulsion, vol 27. No. 2. Feb. 1957. p. 125.
- 2) T.W. Knack "High Altitude Parachute Recovery. Physics and Medicine of the Upper Atmosphere. p. 447.

(38ページよりつづく)

第 4 表

	ブースタステイジ						メインステイジ						Zmax				
	W _o	T _{mean}	τ	v _{max}	z _{bo}	\bar{g}	W _o	T _{mean}	τ	v _{ig}	z _{ig}	v _{max}	z _{bo}	\bar{g}	90°	80°	78°
33年1月	225.3	1995	10.0	802	4.01	8.2	71.0	988	7.51	430	11.0	1655	18.8	16.7	138.5	115.0	106.6
3月	225.9			801	4.81		63.7			455	10.0	1376	15.5		74.6	61.9	57.4
4月	232.2	1696	12.0	785	4.71	6.7	70	913	7.9	455	10.0	1544	17.90	14.1	110.7	91.9	85.2
"	"	"	"	772	4.63	6.6	"	2090	4.0	420	10.0	1667	14.17	31.8	108.5	90.1	83.5
7月	274			826	2.89	12.1	79			505	7.0	1762	11.5	32.1	110.0	91.3	84.7
"	274			879	3.08	12.8	79			495	10.0	1805	14.6	33.2	141.6	117.5	109.0
8月	265	2681	8.0	819	3.27	10.4	80	1333	6.0	445	9.0	1640	15.26	20.3	107.0	88.8	82.4
"	255	3583	6.0	878	2.63	14.9	80	1333	6.0	445	9.0	1640	15.26	20.3	107.0	88.8	82.4
"	260	4329	5.0	937	2.34	19.1	80	930	8.0	480	9.0	1554	17.14	13.7	116.7	96.9	89.9
"	260	2822	8.0	883	3.53	11.3	80	930	8.0	470	10.0	1554	18.10	13.8	122.9	102.0	94.6
"	260	4329	5.0	937	2.34	19.1	80	1720	5.0	480	9.0	1784	14.66	26.6	138.5	115.0	106.6
"	260	2822	8.0	883	3.53	11.3	80	1720	5.0	470	10.0	1782	15.63	26.8	143.5	119.1	110.5
10月	266	2681	8.0	740	2.80	9.2	81	1333	6.0	405	6.5	1555	11.6	19.2		66.0	
11月	262	1601	12.0	641	3.85	5.5	82	915	8.0	450	5.40	1465	13.10	13.0	63.4	52.6	48.8
"	266	2681	8.0	802	3.21	10.2	81	1333	6.0	450	6.40	1629	12.60	20.1	76.0	63.1	58.5
12月	264			673			82			370	6.58	1375	12.24				58.5

W_o: launching weight(kg) T_{mean}: mean thrust(kg) τ : burning duration(sec) v_{max}: maximum velocity(m/s) z_{bo}: altitude at burn out(km) \bar{g} : mean acceleration(g=9.8 m/s²) v_{ig}: velocity at ignition(m/s) z_{ig}: altitude at ignition(km) z_{max}: maximum altitude