

カップ 150G, 245, 6型の性能計算

広 沢 暁 夫・北 坂 秋 秀

1. まえがき

昭和33年5月より同年12月の間に飛しょう実験の行なわれたカップ 150G, カップ 245, カップ 6型各機の性能計算をまとめてここに報告する. カップ 150Gは発音弾とその受信装置およびタイマーの予備実験のためにカップ 245は6型のブースタとしての性能を調べるために, また K-6型は本観測用ロケットでありTW型(気温と風観測), RS型(太陽観測), CP型(宇宙線と気圧観測)の各型の飛しょうが行なわれた. 6型はこれら観測用ロケットの飛しょう前に6型として性能および飛しょうの安定性を調べるためのflight testも行なわれた. これらのロケットの性能計算を行なう目的としては

1. ロケットに搭載する諸計測器の基礎資料
2. optical tracking, radar tracking 等によるロケットの trajectory 観測資料
3. タイマーの作動秒時の決定のため (TWおよびRS型)
4. リカバ体の落下点予想のため (RS型)
5. 警戒領域の決定資料

6. 飛しょう後におけるデータ整理および検討に対する参考資料

等である. 計算方法は前号(生産研究 Vol. 10, No. 10 p. 19 “カップ 6型, 122S型, 150SおよびT型, V型の性能計算”)に述べたので省略し, 計算結果のみを報告する. 計算に使用した空気抵抗係数は前記生産研究に記載した“K 150型”のそれと同一であるので記載は省略する. なお計算の一部を渡辺研究室の微分解析機によって行なっていた.

2. 計算結果

計算に使用した数値は実測値ではなく, 計画された数値または設計計算によって求めた値であり, ロケットの飛しょう時における全装備の時の値とは差を生じることがあり, その結果性能においても必ずしも計算値と実験値は一致しないが, ここでは計算によって求めた性能を報告する. なお最終的な実測値は「実験記録」の項を参照されたい.

記号

- v : 速度 m/s
- X : 発射時間
- z : 高度 km
- θ : 発射角度
- x : 水平方向飛しょう距離 km
- t : 時間 sec

(1) カップ 150G

諸元	全 長	3,075 mm
	重 量	67.10 kg
	平均推力	795 kg
	燃焼秒時	7.90 sec

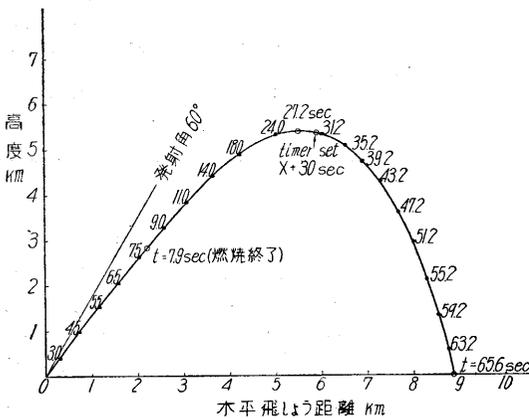
計算は発射角度 60°で行ない, その主な結果は

$$v_{max} = 740 \text{ m/s (X+6.5 sec)}$$

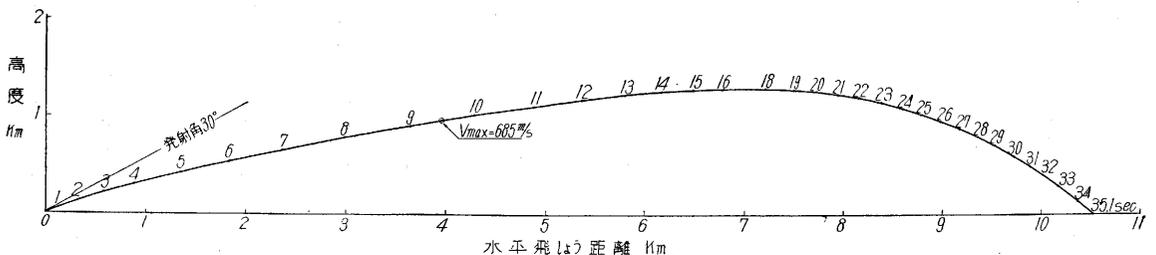
$$z_{max} = 5.4 \text{ km}$$

$$x_{max} = 88.5 \text{ km}$$

$$t_{total} = 65.6 \text{ sec}$$



第1図 カップ 150G trajectory



第2図 カップ 245 trajectory

第 1 図にその trajectory を示す。この結果発音弾の作動秒時は X+30 sec と決定された。

(2) カップ 245

諸元 全 長 3,296 mm
 重 量 199.0 kg
 平均推力 1,600 kg
 燃烧秒時 11.85 sec

主な計算結果 (発射角度 30°)

