

# 観測ロケット発射時におけるランチャ 及びロケットの運動計測

名 取 通 弘・外 崎 得 雄\*  
市 田 和 夫・砂 川 恵

## Measurement of the Motion of Launcher and Sounding Rocket at Lift-Off

By

Michihiro NATORI, Tokuo SOTOZAKI\*  
Kazuo ICHIDA, and Megumi SUNAKAWA

**Abstract:** Many sounding rockets in Japan are launched on beam-type launchers. In many cases launchers are not perfectly rigid and their stiffness has great influence on the trajectory of rockets especially for the cases of unguided rockets. The present paper describes the results of measurements on Kappa 9M rockets and their launcher at lift-off. Displacements of the launcher and rocket have been measured by optical displacement followers and differential-transformer type transducers and accelerations have been measured by strain gauge type accelerometers. High speed camera has also been used to obtain a longitudinal displacement of the rocket. It is well shown that the launcher moves stepwise at first and then oscillates as the rocket goes upward on the launcher. From the present study, the enough data have been obtained to deal with these subjects analytically and experimentally.

## 概 要

本報告は観測ロケット発射時におけるランチャ及びロケットの運動計測について述べたものであり、本報告により初めてこれらの運動が具体的に明らかにされた。運動計測はカッパ9M型ロケット及びそのランチャについて行われ、今後の理論的研究及び実験的研究に関して有用な基礎的資料が得られた。

## 1. ま え が き

日本における観測ロケットの大部分は、或る上下角に設定されたランチャから斜めに打上げられる。このランチャとロケットとの発射時の運動は発射後のロケットの運動に大きな影

\* 航空宇宙技術研究所 機体第一部

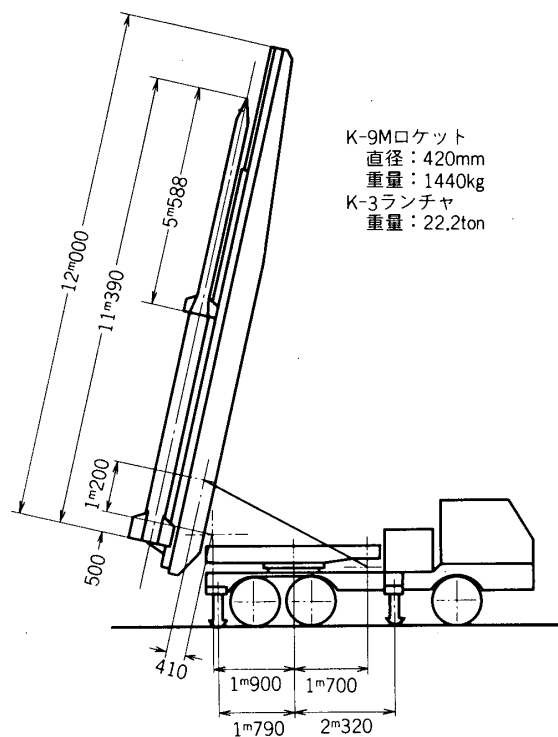
響を与える場合がある。ランチャに関しては、ロケットのランチャ離脱の際の Tipping Off 現象を中心として幾つかの検討がなされてきた [1~6]。池田及び古田 [2, 3] は Tipping Off 現象を避ける為には二段ガイドレールのランチャが望ましいこと、又ロケットの重心移動によるランチャの共振的振動を避ける為にランチャはその固有振動数が  $1/(2t_0)$  ( $t_0$ : ロケットの動き出しからランチャ離脱迄の時間) より十分大きくなるような剛性を持つことが望ましいこと等を述べている。森及び加藤 [4] はランチャに要求される条件として、ロケットの方向分散をある程度小さくするのに十分な速度を得る迄ガイドレールの長さがあること、Tipping Off の少ないこと、ロケットとランチャとが接触又は衝突しないこと、その為ロケット重量が大きい場合にはランチャ離脱時における重力によるロケットの落下を考慮して機体吊下げ式のランチャを採用せざるを得ないこと等を述べている。観測ロケット開発の初期において測定されたランチャの振動計測によれば、ロケットがランチャ上にある間は問題となる程の大きな振動はなく、ランチャ離脱後爆風によりランチャの固有振動が誘起されることが報告されている [4, 7]。しかし、ランチャの剛性がロケットの軌道に与える影響についての具体的な研究は未だなされていない。特に無誘導の観測ロケットの場合には、正確な軌道決定のためにランチャの動的効果を含めたロケット・ランチャ系の運動を詳しく知っておく必要がある。従来はこれらの効果を正確に算定しないで、剛に近く設計されたランチャによってロケットを打上げてきた。それにも拘らず、発射後のロケットのピッチング運動の周期等から算定して、K-9M 型ロケットで  $1/1,000 \text{ rad}$  程度の方向分散があり、これは風による方向分散と同じ程度であると言われており簡単に無視することはできない。又従来と較べて最近の計測機器及び計測技術は大きく進歩している。そこで筆者らは、上記に関する理論的及び実験的研究を新しく行うことを計画し、その一環として実際のロケット発射時におけるロケット・ランチャ系の運動計測を実施した。ここではその詳細について報告する。計測は東京大学鹿児島宇宙空間観測所において、カップーロケット打上げ用のランチャと K-9M 型ロケットに関して行ったものである。

## 2. 計測項目及び計測方法

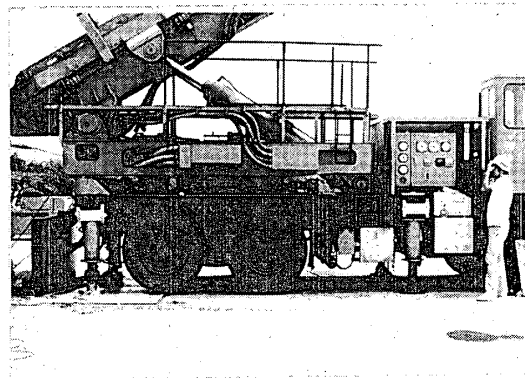
### 2.1 計測の概要

#### 2.1.1 K-3 号ランチャ及び K-9M 型ロケット

本研究の計測は、東京大学の観測ロケットとして最も数多く使用されかつ安定性の高い、K-9M 型ロケットを対象として行われた。K-9M 打上げ用のランチャとしては K-2 号及び K-3 号の二台が使用されている。K-3 号ランチャは方位角の設定を容易にするために施回台を有している四輪自定式のランチャで、打上げ準備が簡単にできることから使用頻度の最も高いランチャである。上下角及び方位角の設定は全て油圧によって行われ、ランチャ全体は機械的にロックされた四本の支柱によって発射点に固定される。本研究においてはこのランチャを対象として計測を行った。第1図に K-3 号ランチャ及び K-9M ロケットの概要を示す。第1図からわかるように、ランチャはブーム、施回台、及びこれらを支える部分(以後これをランチャ基部と呼ぶ)からなっており、ロケットはスリッパを介してガードレールを這ってゆく。第2図は施回台及びランチャ基部の詳細を示す。



