

高速度カメラによるペンシル・ロケット飛翔特性の解析

植村 恒義・山本 芳孝

1. ま え が き

当研究所 AVSA 研究班により昭和 30 年 4 月、6 日間にわたって東京都下国分寺射場において第 1 回ペンシル・ロケット発射実験が行われたが、同実験において筆者等の担当した高速度カメラによるロケット飛翔特性の解析結果の概要を報告する。使用したカメラは 16 mm Fastax 高速度カメラで、ロケットの発射台 (launcher) 内での発進から離脱までの状況を広角レンズ、望遠レンズならびにシネマスコープ用レンズ等を使用し、毎秒 5,000 齣で撮影し、ロケットの変位、速度、加速度特性、飛翔姿勢、回転状況、ロケット・エンジンの燃焼状況等を解析した。

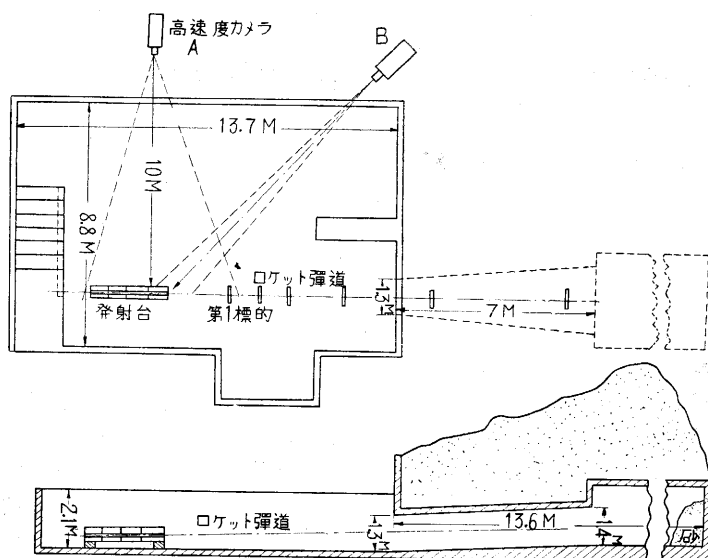
2. 実験の概要

実験に使用したペンシル・ロケットは全長 230 mm、直径 18 mm、重量 200 gr、4 枚尾翼の超小型ロケットで、ロケット火薬 13 gr を使用し、推力 30 kg 前後、燃焼時間約 0.1 秒である。尾翼はねじれ角 0 度、2.5 度、5 度の 3 種で、機体の頭部および胴部の材質はスチール、真鍮、ジュラルミンの 3 種を用い、重心位置が前後の 3 箇所に変化するようになっており、合計 36 機の試験を行ったが、このうち高速度カメラで測定したものは 22 機であり、第 1 表はこれらの諸元を示したものである。ロケット火薬の薬量は Full (13 gr) と Half (6.5 gr) の 2 種の場合を試験した。

第 1 表 高速度カメラ撮影の諸元

発射番号	高速度カメラ番号	実験期日	型式	発射台 M	火薬	Fastax カメラ				
						レンズ	シネマスコープレンズ	撮影箇所	撮影速度 f/s	公称速度 f/s
(7)	R 1	55-4-12	30 S	2	Full	35 mm	×	発射台 L 2 m	4600	4600
(8)	R 2	"	30 S	2	Full	35	×	発射台出口ターゲット T (2m)	4600	4600
(9)	R 3	55-4-13	30 B	2	Full	35	○	L ↔ T (4m)	4400	4400
(11)	R 4	"	25 D	2	Full	35	○	L ↔ T (4m)	4150	4200
(12)	R 5	"	35 S	2	Full	35	○	L ↔ T (4m)	4200-4400	4300
(14)	R 6	"	32 S	2	Full	154	×	close-up (55 cm)	4450	4450
(15)	R 7	55-4-14	30 S	2	Full	35	○	L ↔ T (4m)	4100-4300	4200
(16)	R 8	"	32 S	2	Full	35	○	L ↔ T (4m)	4100-4300	4200
(17)	R 9	"	35 S	2	Full	35	○	L ↔ T (4m)	4200-4300	4250
(18)	R 10	"	20 D	2	Full	35	○	L ↔ T (4m)	4300-4550	4400
(21)	R 11	55-4-18	30 S	3	Half	35	○	L ↔ T (5m)	4300-4450	4400
(22)	R 12	"	20 D	3	Half	35	○	L ↔ T (5m)	4100-4200	4150
(23)	R 13	"	30 S	3	Half	35	○	L ↔ T (5m)	4450-4650	4550
(24)	R 14	"	30 S	2	Full	35	○	ターゲット No. 1~No. 5 (5m)	4100-4450	4300
(26)	R 16	55-4-19	30 S	3	Full	35	○	L ↔ T (5m)	4200-4350	4300
(28)	R 17	55-4-23	30 S	3	Half	101	×	close-up (1m)	4200	4200
(29)	R 18	"	30 B	3	Half	35	×	L 出口-T (2m)	4300-4500	4400
(31)	R 19	"	22 D	3	Full	35	×	L 出口-T (2m)	4100-4300	4200
(32)	R 20	"	20 D	3	Full	35	×	L 出口-T (2m)	4350-4400	4400
(33)	R 21	"	35 D	1	Full	35	×	L 出口-T (2m)	4400-4600	4500
(34)	R 22	"	35 S	3	Full	35	×	L 出口-T (2m)	4300-4250	4300