$v_{max}=685$ m/s
 $z_{max}=1.32$ km
 $x_{max}=10.54$ km
 $t_{total}=35.1$ sec

第 2 図にその trajectory を示す。

(3) カップ 6 型

カップ 6 型は flight test 4 機, TW 型 5 機, RS 型 2 機, CP 型 2 機合計 13 機が 6 月より 12 月の間にかけ飛しょう実験が行なわれたが, このうち 12 月に飛しょうした TW 5 号機は性能向上型で他と多少異なるが, その他はすべて飛しょう目的が異なるだけでロケットの型式には変りはないので, その性能においても大きな差

は認められず Pay load の重量差によって多少左右されている。

なお 6 型は 2 段式ロケットであり, メインロケットのエンジン燃烧中における高度も従来のロケットに比べ, かなり高くなっているので, 上昇高度の気圧変化によって生ずる pressure thrust も考慮に入れ計算を行なっている。pressure thrust は次式によって与えられる。

$$T_p = A_E (p_o - p_z)$$

T_p : pressure thrust (kg)

A_E : nozzle exit area (cm²)

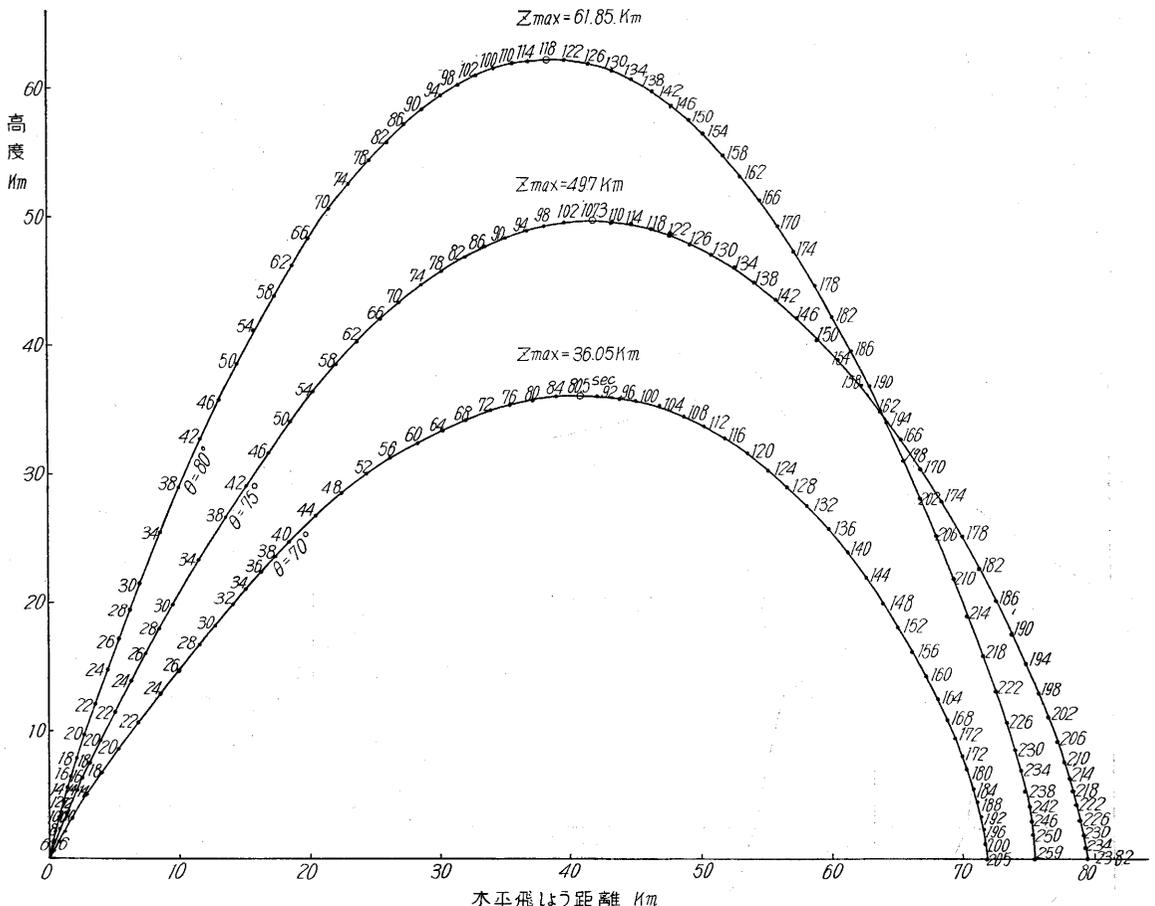
p_o : pressure at sea revel (kg/cm²)

p_z : pressure at altitude Z (kg/cm²)