第1図 K-3号ランチャ及びK-9M ロケット



第2図 施回台及びランチャ基部

### 2.1.2 計測の実施及び計測点

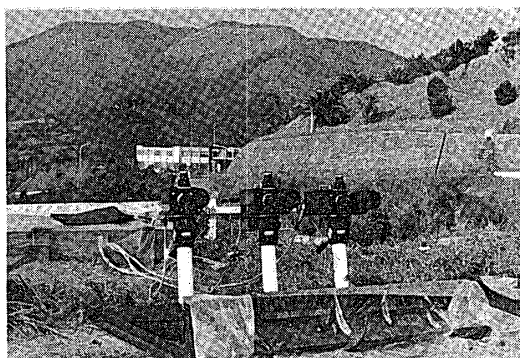
計測はランチャの特性を知る為の静的計測及び振動計測とロケット発射時の運動計測とに大別され K-9M-45 号機 (1974 年 1 月 9 日～16 日) を対象とした予備計測及び K-9 M-47 号機 (1974 年 9 月 9 日～20 日) を対象とした本計測が実施された。予備計測ではロケット発射時の運動計測と簡単な振動計測を、本計測では発射時の運動計測、静的計測、及び

第1表 計測器の一覧

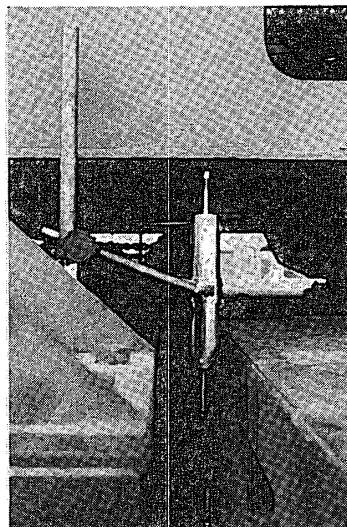
測 定 器	備 考
非接触光学式変位計	Zimmer OHG. Model 100 : 2 台, 100 A : 3 台
	Lens Model 測定距離 測定範囲
	05 300 mm 0 ~ 5 mm 固定焦点 : 2 本
	50 LV 10 ~ 50 m 0 ~ 50 cm 可変焦点 : 5 本 } 本 計 測
	1 MLV 20 ~ 80 m 0 ~ 100 cm " : 2 本 } 予 備 計 測
	写真用 任 意 " : 1 本
差動変圧器型変位計	新光電機
	差動変圧器 変位計 測定範囲
	Type 1511 6112 - 2.5 ~ 2.5 mm 四段切換 : 1 台
	1514 6115 - 25 ~ 25 mm " : 1 台
	1513 6114 - 10 ~ 10 mm " : 2 台
ロ ー ド セ ル	共和電業 LC-20TE 20 ton 圧縮用 : 2
	共和電業 LU-2 2 ton 引張用 : 1
	東京測器 CLP-50F 50 ton 圧縮用 : 1
静 歪 計 動 歪 計	共和電業 SM-6 K : 2 台
	新興通信 : 1 台
デ ー タ レ コ ー ダ ー	ソ ニ ー DFR-4915
	FRC-1402
高 速 度 カ メ ラ	日 立 HIMAC 16 HM
電磁オンシログラフ  シンクロスコープ デジタル電圧計	横河電機 EMO-122
	共和電業 Visigraph
	岩崎通信機 SS-5050
	武田理研 TR-6364
抵抗線型加速度計	新興通信 測定範囲 $\pm 10G$ : 3

振動計測を実施した。

計測項目の詳細については後述するとして、使用した計測器の一覧を第1表に示す。表中にある非接触光学式変位計は、一定の距離に配置した明暗の境界線を追跡してその変位を電圧変化として出力する計測器で、その原理等については附録を参照されたい。第3図に非接触光学式変位計及び差動変圧器型変位形の外観を示す。



(a) 非接触光学式変位計(カメラ部)



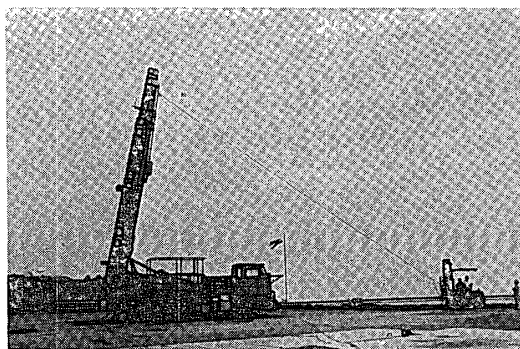
(b) 差動変圧器型変位計

第3図 変位計

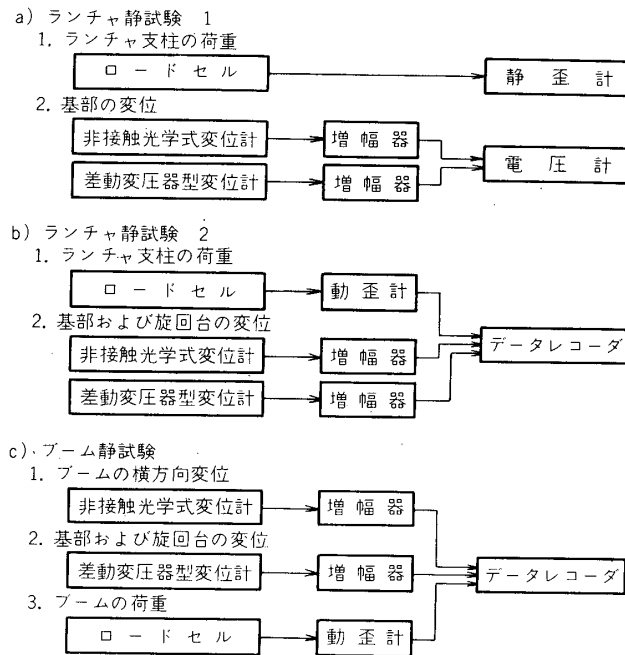
## 2.2 静的計測及び振動計測

### 2.2.1 静的計測

ランチャの諸特性を知る為に次の2種類の静的計測を行った。その一つはブーム角度を変化させてその時の支柱にかかる荷重並びに施回台及び基部の変位を計測するもので、これをランチャ静試験と呼ぶことにする。これはブームの重量及び重心位置と施回台及び基部を合せたものの重量、重心位置、及びバネ定数を求める為の試験である。ランチャ静試験については、ブーム角度を $0^{\circ}$ 、 $30^{\circ}$ 、 $45^{\circ}$ 、 $65^{\circ}$ 、 $80^{\circ}$ にとった5段階について計測する静試験1を7回、及びブーム角度を $0^{\circ}$ から $80^{\circ}$ まで連続的に変化させて計測する静試験2を6回実施した。夫々の回の計測におけるロードセル位置(4本のランチャの支柱に対して2個のロードセルを使用してその位置を適宜変えて全体のデータを得られるようにした)、変位計測点の位置等の詳細は省略する。第二の静的計測はブームのバネ定数を求め



第4図 ブーム静試験及びブーム振動試験



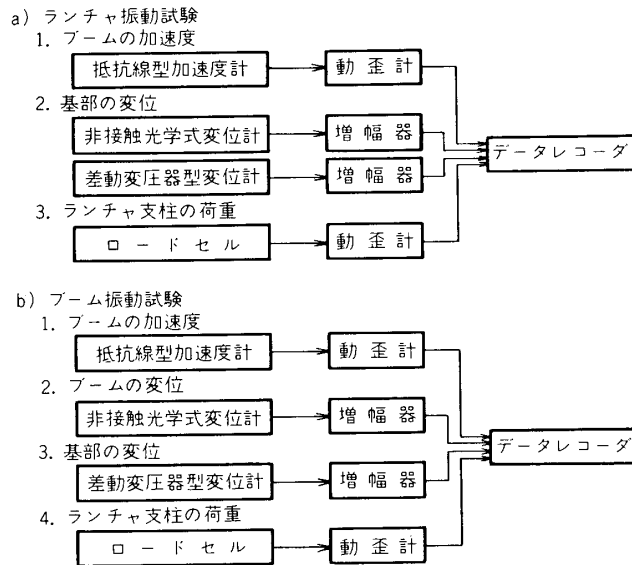
第5図 静的計測の計測項目及びブロックダイアグラム

る為のもので、これをブーム静試験と呼ぶ。これはロケット発射時の上下角  $80^\circ$  にブームを固定し、ブーム先端をナイロンロープを介してフォークリフトで引張りその荷重と変位とを計測するもので、9回の計測を行った。第4図にブーム静的試験及び後述するブーム振動試験の様子を示す。以上の静的計測の計測項目及びブロックダイアグラムを第5図に示す。

