

カッパ IV 型, 122S 型, 150S および T 型, V 型の性能計算

秋葉録二郎・広沢 暁夫・交告 尚重・北坂 秋秀・田中 雅子

まえがき

性能計算はその目的に応じて各種の計算方法を用いるが、これらに関してはカッパ II 型および III 型の場合に述べたので詳細は省略し、主として計算結果を報告する。

1. 計算法 現在は主として

1) step-by-step method 3) Z-V diagram method

2) 逐次近似法 4) graphical method

を用いているが 1), 2), 3) については生産研究 Vol. 9, No. 6 に述べたので 4) について説明する。

ロケットの Trajectory の微分方程式は次の形の連立方程式である。

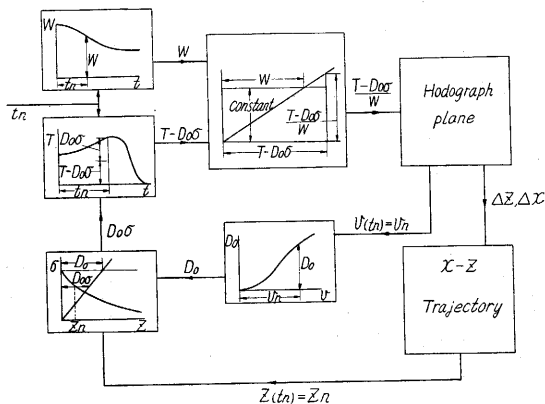
$$\left. \begin{aligned} \frac{1}{g} \cdot \frac{dv_z}{dt} &= \frac{T(t) - D_0(v)\sigma}{W(t)} \cdot \frac{v_z}{v} - 1 \\ \frac{1}{g} \cdot \frac{dv_x}{dt} &= \frac{T(t) - D_0(v)\sigma}{W(t)} \cdot \frac{v_x}{v} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

- v : 速度 (m/sec) σ : 空気密度変化率
- t : 時間 (sec) W : 重量 (kg)
- g : 重力加速度 (m/sec²) z : 高度 (m)
- T : 推力 (kg) x : 水平飛しょう距離
- D_0 : 海上での空気抵抗 (kg) (m)

(1) 式を有限階差の形にかくと

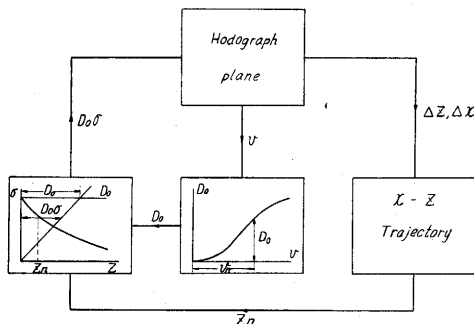
$$\left. \begin{aligned} \Delta v_z &= \left\{ \frac{T(t) - D_0(v)\sigma}{W(t)} \cdot \frac{v_z}{v} - 1 \right\} g \Delta t \\ \Delta v_x &= \left\{ \frac{T(t) - D_0(v)\sigma}{W(t)} \cdot \frac{v_x}{v} \right\} g \Delta t \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

ここで右辺に t_n での数値を入れて Δv_z , Δv_x を計算し、その値を v_z , v_x の t_n の値に加えることにより v_z , v_x の $t_{(n+1)}$ の値を計算し v_z , v_x の $(t_n + t_{n+1}/2)$ の値に Δt を乗じて t_n の t に加えることによって z , x の $t_{(n+1)}$ の値が計算される。この間の代数計算をすべて図式によって行う。第 1 図はこれを block diagram で



第 1 図

示したものである。すなわち $W-t$, $T-t$, $\sigma-Z$, D_0-v , v_x-v_z , $X-Z$ 各平面および一つの割算面を必要とする。加減は divider を用いることにより、また乗除は一般には相似三角形によって行われる。第 1 図の中がかかされていない hodograph plane を第 2 図に示す。これら