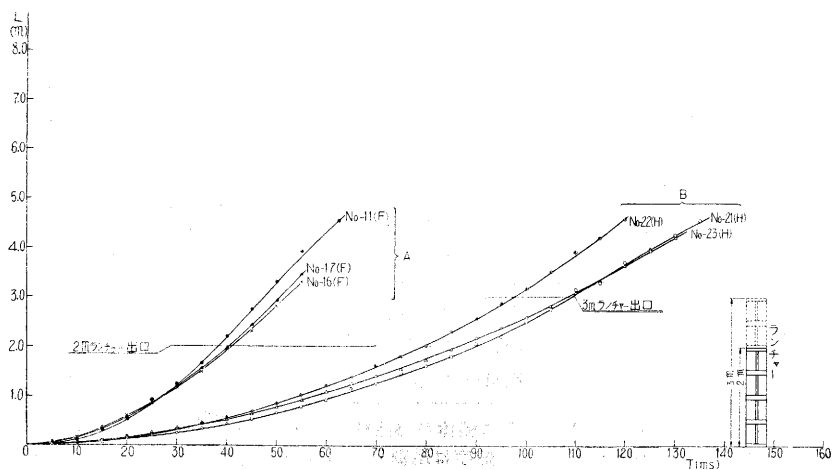
註 (1) 型式欄はロケットの構造を示す符号で、最初の数字は機体の部品数を示す。3 は頭部、胴部、尾部の 3 ケよりなり、2 は頭胴部、尾部の 2 ケよりなる。中央の数字は尾翼のねじれ角を示す文字で 0 は 0°, 2 は 2.5°, 5 は 5°。最後の文字は頭胴部の材質を表わす。S はスチール、B は真鍮、D はジュラルミン。
 (2) 撮影箇所欄で L ↔ T は発射台の発射の位置から第 1 標的の範囲を表わす。



第1図 実験射場配置図

使用したカメラは 16 mm Fastax 高速度カメラで、撮影速度は毎秒 5,000 齣である。第1図は発射台、高速度カメラ等の配置を示す射場の図面である。射場は 2.1 m の深さがあるので、カメラはロケットの弾道を約 10 度斜め上から見下した状態である。カメラ位置 A 点は弾道と直角に 10 m の距離にあり、B 点は弾道と 45° をなした斜前方からの撮影位置で距離は 14 m である。弾道測定には、A 点を使用し、発射台離脱瞬間のクローズアップの撮影には B 点を使用した。

使用したレンズは A 点では Raptar 焦点距離 35mm $f/2$ で、単独の場合 2.5 m の範囲の弾道を撮影できる。なお Bell & Howell 製 16 mm アナモフィックレンズ(16 mm シネマスコープ用レンズ)をこれに附加し、水平方向の視野を倍に拡げて、弾道 5 m の範囲の撮影もあわせ行ったが、本実験の場合のように場所的制約をうける



第2図 変位—時間曲線図

とき超広角レンズとして広い視野を撮影することが可能となり、また上下方向は縮小せず、水平方向のみ縮小した画面が得られるので解析の際の精度の点でも有利となり、このような水平方向に運動する物体の撮影の際には、シネマスコープ用レンズは非常に有利な手段となることがわかった(アート頁の写真参照)。B 点からの撮影には Raptar 101 mm. $f/3.5$, 154 mm. $f/4.5$ の望遠レンズを使用し、発射台離脱瞬間の状態を拡大撮影した。