### 2.2.2 振動計測

ランチャ各部の慣性モーメント及び減衰係数を知る為並びに静的計測により得られた重量とバネ定数とのデータを検討する為に振動計測を行った。ブームを上下させる油圧系統を急停止させその衝撃によって旋回台及び基部を加振する方法と、ブームをロープを介して引張り適当な初期変位を与えてロープを切断してブームの振動を計測する方法とによって振動計測を行った。前者をランチャ振動試験、後者をブーム振動試験と呼ぶことにする。これらの振動試験に関しては、ブームの上下角が  $5^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $80^\circ$  の夫々についてランチャ振動試験を3回ずつ実施し、又上下角  $80^\circ$  の場合についてブーム振動試験を4回実施した。計測点位置等についての詳細については省略する。第6図に振動計測の項目及びブロックダイアグラムを示す。

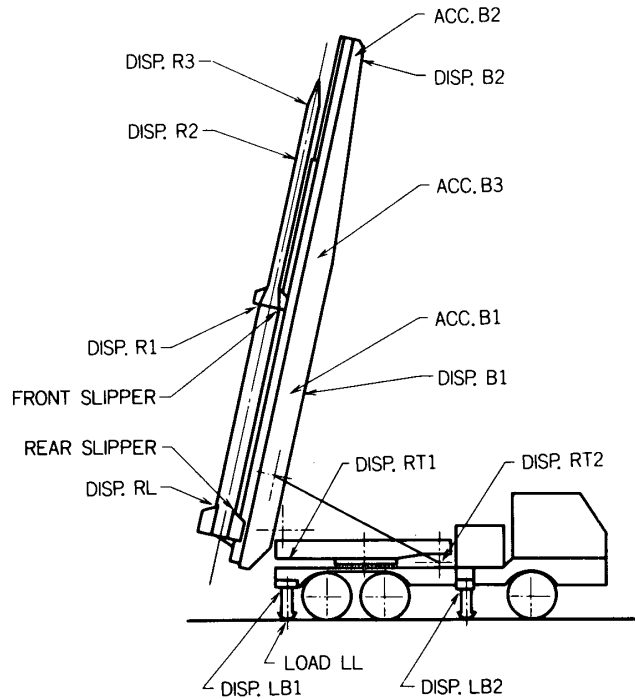
以上の静的計測と振動計測とは本計測の場合に実施し、予備計測においてはブーム振動試験のみを行った。



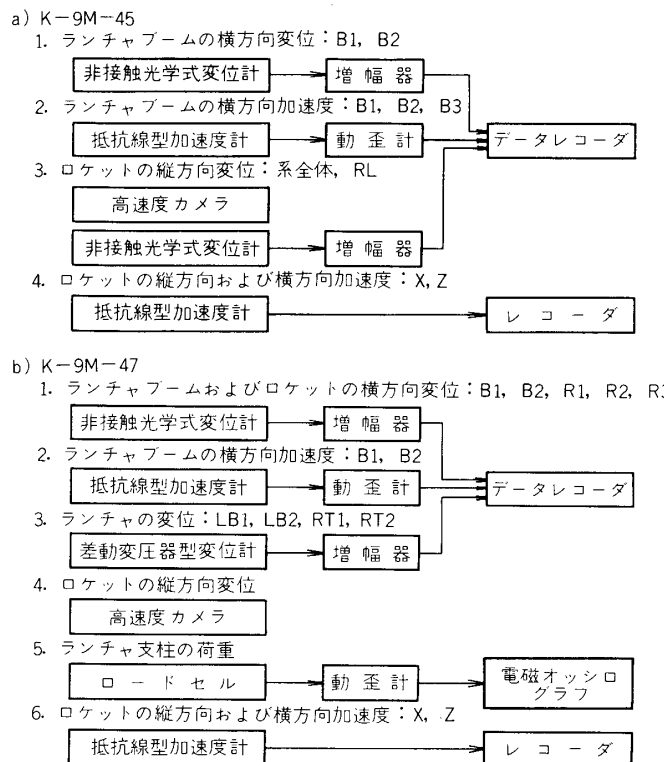
第 6 図 振動計測の計測項目及びブロックダイアグラム

### 2.3 ロケット発射時の運動計測

ロケット発射時のロケット及びランチャの運動計測として、ロケットの縦方向（ロケットの進行方向）及び横方向（進行方向と直角のピッチング方向）変位，ランチャブームの



第 7 図 計測点の位置



第8図 ロケット発射時の運動計測項目及びブロックダイアグラム

横方向変位及び加速度, ランチャ施回台及び基部の変位とランチャ支柱の荷重に関する計測を実施した. 第7図に計測点の位置を示す. 図の DISP., ACC., 及び LOAD は, 夫々変位, 加速度, 及び荷重に関する計測点を示す. 又 R, B, RT 及び LB は 夫々ロケット, ブーム, 施回台, 及び基部に関するものを示し, DISP. RL はロケットの縦方向変位, LOAD LL は支柱の荷重計測点を表す. なお, 以上の計測の他にロケットの縦方向及びピッチング方向加速度 (ACC. X 及び Z) を計測しているが, これらは標準仕様としてロケットに搭載されている計器によるものである. 予備計測及び本計測における計測項目及び計測のブロックダイアグラムを第8図に示す. 夫々の計測項目の詳細を以下に示す.

### 2.3.1 ランチャブーム及びロケットの横方向変位

非接触光学式変位計により計測する. ブーム先端の計測点 B2 は地上約 13m の高さであり, 計測機器がロケットの爆風等で損傷を受けない位置でこの点の変位を十分な精度で測定できなければならない. この点を考慮して, 発射点から約 40m 離れた位置に変位計を設定した. この位置には他の計測機器の大部分を設定したので, 以後この計測器設定点を計測位置と呼ぶことにする. 変位計の標点としては, ブームに関しては十分な明暗の境界線が得られた. 又ロケットに関しては, 本研究の為に特別の塗装を施すようなことはしなかったが, 晴及至曇の通常の天候状態であればほぼ十分な標点を得られた. この変位計のデー



タを同じく計測位置に置いたデータレコーダに記録する。ロケット発射時には、このデータレコーダを半地下の計測室からリレーを介して遠隔操作した。

### 2.3.2 ランチャブームの横方向加速度

抵抗線型加速度計をブーム側面のロケットの爆風等の影響をなるべく受けない位置にビスで固定し測定する。増幅器は計測位置に設定し、約 50 m の延長コードによって接続される。

### 2.3.3 ランチャ施回台及び基部の変位

ランチャ基部の変位は、地表に置いた厚さ 50 mm の鉄のブロック上に立てたマグネットスタンドに差動変圧器型の変位計を固定して測定する。変位計とランチャ基部とは、基部に接着した厚さ 7 mm の硬質ゴムに接着してあるナットを介して確実に接続される。又施回台の変位は、ランチャ基部に固定したマグネットスタンドに変位計を固定し、これを同様の方法によって施回台と接続して計測する。この変位計の出力を爆風の影響の少ないランチャ前部の地表に置かれた増幅器によって増幅し、約 75 m の同軸ケーブルを介して半地下の計測室に置かれた別のデータレコーダに計測する。これらの回路を含めた較正試験によれば、増幅器からデータレコーダ迄の電圧降下の影響は現れなかった。