- 1) 6 月飛しょう用 (flight test 1, 2 号機, TW 1, 2 号機)

諸元

	booster stage	main rocket
全 長	5,388 mm	全 長 3,073 mm
重 量	249.73 kg	重 量 71.72 kg
平均推力	1,600 kg	平均推力 865 kg
燃烧秒時	11.85 sec	燃烧秒時 8.33 sec



第 3 図

この数値は flight test 1号機の設計数値であり、同2号機およびT

W 1, 2号機はこれに比してほとんど性能は等しいので計算は省略した。第1表にその主な計算結果を示す。第3図はその

第1表

θ	80°	75°	70°
	z_{max} (km)	61.9	49.7
$t_{z_{max}}$ (sec)	119.5	107.3	80.5
v_{max} (m/s)	1435	1395	1400
x (km)	76.0	79.1	71.6
t_{total} (sec)	259.0	238.2	205.0

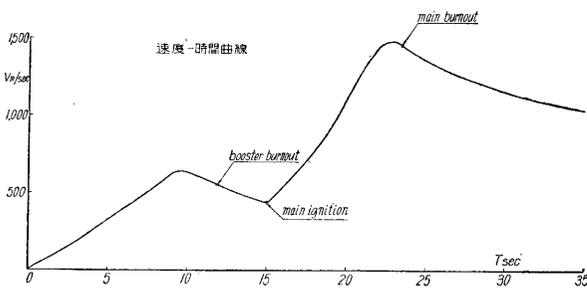
trajectory である。計算は発射角度 80°, 75°, 70° の場合について行なったが、実際の飛しょうは flight test 1, 2号機 TW 2号機は 75° であったが TW 1号機は 78° で行なわれた。なおこの計算は渡辺研究室の微分解析機によって行なったものである。

2) 9月前半飛しょう用 (flight test 3, 4号機) 諸元

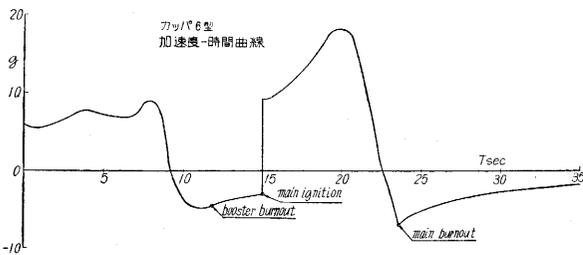
booster stage	main rocket
全長 5,609 mm	全長 3,250 mm
重量 261.32 kg	重量 81.38 kg
平均推力 1,590 kg	平均推力 915 kg
燃焼秒時 12.0 sec	燃焼秒時 8.0 sec
booster 切断: X + 12 sec, main rocket の ignition: X + 15 sec	

計算は発射角度 75° について行なったが実際の飛しょうは 3, 4号共に 78° であった。第4, 5, 6, 7図に計算結果の $t-v$, $t-g$, $t-z$, x , および trajectory を示す。

3) 9月後半飛しょう用 (RS 1号機, TW 3, 4号機) 諸元
RS 1号機



第4図 カップ6型4号機速度-時間曲線



第5図 カップ6型4号機加速度-時間曲線

booster stage	main rocket
全長 5,774 mm	全長 3,385 mm
重量 259.29 kg	重量 79.35 kg
平均推力 1,590 kg	平均推力 915 kg
燃焼秒時 12.0 sec	燃焼秒時 8.0 sec