高速度カメラは 100 呎巻の Kodak 製特殊フィルム(感度 ASA 100)を使用した。毎秒 5,000 齣の場合約 1 秒でカメラ内を通過し終るので、ロケットの発射瞬間と 0.1 秒以内の精度で同期させる必要があり、また速度測定のための用オシログラフ装置とも同期させる必要があるので、特殊

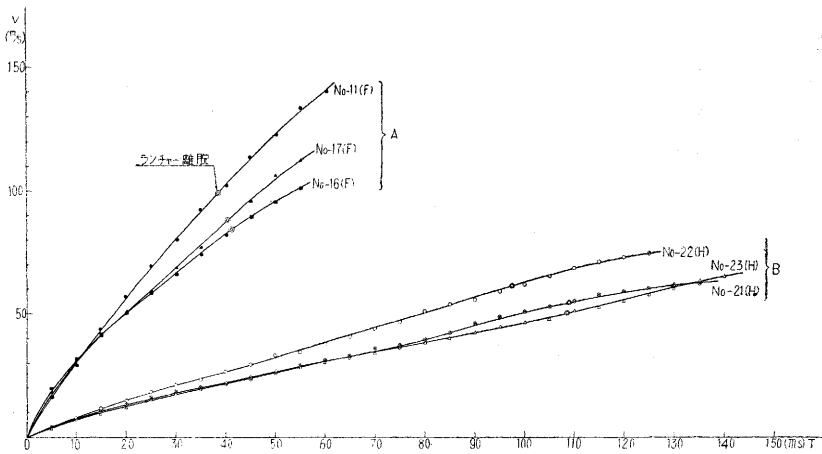
継電装置を使用して、指揮台上のメイン・スイッチからの遠隔操作によりカメラをスタートし、継電装置によりスタートより 0.6 秒後にオシロ装置に信号を送って同装置のシャッターを開き、同時にロケット発射用イグナイターに電流を流して発射させる電気回路を用いた。

照明には 1 kW 集光性特殊電球 12 箇を水平にならべて弾道位置を照らす方式を用いた。

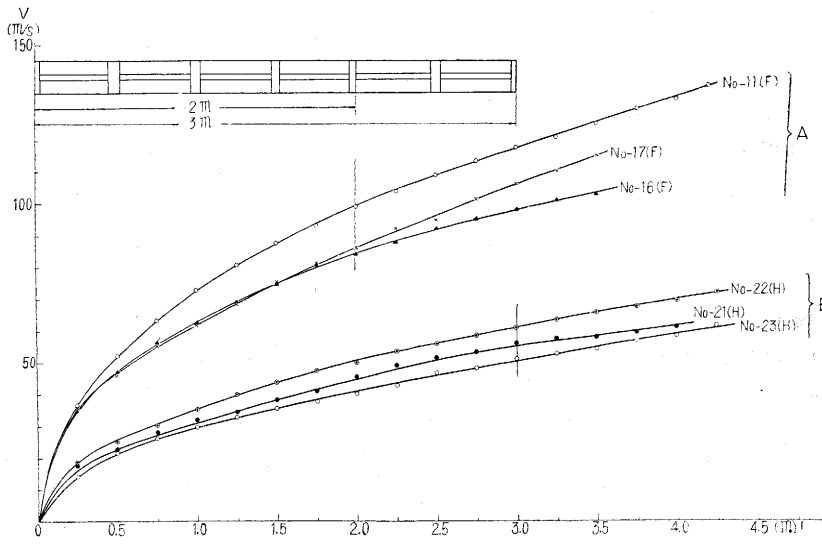
3. 実験結果

第1表に示したように種々の条件のロケットについて、計 22 本の撮影結果をえたが、これらのフィルムの画面を緩速度で映写し、ロケットの飛行状態、回転状況、ロケット・エンジンの燃焼状況等を観察解析するとともに、1 齣 1 齣の画面を拡大投影して精密な測定を行い、変位、速度、加速度特性曲線を求めた。以下その数例についてのべる。