### 2.3.4 ランチャ支柱の荷重変化

四本のランチャ支柱の一つに 50 ton の平型ロードセルを置いて、支柱にかかる荷重の変化を計測する。このロードセルは重量構造物試験用でロケットの発射にはなんらの影響を与えない。その出力を計測位置に置いた電磁オシログラフに遠隔操作によって記録する。

### 2.3.5 ロケットの縦方向変位

高速度カメラによる撮影記録から、ロケットと地表との位置関係を求める。高速度カメラを発射点から約 200 m 離れた位置に設定し、焦点距離 200 mm の望遠レンズを用いて発射後約 20 m の位置迄を記録した。撮影速度は予備計測では約 4,000 pps，本計測では約 1,000 pps とした。

予備計測においては非接触光学式変位計による計測も行った。この計測では、少なくともロケットがランチャ上を動いている間はロケットを捕捉したい為に測定範囲は 10 m 以上となる。それに較べて標点として選んだロケット第一段の尾翼の幅は非常に狭いので計測は困難ではあるが、一応の測定可能状態を得ることができた。

### 2.3.6 ロケットの縦方向及び横方向加速度

ロケットの縦方向及び横方向（ピッチング方向）加速度は、機体に搭載の抵抗線型加速度計によって常時計測されている。データはテレメータを介して地表のデータレコーダに記録される。

## 3. 計 測 結 果

### 3.1 静的計測及び振動計測結果

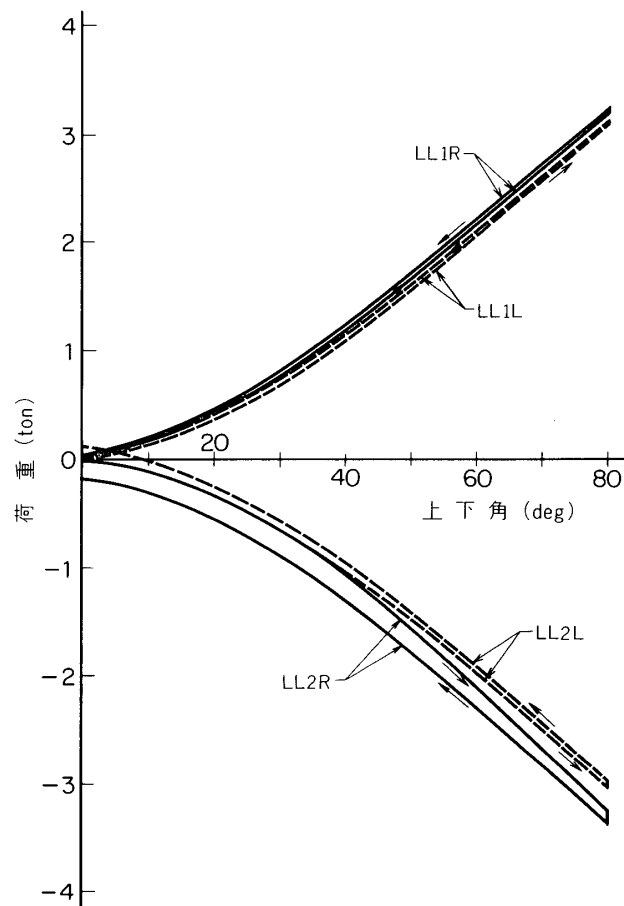
#### 3.1.1 静的計測結果

第 2 表にランチャ静試験 1 の結果を示す。これは四本の支柱の荷重を同時計測した結果ではないので必ずしも厳密に四本の支柱の荷重状態を現しているとは言えないが、この結果に

第2表 ランチャ静試験1の結果

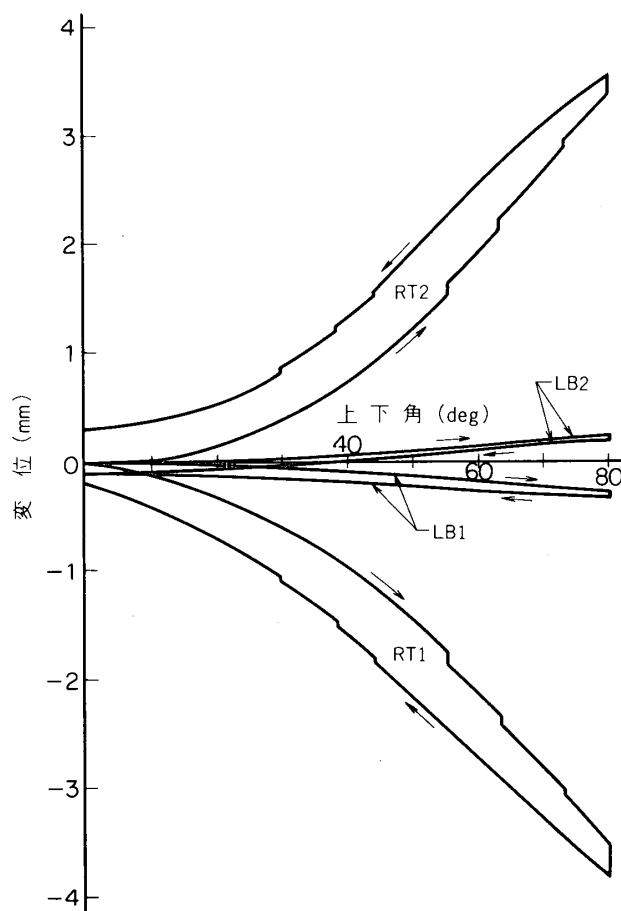
上 下 角 ( 度 )	荷 重 ( ton )				全 自 重 ( ton )
	後 部 支 柱		前 部 支 柱		
	LL 1R*	LL 1L*	LL 2R	LL 2L	
0	4.27	5.58	9.86	4.56	24.3
30	4.68	6.14	9.13	4.05	24.0
45	5.32	6.61	8.51	3.55	24.0
65	6.46	7.47	7.71	2.75	24.4
80	7.40	8.18	7.20	2.00	24.8

\* Rは発射方向に対し右側の支柱を, Lは左側の支柱を表す.