TW 3, 4号機

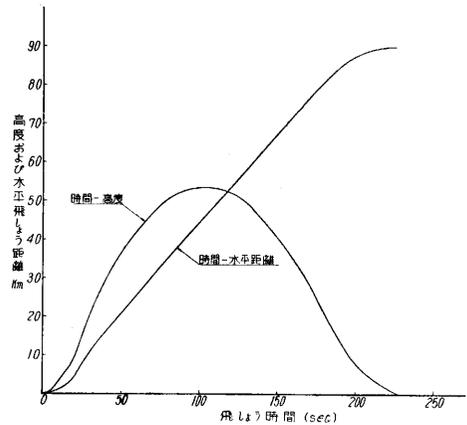
booster stage	main rocket
全長 5,328 mm	全長 2,989 mm
重量 256.22 kg	重量 76.58 kg
平均推力 1,590 kg	平均推力 915 kg
燃焼秒時 12.0 sec	燃焼秒時 8.0 sec

TW型とRS型の性能は発射角 75° において大差ないので、RS型の発射角 80° の場合の計算は省略した。計算結果の主な値を第2表に示す。第8図はその trajectory である。

4) 11月飛しょう用 (CP 1, 2号機, RS 2号機) 諸元

CP 1, 2号機

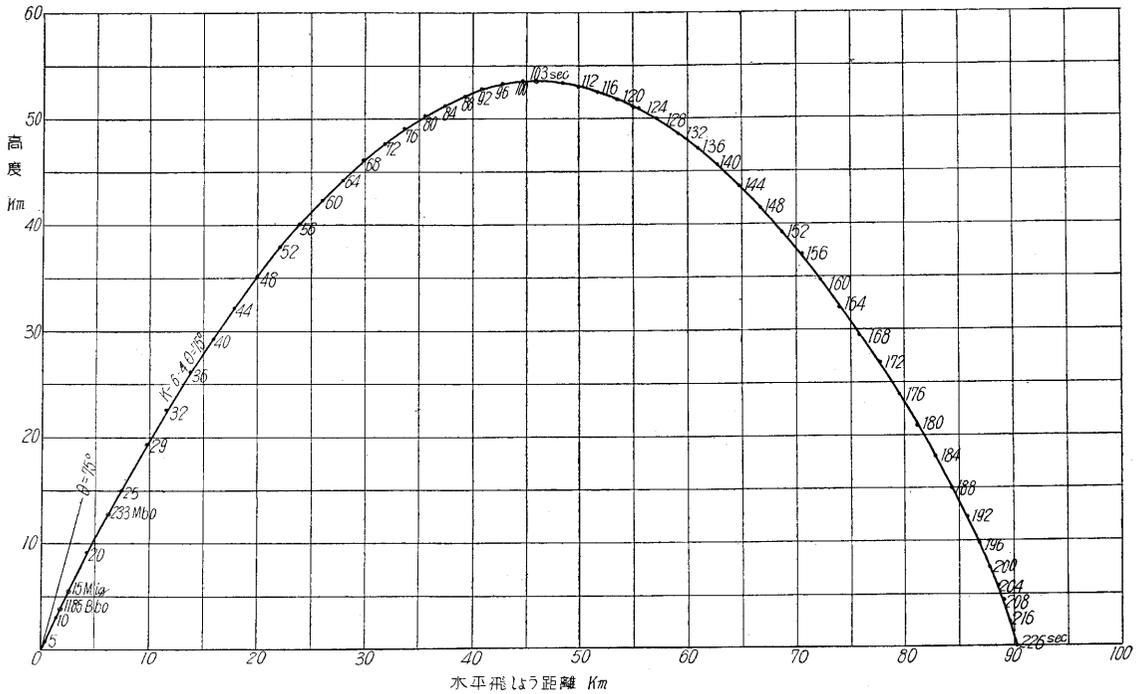
booster stage	main rocket
全長 5,702 mm	全長 3,343 mm