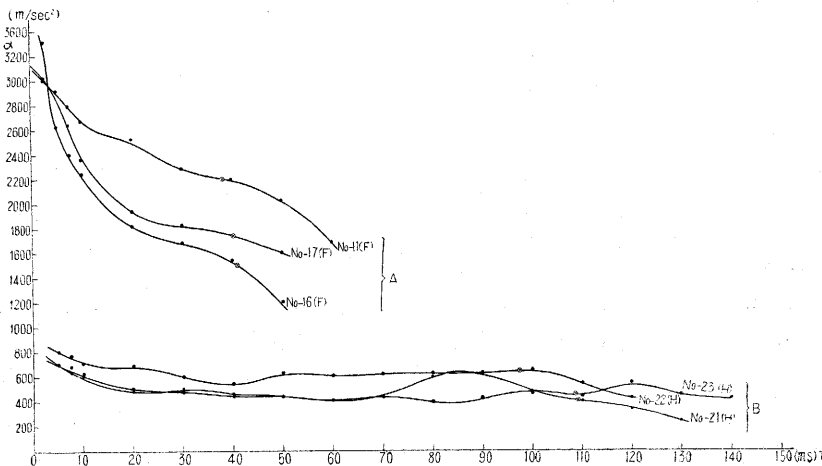
(a) 変位—時間曲線 第2図は測定結果を変位(L) — 時間(T) 曲線で表わした図の1例である。Aグループ(No. 11, 16, 17)は Full(薬量 13 gr) のロケットで、Bグループ(No. 21, 22, 33)は Half(薬量 6.5 gr) の場合である。これらの線図は変位—齣数の解析原図を時間軸を統一して、書き直したものであるが、原図では 300~700 齣にわたっての測定値となり、測定結果はほとんど完全



第 3 図 速度—時間曲線図



第 4 図 速度—変位曲線図



第 5 図 加速度—時間曲線図

で変位している。発射台内での発進から離脱までの時間は Full ロケット (A) の場合 2 m 発射台で 40 m 秒前後、Half ロケット (B) は 3 m 発射台で 95~110 m 秒程度を要していることがわかる。

(b) 速度—時間曲線 第 3 図は第 2 図を図式微分により速度 (V)—時間 (T) 曲線を求めた図である。Full ロケット (A) が 2 m 発射台を離脱する瞬間の速度は 85~100 m/秒である。撮影の範囲ではまだ加速され、速度が上昇していることがわかる。

Half ロケット (B) では 3 m 発射台離脱の速度は 50~60 m/秒となっている。

(c) 速度—変位曲線 第 4 図は第 2 図、第 3 図より速度 (V)—変位 (L) 曲線を求めた図である。Full ロケット (A) の場合、発進より 1 m の位置で 62~72 m/秒、2 m 位置で 85~100 m/秒、3 m 位置で 97~118 m/秒、4 m 位置で 110~137 m/秒の速度である。Half ロケット (B) では 1 m 位置で 30~35 m/秒、

2 m 位置で 40~50 m/秒、3 m 位置で 50~61 m/秒、4 m 位置で 58~70 m/秒の速度となっている。Half では 4.5~5 m 位置で大体定速となっている。発進より定速になるまでの所要時間は 110~120 m 秒で、この間ロケット・エンジンの推力が作動しているわけである。

(d) 加速度—時間曲線 第 5 図は第 3 図の速度—時間曲線を図式でさらに微分して求めた加速度 (α)—時間 (T) 曲線である。変位曲線は非常に正確に測定されているが、

にこの曲線上にのる程度の正確さで求められている。図からわかるようにほとんど拋物線に近いなめらかな曲線

速度を求めて理想的な曲線をひき、さらに微分を行って求めた加速度曲線であるため、20% 程度の誤差が存す

る場合があることが予想される。この図で見ると Full ロケット (A) では発進の初期 5 m 秒以内で、300~350 g 程度の加速度が作用し、次第に減少して 50 m 秒附近では、150~200g 程度の加速度となっており、そのあともなお加速度が働いていることがわかる。Half ロケット (B) では初期の 5 m 秒以内は 80 g 前後の加速度でその後は大体 60 g 前後のはぼ一定の加速度が 130~140 m 秒の間で作用している。このように加速度は燃焼期間中に相当変動している。