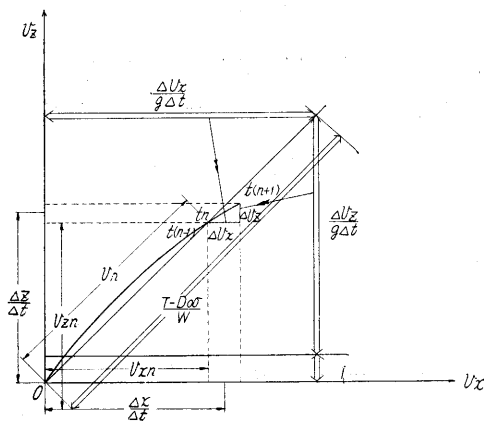


第 2 図

の図の中で \rightarrow 印は比例コンパスを用いる箇所を示す。すなわち加速度面、速度面、距離面の間の scaling をこれで行い図面の大きさが適当になるように調節を行う。hodograph plane は加速度面と重っているのだからやすくするため加速度のそれは \leftarrow 印で表わしてある。以上は推力および重量変化のある燃焼中の場合であるが、燃焼後はさらに第 3 図のように簡単になる。すなわちこの場合重量 W は定数であるので $D_0 \sigma / W$ の除算は比例コンパスによる scaling により行われる。

この計算の独立変数は t であり Δt は一定に選ぶ。

原理は step-by-step method でその際の代数計算をすべて section paper を用いて図式に行うのであるが、計算器を用いて行う計算よりも時間が非常に早く、精度も



第 3 図

計算器を用いる場合と大差ない結果が得られる。

2. 空気抵抗 空気抵抗は速度、高度、ロケットの形状、音速等の函数であり

$$D_0 = \frac{1}{2} \rho_Z \cdot v^2 \cdot F \cdot C_D$$

現在用いているものは模型ロケットを使用して風洞実験より求めたもの、あるいはロケットに搭載した加速度計の測定結果を解析して求めたもの等である。第4, 5, 6 図に計算に使用した空気抵抗曲線を示す。

第 1 表

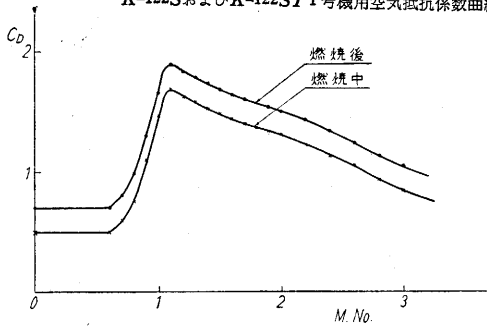
名称	θ	booster stage						main stage												
		W _T	T _{mean}	τ	v _{max}	Z _{bo}	α _{max}	W _T	T _{mean}	τ	v _{ig}	Z _{ig}	t _{ig}	v _{wax}	Z _{bo}	α _{wax}	Z _{max}	t _{Zmax}	x	t _{total}
K-IV	70°	319.1	8077.9	4.0	962	1.71	28.2	49.39	926.4	3.2	545	8.0	13.5	1135	1.04	21.7	44.8	98.8	64.0	205.3
"	75°	"	"	"	961	1.76	28.1	"	"	"	571	"	13.0	1134	1.05	21.0	48.1	101.2	50.6	209.5
"	80°	"	"	"	959	1.79	28.2	"	"	"	573	"	12.7	1151	1.06	21.6	53.1	107.9	37.7	223.5
K-122S	68°							45.8	572.5	4.5				520	1.07	13.0	4.35	27.9	6.16	60.3
K-122ST1	30°							44.65	512	6.0				592	0.51	12.2	0.93	13.5	6.74	28.0
"	2							44.35	"	"				544	0.49	12.1	0.83	12.8	6.10	27.5
K-150S	"							66.93	1038.3	"				808	0.95	16.4	1.72	15.5	8.43	35.1
K-150T	60°							70.80	797.5	7.9				805	3.0	16.1	6.70	31.0	10.93	74.0
K-V-1	"	192.16	4356.6	2.39	529	0.71	50.6	69.21	"	"	415	1.85	5.5	939	6.11	12.1	11.38	39.9	17.12	102.0
"	2	203.90	"	"	525	0.77	48.5	72.05	"	"	350	2.20	6.0	966	7.15	13.0	15.30	48.8	16.60	121.5

θ: 発射角度(°), W_T: 全備重量(kg), T_{mean}: 平均推力(kg), τ: 燃焼時間(sec), v_{max}: 最大速度(m/s), Z_{bo}: 燃焼後高度(km), α_{max}: 最大加速度(g=9.8m/s²), v_{ig}: 点火時速度(m/s), Z_{ig}: 点火時高度(km), t_{ig}: 点火時々間(sec), Z_{max}: 到達高度(km), t_{Zmax}: 頂点までの時間(sec), x: ランチャ点より落下点までの水平飛しょう距離(km), t_{total}: 全飛しょう時間(sec)