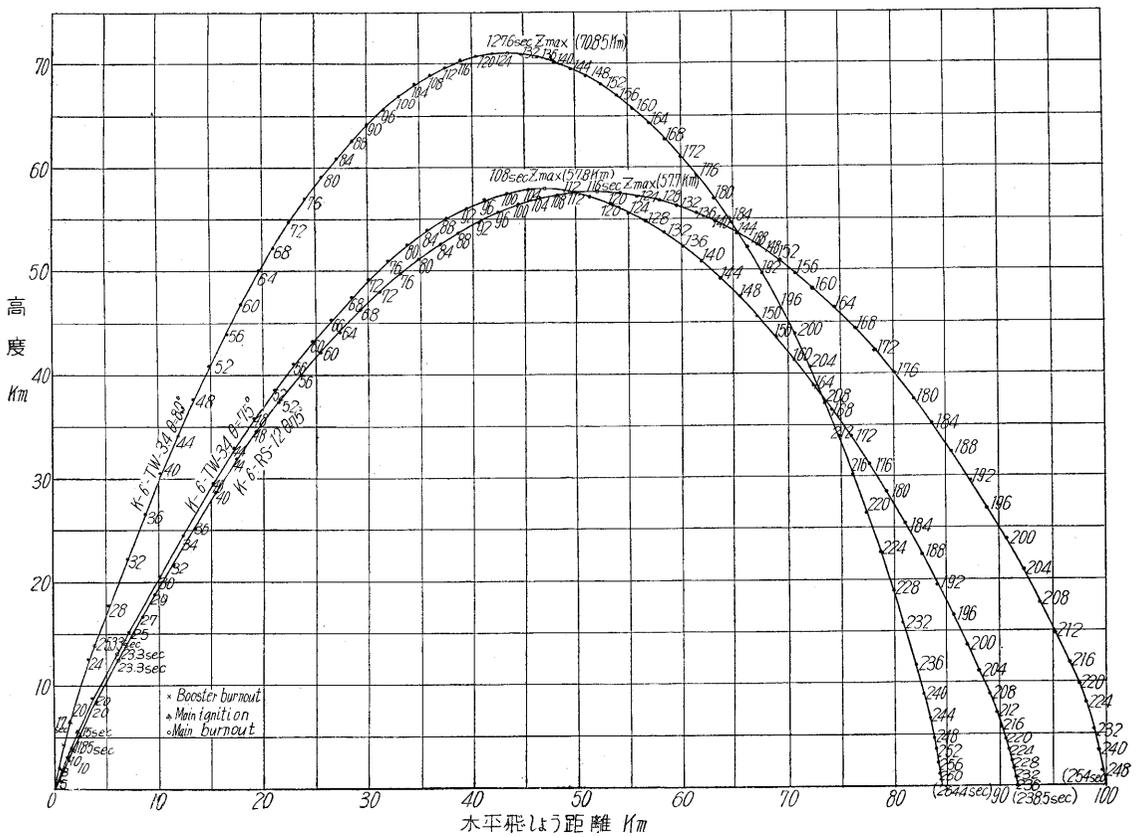
第6図

第2表

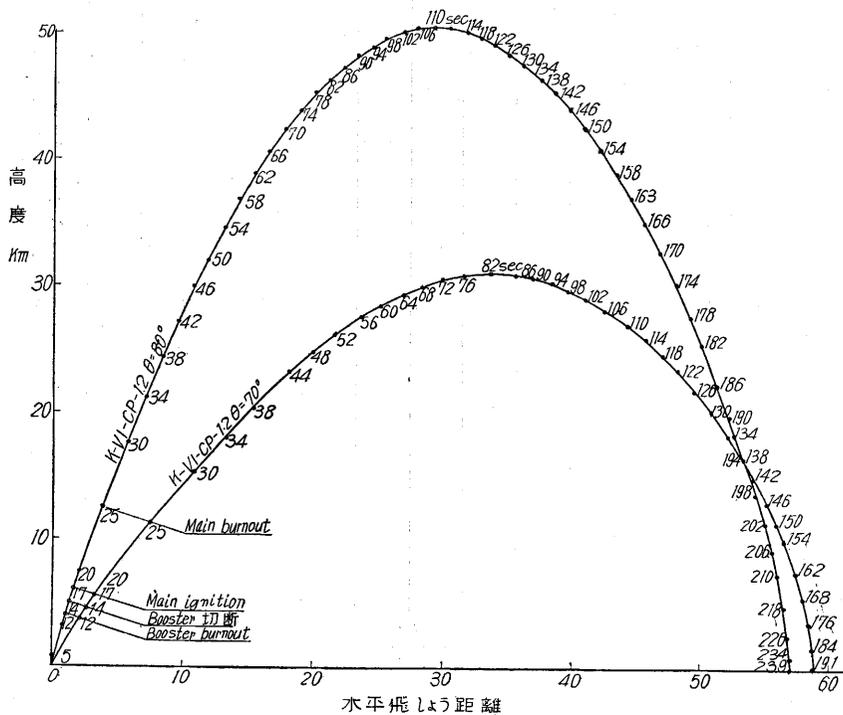
		$\theta=75^\circ$		$\theta=80^\circ$	
		B. stage	M. stage	B. stage	M. stage
RS-1, 2	v_{ig} m/s		425		
	z_{ig} km		5.35		
	v_{max} m/s	628	1495		
	z_{bo} km	3.97	12.53		
	g_{max}	8.4	19.7		
TW-3, 4	v_{ig} m/s		445		360
	z_{ig} km		5.53		6.45
	v_{max} m/s	648	1505	639	1515
	z_{bo} km	4.13	12.89	4.27	14.43
	g_{max}	8.9	19.1	8.7	21.4