これらの加速度特性より Full と Half の場合のロケット・エンジンの推力の効率を考察してみよう。

ロケット火薬は中空棒状の形をしており、Full と Half の差は長さが 1/2 になっているのみで、火薬の表面および中空の内面の全表面より同時に燃焼し始める様式になっているので、燃焼条件が同一ならば燃焼に要する時間はほぼ同一になるはずである。いま Full および Half の火薬の有するエネルギーをそれぞれ E_F , E_H とすれば

$$E_F = 2E_H \quad (1)$$

となる。ロケットの質量を m 、燃焼時間を t 、 t 秒後の Full および Half の速度を V_F , V_H 、加速度を燃焼時間中一定と仮定してそれぞれ α_F , α_H とすれば次の関係がある。

$$E_F = \frac{1}{2} m V_F^2 = \frac{(\alpha_F t)^2}{2m} \quad (2)$$

$$E_H = \frac{1}{2} m V_H^2 = \frac{(\alpha_H t)^2}{2m} \quad (3)$$

ただし、火薬のエネルギーが全部運動のエネルギーに変ったと仮定した場合である。

(1), (2), (3) 式より

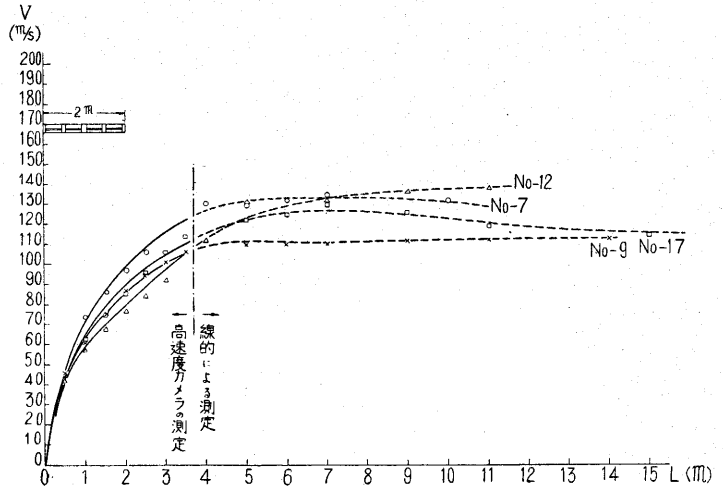
$$V_F = \sqrt{2} V_H \quad (4)$$

$$\alpha_F = \sqrt{2} \alpha_H \quad (5)$$

をうる。

これらの結果からわかるように、Half ロケットの速度および加速度は、Full の 72% であるはずである。しかるに実測結果より見ると 30~50% 程度になっている。これは Half の場合薬量は半分であるが、エンジンの容積が Full と同一であるため圧力が低くなり、燃焼条件が変ってきて、火薬エネルギーが推力のエネルギーにかわる効率が低下するものと考えられる。エネルギー的効率から考えると Half は Full の場合の 1/3 程度の効率になっている。

(e) 高速度カメラと線的による測定値の関係 第 6 図は発進より 5 m 範囲の高速度カメラによる精密測定



第 6 図 高速度カメラと線的による測定値の関係を示す速度-変位曲線図

値と糸川研究室により行われた線的による測定値との関係を示した速度-変位曲線図の 1 例である。線的による速度測定値により、高速度撮影範囲外の状況を知ることができる。このようにして発進の際の加速特性は高速度カメラより相当精度よく測定でき、それ以後の平均速度は、線的測定法によりわかる。速度は大体 5 m 附近で最高に達し 110~150 m/秒となっており、あとはわずかわづ減速している。

(f) ロケットの飛行姿勢、回転状況、ロケット・エンジンの燃焼状況 高速度撮影結果を緩速度で映写し、約 300 倍の時間的拡大にして観察解析した結果、ロケットは非常によく安定した状態でほとんどまっすぐに飛んでおり、回転状況は尾翼ねじれ角に応じたなめらかな回転を行っていることがわかった。またノズルより噴出するガスの状況よりエンジンの状況を観察した結果、割合うまく様に燃焼しており、大体発進より 4~5 m の附近で噴射を終わっているが、その附近で急激に火焰を多量に噴出して異常燃焼を起している例も見られた。

4. む す び

以上のようにロケットの発射附近における飛翔特性を高速度カメラにより精度よく解析することができ、毎秒数千齣程度のプリズム式高速度カメラが測定手段として非常に有効に利用できることがわかった。

本実験は糸川英夫教授総指揮の下に行ったもので、高速度撮影実験に協力された植村研究室助手伊藤寛治氏、戸田健次氏、大学院学生森重照夫氏、研究生重永興一氏ならびに測定解析に協力していただいた玉木研究室技術研究生武井道男氏、千葉工大学生深村巖、椎名英之両君の諸氏に深く感謝する。またシネマスコープ用レンズ使用に関し、援助をいただいた大沢商会野村俊雄氏に感謝する。

(1955. 6. 15)