(a) ブーム角度と荷重変化

第9図 ランチャ静試験の結果



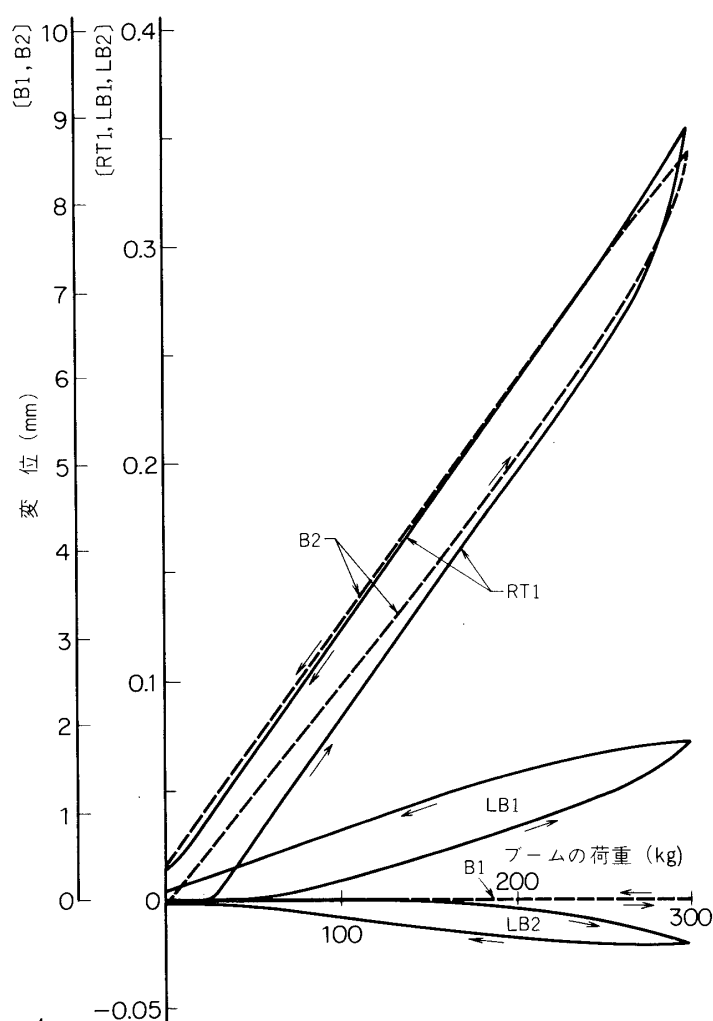
(b) ブーム角度と変位

第9図 ランチャ静試験の結果 (続き)

よれば後部支柱の荷重に較べて左右の前部支柱の荷重に大きな不均衡が見られ、上下角  $80^\circ$  に設定した時左前部支柱の荷重が非常に小さくなっていることが分る。これはランチャの支持が四点支持方式であることによる。また全自重の平均値は 24.3 ton で、これは公称値 (22.2 ton) と 8.6 % の差がある。

第9図にランチャ静試験2の平均的な結果を示す。(a)はブームの上下角と荷重変化との関係を示す。図中に現れる LL1R などの記号は第2表のところで定義したものと同一である。図はランチャブームが水平の時を基準にしており、荷重の正の値はブームの上昇に伴いランチャ後部が沈み、荷重が増加することを表している。(b)はブーム上下角と差動変圧型変位計による施回台及び基部の変位との関係を示したものである。計測点の位置は第7図に示した位置と同じである。施回台の変位はブーム上下の履歴により 0.4 mm 程度のずれがあり、又上下角変動中にも約 0.1 mm の不連続的な変化を示している。これらは主に施回台のガタに基因していると思われる。

第10図はブーム静試験の結果であって、ブームを引張るに必要な荷重とランチャ各部の変



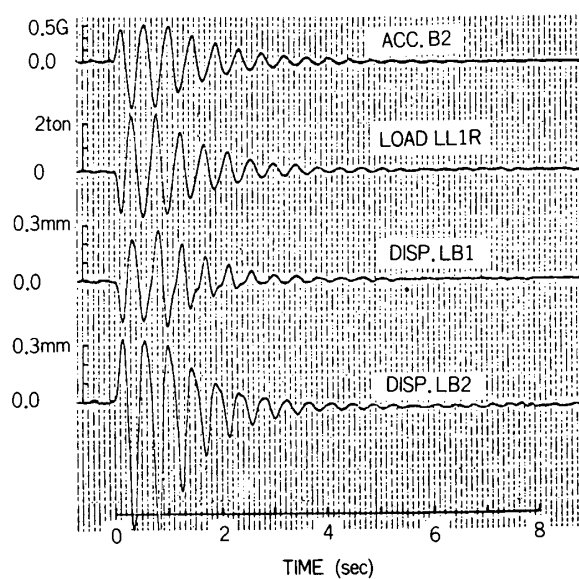
第10図 ブーム静試験の結果

位との関係を示したものである。図中に示した計測位置は第7図と同じである。B1, B2は非接触光学式変位計による計測結果であり、他は差動変圧器型変位計による計測結果である。

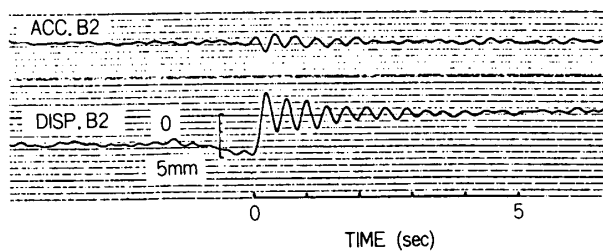
### 3.1.2 振動計測結果

第11図はランチャ振動試験及びブーム振動試験の結果の一例である。二、三の特別な場合を除いて殆んどの振動試験において観察される振動波形は比較的整った披形を示しているが、ランチャ静試験において観察された施回台のガタ（第9図(b)）の影響も見られる。

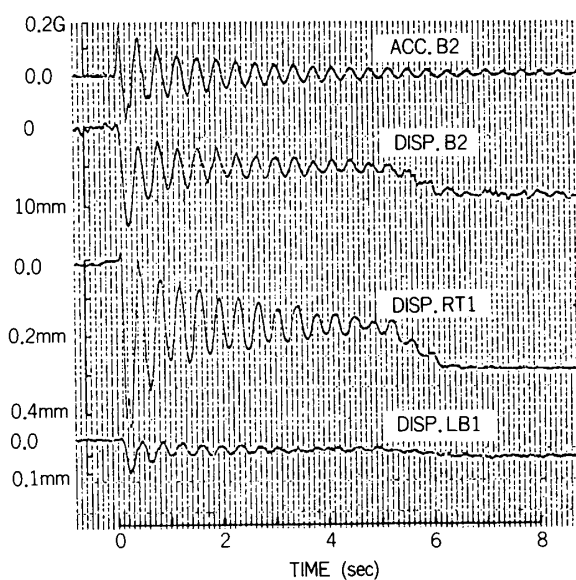
第3表に振動計測によって得られたランチャの固有振動数及び減衰係数を示す。なお、これらの結果及びこの節以後に述べる結果は、全てローパスフィルタによって56 Hz以上の周波数成分を省略したものである。



(a) ランチャ振動試験 K-9M-47



(1) K-9M-45



(2) K-9M-47

(b) ブーム振動試験

第11図 ランチャ振動試験及びブーム振動試験結果の一例

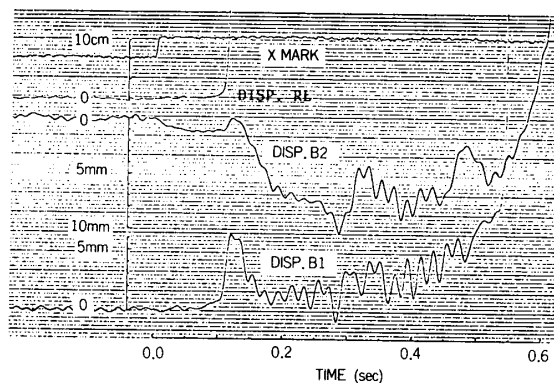
第3表 ランチャの固有振動数及び減衰係数

	上 下 角 (度)	固有振動数 (Hz)	対数減衰率
ランチャ振動試験	5	3.32	—
	45	2.98	—
	80	2.50	—
ブーム振動試験	80	2.71	0.170