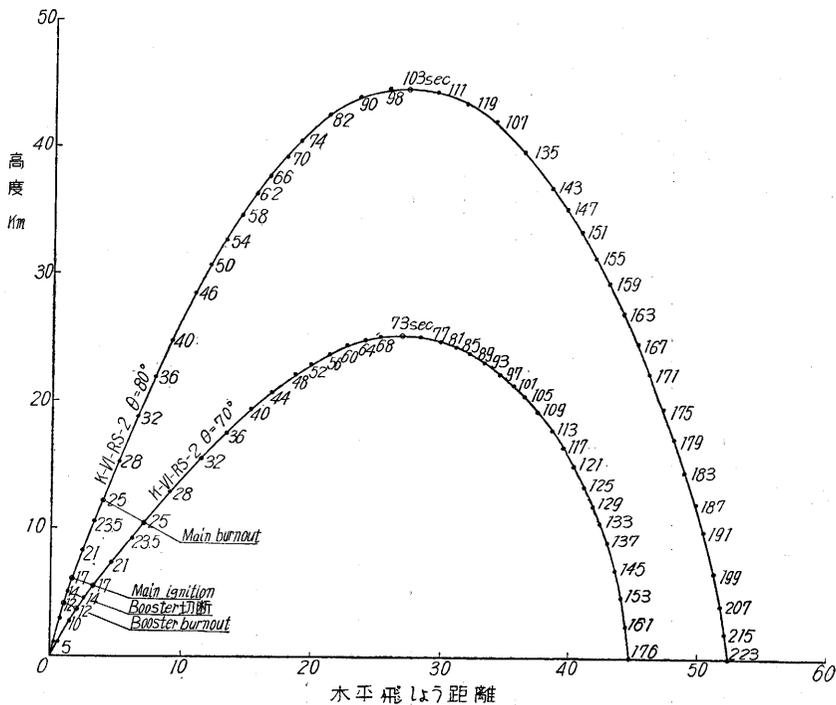
第 7 図



第 8 図



第9図 (a) カッパ6型 CP 1,2号機 trajectory



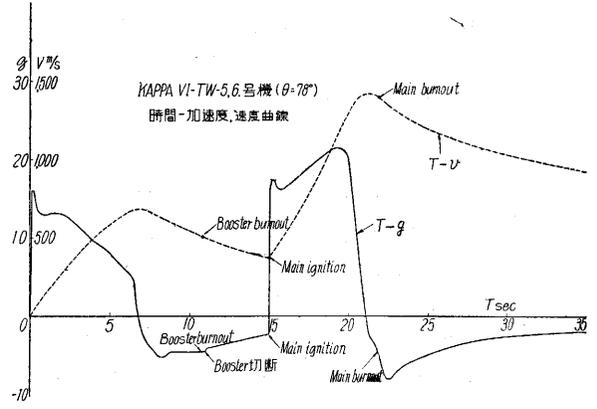
第9図 (b) カッパ6型 RS 2号機 trajectory

重量 260.36 kg 重量 80.42 kg
 平均推力 1,590 kg 平均推力 915 kg
 燃烧秒時 12.0 sec 燃烧秒時 8.0 sec
 RS 2号機