ρ_Z: 高度 Z における空気密度(kg·sec²/m⁴) v: 速度(m/sec) F: 断面積(m²) C_D: 空気抵抗係数

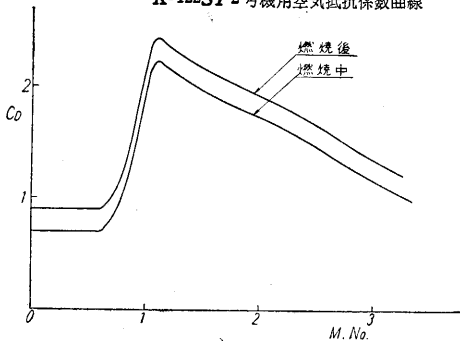
で表わされるが、C_D はロケットの形式が異れば当然異ってくる訳であるが、これによってロケットの性能は大きく左右される。

K-122SおよびK-122ST1号機用空気抵抗係数曲線

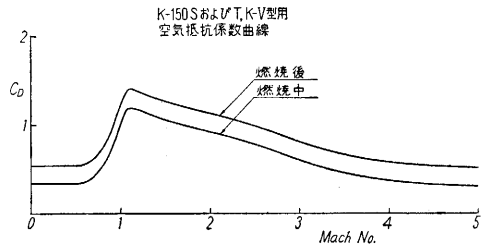


第 4 図

K-122ST2号機用空気抵抗係数曲線

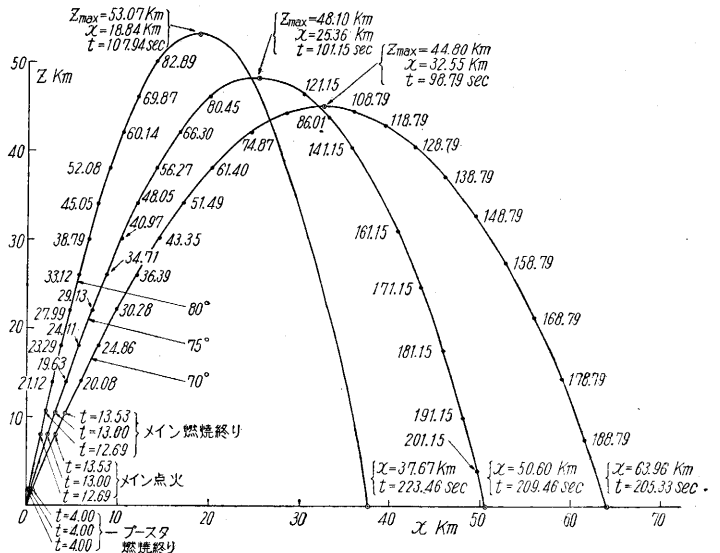


第 5 図



第 6 図

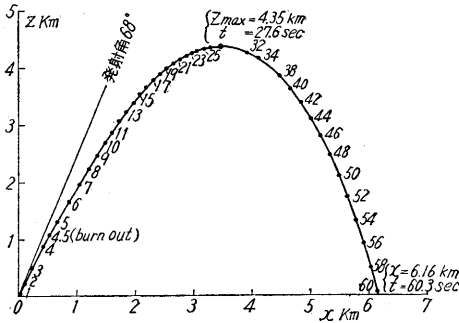
3. 計算結果 計算使用数値および計算結果数値はすべて第1表に示す。



第 7 図 カップIV型 1, 2号機 Trajectory

(1) **カッパ IV 型** カッパIV型は昭和32年9月22日に1号機, 同22日に2号機の飛しょうが行われた. 計算方法は **step-by-step method** を用いた. 計算結果の詳細数値は非常にスペースを要するので記載省略し, その **Trajectory** を第7図に示す. 計算は発射角度 70° , 75° , 80° の場合について行ったが, 実際の飛しょう時の発射角度は1号機 70° , 2号機 65° であつた.

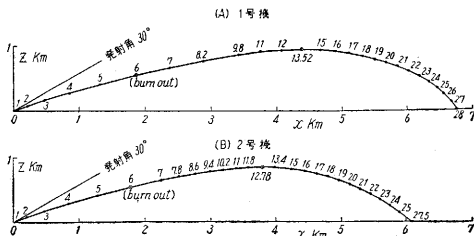
(2) **カッパ 122 S 型** カッパ122 S型は当初カッパV型のメインロケットに予定されていたもので昭和32年12月23日に1号機, 33年2月10日に2号機が飛しょうされた. 計算方法は **step-by-step method**, 第8図に1



第 8 図 カッパ 122 S 1 号機 Trajectory

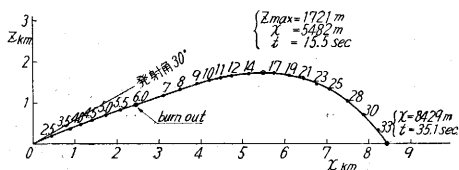
号機の **Trajectory** を示す.