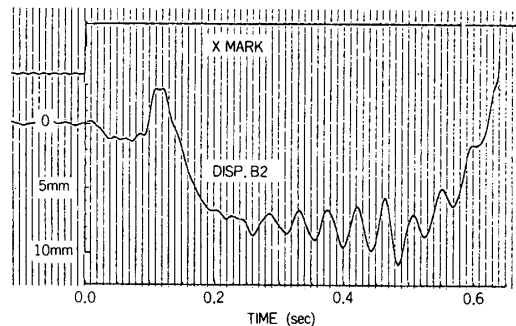
### 3.2 ロケット発射時の運動計測結果

#### 3.2.1 ランチャブーム及びロケットの横方向変位

ランチャブームの変位記録を第12図に示す。(a)には予備計測の場合を、(b)には本計測の場合を示す。本計測の場合 B1 についての記録が得られなかったが、これは計測器の調整不十分の為であったと思われる。これらの記録に示されている X マークはロケットモータの点火時期を示すものである。(a) 図にはロケットの縦方向変位 DISP. RL を同時に記載した。これは図には示していないが、モータ点火後 0.2 秒あたりで標点不良の為信頼でき



(a) K-9M-45



(b) K-9M-47

第12図 ランチャブームの横方向変位

るデータを与えなくなっている。その理由は、標点の幅が狭くかつ火焰のような局部的に明るい位置に近かったことが影響していると思われる。しかし(a)図に見るように、ロケット動き出しの様子は良く示されている。DISP. B2 の記録によれば、ロケットモータに点火してからロケットが動き出すにつれランチャブーム先端は急に下り、その後暫くして 0.3 秒後あたりから緩く揺れながらそれに 50 Hz 程度の小さな振動が重なっている様子が良く分る。(b)図の場合では、緩慢な揺れは見られないが初めに段階的に下る傾向は予備計測の場合と良く一致している。予備計測における DISP. B1 の記録を見ると、ロケットの動き出しに大きく変位し、元に戻りつつ振動が重なっていくことが分る。0.5 秒近傍から計測位置は噴煙に遮断されて光学式の変位計では計測不能となっている。

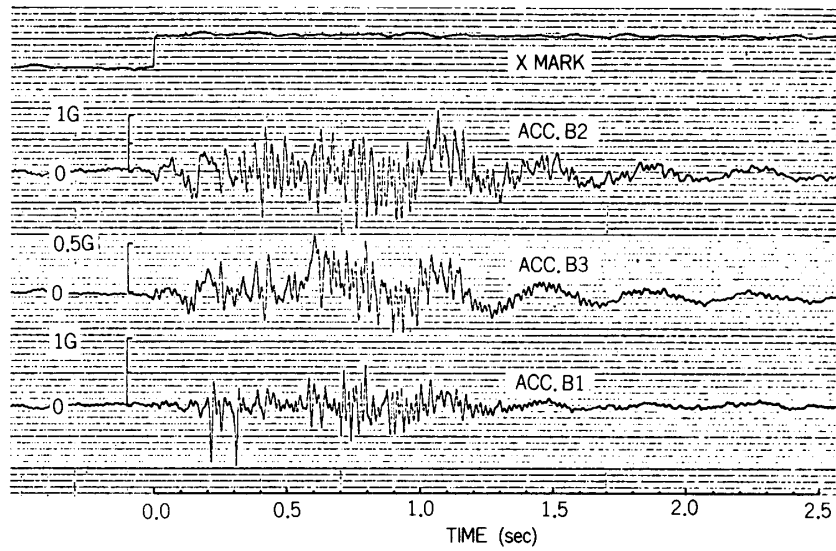
ロケットの横方向変位 R1, R2, R3 はロケットがガイドレールを迂ってゆく時のランチャとの接触状況を知る為のものであったが、本計測においてはその結論を出すのに十分な結果は得られなかった。本計測における天候状態は晴、曇、雨と急速に変化し、発射直前の雨まじりの状態から発射時には直射日光が射す程に変化した。この為標点として選んだロケットの明暗の境界線は背景との関係もあって大きな変化を受け、得られたデータから意味のある結果を引き出すのは殆んど不可能であった。ランチャブームについては黒く塗装した面を標点として使用したので、B2 に関しては十分な結果が得られている。

### 3.2.2 ランチャブームの横方向加速度

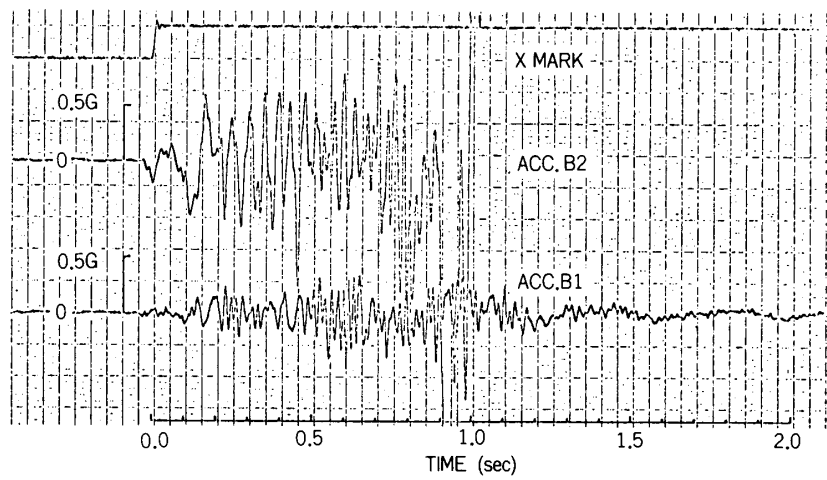
第13図はランチャブームの加速度記録である。これによれば、ランチャは点火後約 0.6 秒まではロケットがランチャ上を動くことによって振動し、1.0 秒迄はロケットの爆風によって励振される。この時間間隔においては、図には現れていないが、10 G 程度の高い加速度の値を持つ非常に高い周波数の振動が含まれている。1.0 秒以後はランチャブーム自身の固有振動に移行している。予備計測の場合も本計測の場合とほぼ同じ傾向である。本計測の場合 ACC. B2 は爆風により結線が外れ、途中から計測不可能になった。

### 3.2.3 ランチャ施回台 及び基部の変位計測

差動変圧器型の変位計による施回台及び基部の変位計測の結果を第14図に示す。ランチャ基部の変位 DISP. LB1, LB2 の最大値は 0.3 mm 程度で、施回台の変位 DISP. RT1, RT2 の 20 % 程度である。DISP. LB2 の記録に見られる 0.3 秒～0.5 秒の間の擾乱はデータレコーダーの誤操作によるものであり、この間 LB2 のデータのみは信頼出来ない。これらの記録を見ると、ロケットがランチャ上にある 0.6 秒以前では、ロケットの動き出しの瞬間の衝撃的な動きとそれに続く運動とが捉えられており、ロケットがランチャから離脱した後は、爆風等により約 2.30 Hz の固有振動の誘起される様子が良く示されている。ただし、ランチャ後部の爆風の影響を最も受け易い位置に設定された DISP. RT1, LB1 の変位計の記録は、約 1.2 秒後からその影響が直接的に現れていることを示している。しかし十分時間が経過した後は、その影響から回復している。発射以前に較べて LB1, LB2, RT1, RT2 の値は夫々 0.02 mm, 0.01 mm, 1.05 mm, -0.45 mm と変化しており、ロケットの重量により施回台が大きく変位していたことが分る。また DISP. RT1 の記録を見ると、0.2 秒前後から 0.6 秒近傍まで、約 10 Hz のガタのある振動を示している。時刻 0.2 秒は DISP. B2 の記録(第12図(b))によればロケットが動き出しある定常的な荷重をブー