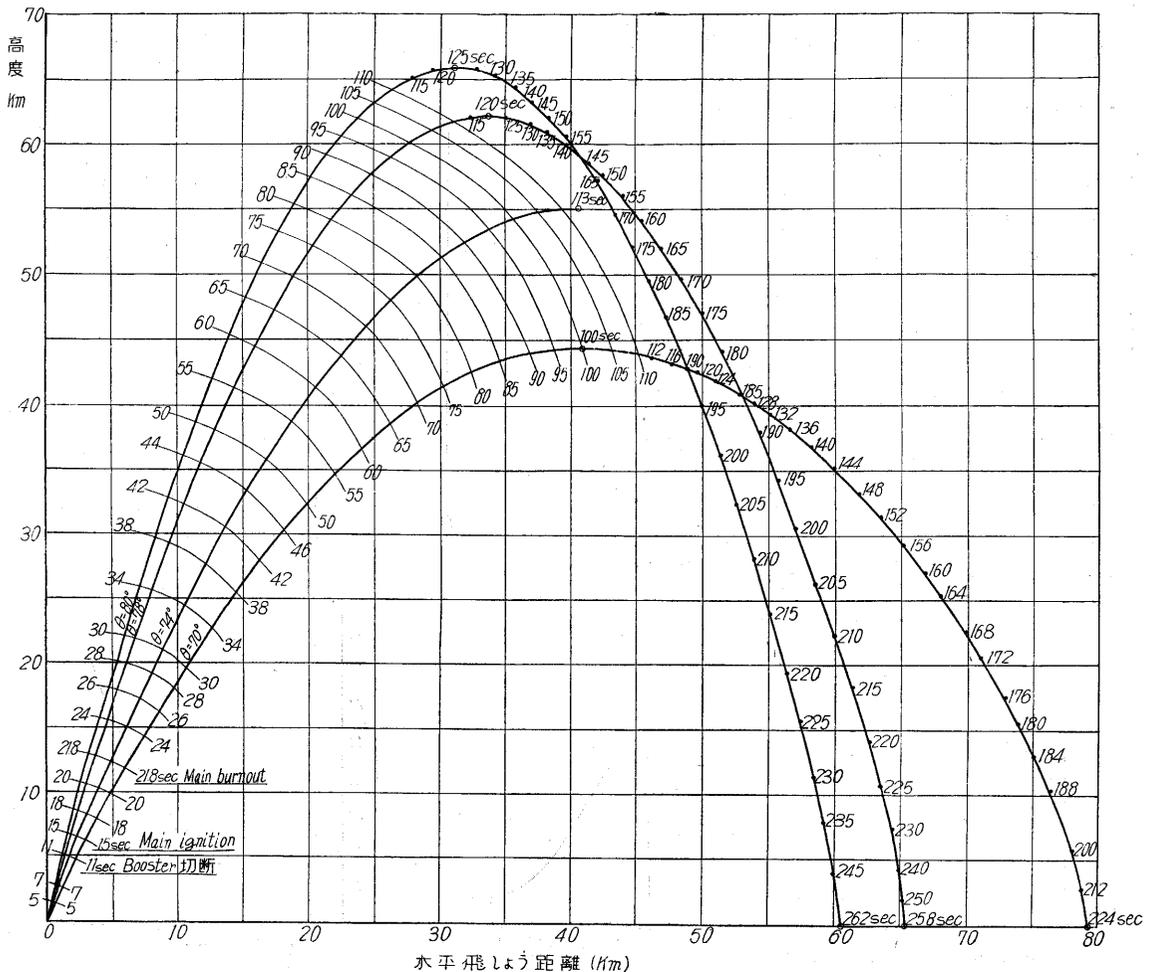
booster stage main rocket
 全 長 5,927 mm 全 長 3,568 mm
 重 量 265.84 kg 重 量 85.90 kg
 平均推力 1,590 kg 平均推力 915 kg
 燃烧秒時 12.0 sec 燃烧秒時 8.0 sec

第 3 表

		$\theta = 80^\circ$		$\theta = 70^\circ$	
		B. stage	M. stage	B. stage	M. stage
CP-1, 2	v_{ig} m/s		377		362
	z_{ig} km		6.17		5.68
	v_{max} m/s	615	1317	615	1310
	z_{bo} km	4.11	12.54	3.80	11.26
	g_{max}	7.5	18.0	7.5	17.3
RS-2	v_{ig} m/s		360		357
	z_{ig} km		6.10		5.44
	v_{max} m/s	600	1215	600	1183
	z_{bo} km	4.05	12.08	3.65	10.38
	g_{max}	7.4	16.0	7.4	15.4



第10図 カップ6型 TW-5,6号機
時間一加速度, 速度曲線



第 11 図 カップ6型 TW 5号機 trajectory

発射角度：80° および 70° Booster 切断：X+14 sec, main rocket の ignition：X+17 sec

計算結果の主な数値およびその trajectory を第3表および第9図に示す。飛しょう時の発射角は3機共に78°であった。

5) 12月飛しょう用(TW5号機)

TW5号機は冬期飛しょうにそなえ、従来の6型と異なり、特に悪天候にも対処し得るように燃料に改良が加えられた性能向上型である。

諸元

booster stage		main rocket	
全長	5,441 mm	全長	3,082 mm
重量	262.00 kg	重量	80.00 kg
平均推力	1,915 kg	平均推力	1,130 kg
燃焼秒時	10.8 sec	燃焼秒時	6.8 sec