(3) **カッパ 122 ST 型** カッパ 122 S T型はアンテナのテスト機として飛しょう実験を行ったもので, 昭和 33 年 3 月 6 日に1号機, 同7日に2号機がいずれも発射角度 30° で飛しょうされた. 計算方法は **step-by-step method**, 第9図にその **Trajectory** を示す.

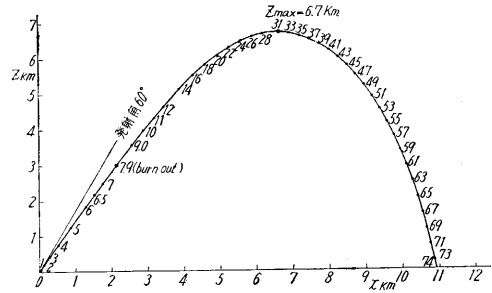


第 9 図 カッパ 122 S T の Trajectory

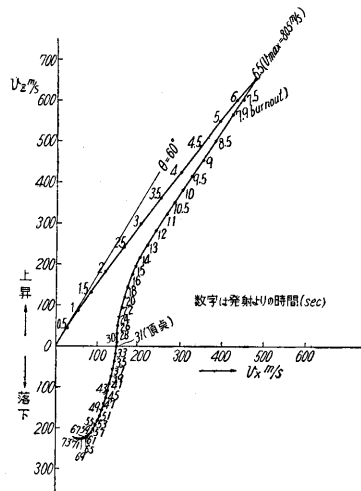
(4) **カッパ 150 S および T 型** 150型は I. G. Y. 本観測ロケット, カッパVI型のメインロケットであり, S型は昭和 33 年 4 月 8 日に発射角度 30° で, T型は昭和 33 年 4 月 24 日に1, 2号機が発射角度 60° で飛しょう実験が行われた.



第 10 図 カッパ 150 S Trajectory

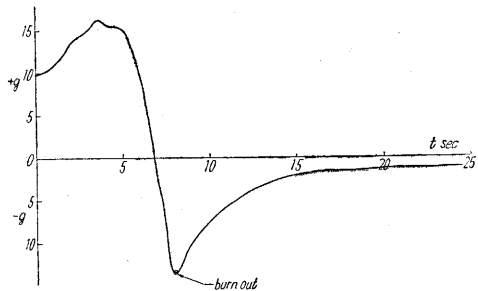


第 11 図 カッパ 150 T の Trajectory



第 12 図

計算方法は S 型が **step-by-step method**, T型が **graphical method** を用いた. 第10図が S 型の **Trajectory**, 第11図が T 型の **Trajectory** である. 第 12, 13 図は T 型の速度, 加速度の計算結果を示す.



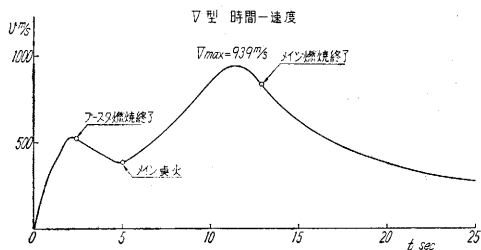
第 13 図

(5) **カッパ V 型** V型は前記 150 型をメインロケットとし, 220B型をブースタとした 2 stage のロケットである. 1号機は昭和 33 年 4 月 29 日発射角度 55° で, 2号機は 5 月 26 日発射角度 70° で飛しょうされた.

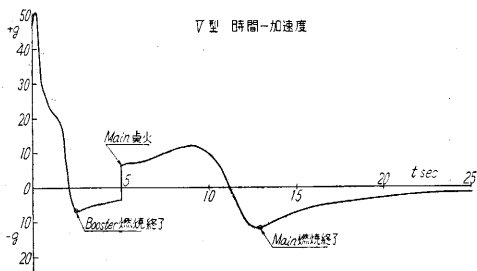
計算方法は 1号機が **step-by-step method**, 2号機が **graphical method** である. 第 14, 15, 16 図が 1号機, 第 17, 18, 19 図が 2号機の計算結果である. なお 1号機の計算は発射角度 60° で行ったが, 実際の飛しょうは 55° であつた.