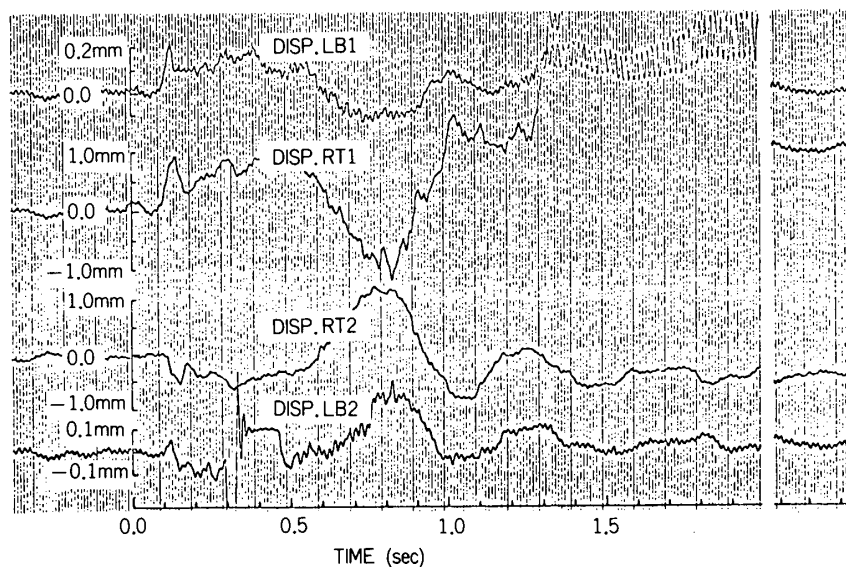
(a) K-9M-45



(b) K-9M-47

第13図 ランチャブームの横方向加速度



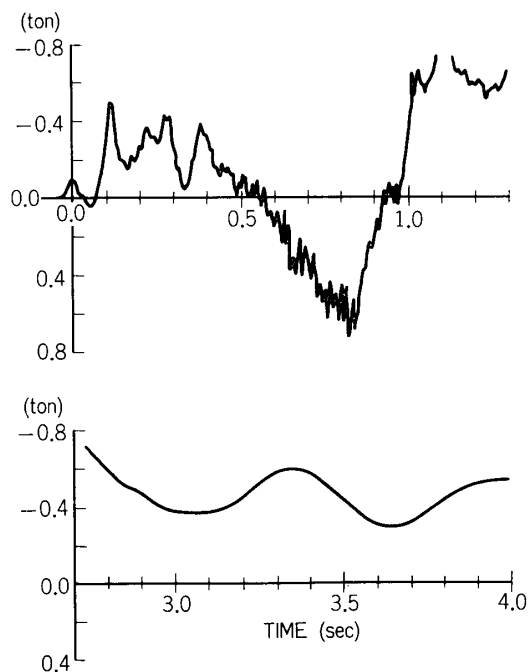


第14図 ランチャの変位 K-9M-47

ムに与え始める最初の時刻であって、これらのデータは良く対応している。

### 3.2.4 ランチャ支柱の荷重変化

第15図にランチャ支柱の荷重変化を示す。図はロケットがランチャ上に静止している状態からの荷重変化を示し、負の値は荷重が減少することを示す。前項と同様にロケット動き出



第15図 ランチャ支柱の荷重変化

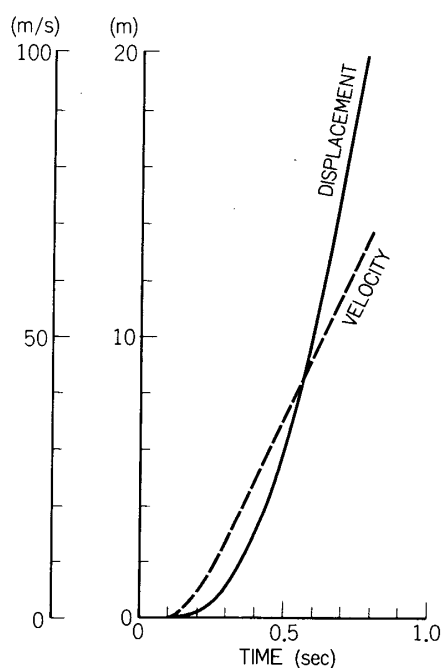
しの時の荷重低下，ロケット離脱直後の高い周波数成分の変動を伴った大きな荷重変動，及び離脱後十分時間が経過してからの緩やかな荷重変化の様子が良く示されている．ロケットがランチャ上にある間に大きな荷重増加（約0.33秒後）が見られるが，第14図の変位計測の結果にはこの時刻にこの様な大きな変化に対応するものはない．ランチャが固有振動に移ってからの0.8秒後に示される大きな荷重増加は変位計測の結果に良く対応している．また固有振動時の大きな荷重低下（1.1～2.8秒後）についてはスケールオーバーのために記録できなかった．その後荷重は1.7 Hz程度（3.5秒後）の緩やかな変動を示しつつ，-0.59 tonに落着いてゆく．

### 3.2.5 ロケットの縦方向変位

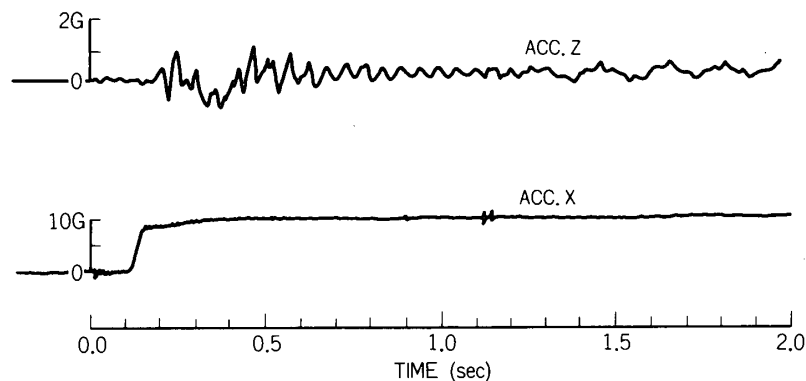
高速度カメラの記録を解析して得たロケットの縦方向位置及びこの曲線を微分して得た速度の記録を第16図に示す．図は予備計測の結果であるが，本計測の結果もこれとはほぼ同様のものが得られた．この図の速度記録を微分して得られ加速度の最大値は11.0 Gである．

### 3.2.6 ロケットの加速度

ロケットに搭載された加速度計による計測結果を参考までに第17図に示す．第17図はK-9M-45号機の場合である．ACC.Zは機体の横方向（ピッチング方向）加速度であり，ACC.Xは縦方向加速度である．ACC.Zの記録によれば，0.2秒から0.6秒までのランチャ上の振動，1.3秒以後の機体固有の振動，及びその中間の振動と大きく分けて三つの傾向が示されている．ACC.Xの記録に発射上下角77.5°の補正をして得られる縦方向加速度は，