発射角度：80°, 78°, 74°, 70°

booster 切断：X+11.0 sec, main rocket の ignition：X+15.0 sec

第10図に速度および加速度曲線を第11図に trajectory を示す。

3. 6型の booster 切断時および coasting time について

2 stage の rocket の場合 booster の切断時期および main rocket の ignition までの coasting time の選び方によって rocket の上昇性能は変わってくるので、これらの optimum time を見出すことが必要である。これらの数値はロケットの型式、重量、燃料重量、推力曲線、燃焼時間、発射角度等によって変わってくるので、それらの値が変わるごとに計算を行なうのであるが、ここにその計算結果の1例を示す(第12,13図)。

4. 発射角度と到達高度

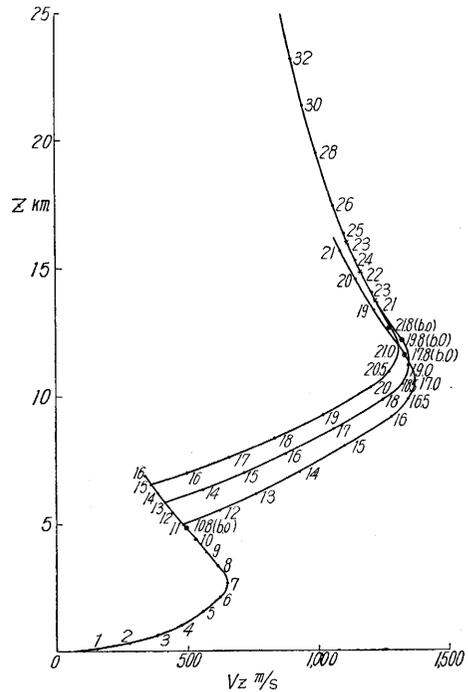
ロケットの概略性能を求める時は簡略に時間を要せずその性能を求めることのできる垂直上昇の場合について計算を行ない、その結果を基にして各発射角度の場合の性能に換算するが、この場合発射角度と到達高度の関係をグラフにしておくとう便利である。第14図は6型の

発射角度—到達高度曲線である。到達高度が求められればさらに第15図より飛しょう時間が求められる。

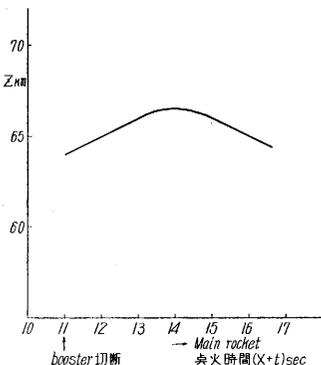
6. あとがき

カップ6型が計画、設計され飛しょう実験が行なわれるまでに計算された結果をまとめて第4表に示す(31ページに掲載)。計算を行なうに当たって終始ご指導を戴いた糸川教授、玉木教授、秋葉鎌二郎氏、および計算をしていただいた渡辺助教授とその研究室の方々に深謝する。

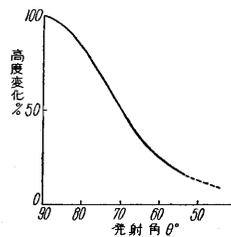
(1959. 5. 3)



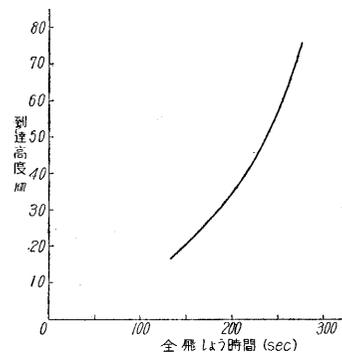
第12図



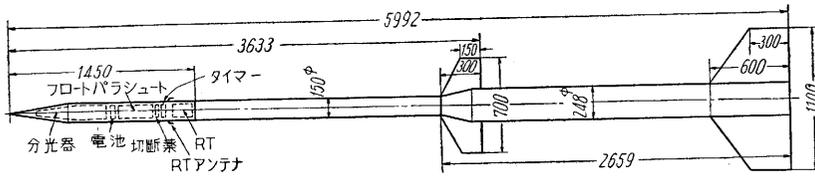
第13図



第14図



第15図



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、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 ではタ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