4. 計算の目的に対する計算方法について

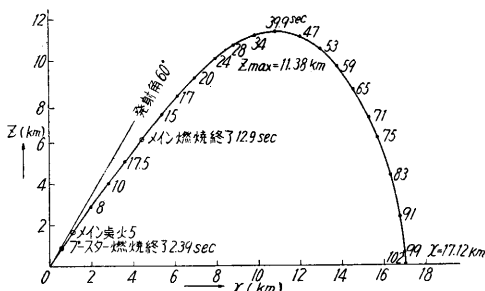
(1) 大略の性能を求めるとき



第 14 図



第 15 図

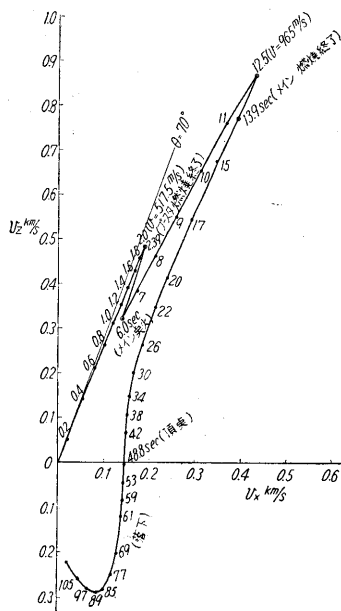


第 16 図 カップV型の Trajectory

燃焼中は逐次近似法または急速性能推定法（生産研究 Vol. 9 No. 11 “カップⅡ型およびⅢ型の性能計算”参照），燃焼後は Z-v diagram を用いている。この場合発射角はすべて 90° で計算し，その他の発射角度の場合は 90° 計算の結果に“angular factor”（前記生産研究参照）を乗じて求める。これによっておおよその到達高度，最大速度，optimum coasting time などがわかる。

(2) 警戒範囲を求めるとき この場合は Trajectory を必要とするので step-by-step method あるいは graphical method を用いるが，constant thrust (=total impulse/burning duration) および重量変化を constant にして行う。このように計算を簡略にしても Trajectory および飛しょう時間は精密計算の場合とほとんど同様な結果が得られる。

(3) 観測および計測資料（飛しょう実験用）とするとき でき得るかぎり精度を要するので，thrust curve は実測のものを用い，重量変化も実際に測した変化によって行う。計算方法は step-by-step および graphical method であるがこの場合の独立変数を出来るだけ細か

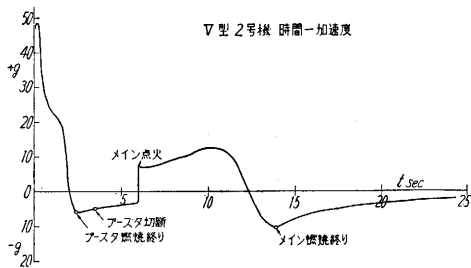


第 17 図

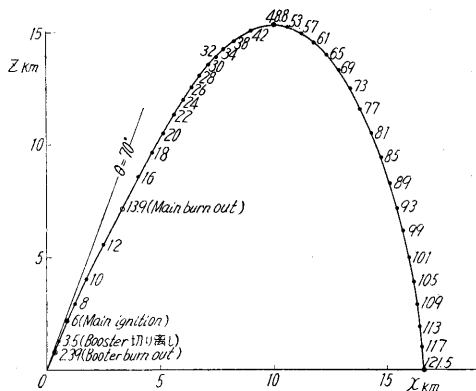
くとしている。

5. 補 追

前記計果の項はすべて飛しょう実験が行われる以前に計算または実測によって求めたデータを基にして行ったものであるが，計算使用値と最終的な数値（実験場で測定する）とに差の生ずる場合がしばしばある。また予定された発射角の変更等，これらの場合には実験場において修正計算を加える。なおこれらの計算はすべて風の影響が入っていない



第 18 図



第 19 図 カップV型2号機の Trajectory

いが，これを考慮に入れて計算を行えば理想的であるが，非常に時間を要する複雑な計算であり，また実験場上空における風のデータも乏しいので現在は省略している（計算方法は生産研究 Vol. 9, No.11 “カップⅡ型およびⅢ型の性能計算”参照）。最後に終始指導を戴いた糸川教授，玉木教授に深謝する。（1958. 8. 16）

文献：秋葉籙二郎「Rocket Trajectory の図式計算法」