第16図 ロケットの縦方向変位及び速度 K-9M-45



第17図 ロケットの横方向及び縦方向加速度  
K-9 M-45

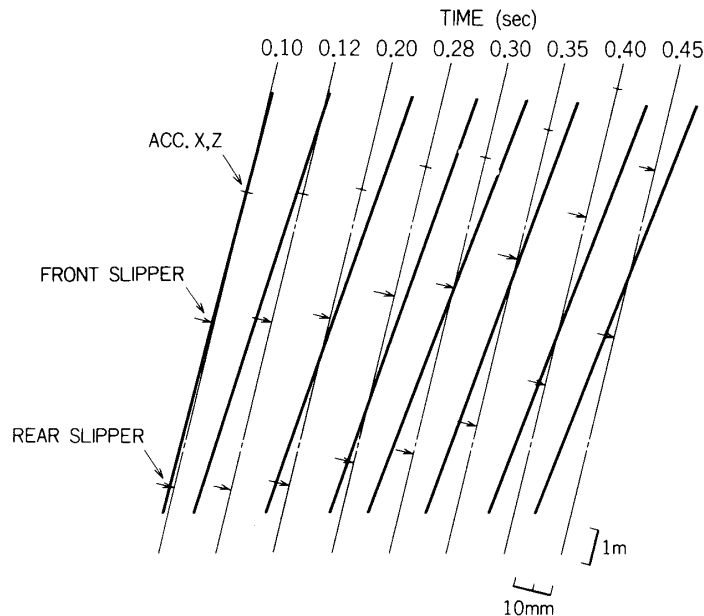
第4表 ロケット発射時の応答周波数 K-9 M-45

計測点及び時刻 (sec)		周波数 (Hz)	備 考
ランチャブーム	DISP. B 1	50.0	変位計測から求めた 周波数
	DISP. B 2	51.7	
ランチャブーム ACC. B1, B2	0.5	40	加速度計測から求めた 周波数
	1.0	52	
	1.5	2.5	
ロケット ACC. Z	0.5	29	
	1.0	50	
	1.5	6.0	

0.15秒後に9.1G, 0.3秒後に10.2G, 0.5秒後に10.85Gの最大値を示し, 0.7秒後には10.75Gとなってその後ほぼ一定となる. この機体計測の結果を含め上述の主な計測による応答周波数を纏めると, 予備計測について第4表のようになる.

### 3.2.7 ランチャブーム及び施回台の運動

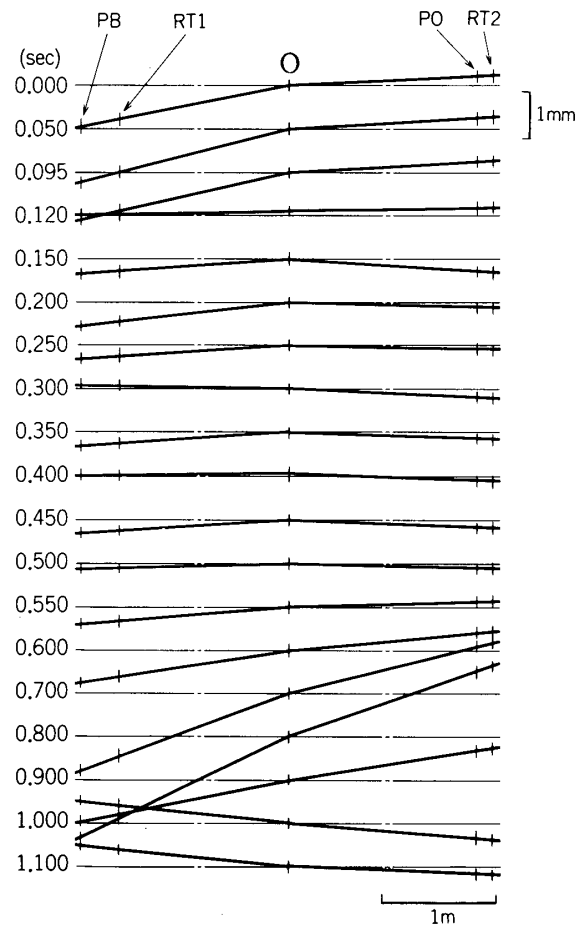
第18図は, 第12図(a)のランチャブームの変位計測の結果を整理して, ロケット発射前の位置からのランチャブームの姿勢の時間的变化を示したものである. ブームは剛としてDISP. B1, B2の計測結果を直線で結んで表してある. 又横方向変位は縦方向の基準長さに較べて100倍に拡大してある. 図には, 第16図に示されるロケットの縦方向変位の計測結果から得られるデータを基にして, ロケットのスリッパ位置及びロケットの加速度の計測位置が示してある. このスリッパを介してランチャにロケットの横方向荷重が伝えられる.



第18図 ランチャブームの運動  
K-9M-45

図によれば、ランチャブームの姿勢は、ロケットの動き出し(予備計測の場合 0.10秒後)と共に、今迄加えられていたロケットの自重の縦方向成分が除かれた平衡位置を中心として、ロケットの位置が移動していくにつれ微小な振動が加わって変化している。これより計算されるブームの角度変化は約  $1.1/1000 \text{ rad}$  である。

施回台の運動を第19図に示す。これはランチャ基部及び施回台の変位計測の結果(第14図)を整理したものである。ランチャ基部を剛としてその変位を DISP. LB1 及び LB2 の計測結果から直線で結んで表し、これに施回台の変位計測の結果を加えて全変位を表してある。施回台の中心Oは基部に固定されているとして DISP. RT1 及び RT2 の計測点の変位を直線で結んだものである。図に示されるPB 及び PO は夫々ブームの回転中心位置及びブームを支えるオレオの支持位置で、これらの点を介してブームの自重及びブームに加えられた力が施回台に伝えられる。この図はロケットが発射され十分時間が経った後の施回台の位置を基準にして表してある。ロケットモータ点火後ロケットが動き出す(本計測の場合 0.095 秒)と共に施回台後部で受けていたロケット自重の縦方向成分は除かれ(0.12 秒後)、ロケットの移動につれて施回台は規則的に小さく振動して(0.25 秒~0.5 秒)ロケットのランチャ離脱と共に大きく変位する様子が良く示されている。ランチャ離脱後、施回台後部は大きく下に、前部は上に変位する。そこでランチャ支柱の荷重は増加する。このことは第15図の荷重データと非常に良く一致している。このような運動は、ロケットの爆風と共に、ロケットの自重の横方向成分がランチャ離脱と共に除かれることが原因となって大きく現れるものと思われる。第18図に示したランチャブームの運動はこの施回台の運動に



第19図 施回台の運動 K-9M-47

大きく左右される。

#### 4. 結 論

本報告は、ロケット発射時におけるランチャ及びロケットの運動に関して、東京大学鹿児島宇宙空間観測所において K-9M 型ロケット及びそのランチャを対象として行った計測について述べたものである。本研究によって、初めてロケット発射時のランチャ及びロケットの運動が具体的に明らかにされた。

本研究において計測されたロケット発射時のランチャの運動は次の様である。即ち、ランチャはロケットの動き出しに伴ってステップ状に変位し、ロケットがランチャ上を移動する間は僅かに振動しつつ、ロケットのランチャ離脱後は大きく固有の減衰振動をしてゆく。この事実は、多くの変位計測、加速度計測、荷重計測等の結果によって確認された。ロケットの動き出しに伴うステップ状変位はロケット自重の縦方向成分の影響であり、ロケットのランチャ上移動は僅かな振動のみを励起したこと、及びロケット離脱後のランチャ

の固有振動は爆風とロケット自重の横方向成分の影響であることが確認できた。この計測における運動の傾向は、主に施回台後部が他と比較して相対的に剛性が低いことに依存していると思われる。ロケット自身の運動計測に関しては、天候状態の急変により計測器が正確に標点を捕捉することができず、解析可能なデータは得られなかった。

本研究により、今後の理論的研究及び実験的研究に関して有用な基礎的資料が得られた。

本研究の実施に際し、種々御高配、御協力戴いた東京大学宇宙航空研究所森教授、雛田助教授、橋元技官(森研)、池田技官(KSC)及び森研究室の各位、及びK-9M-45号機、K-9M-47号機の実験班の各位、並びに(株)守谷商会及びZimmer Coop. Japan, LTD.の各位に深甚の謝意を表する次第である。

昭和50年9月1日 航空力学部

### 参 考 文 献

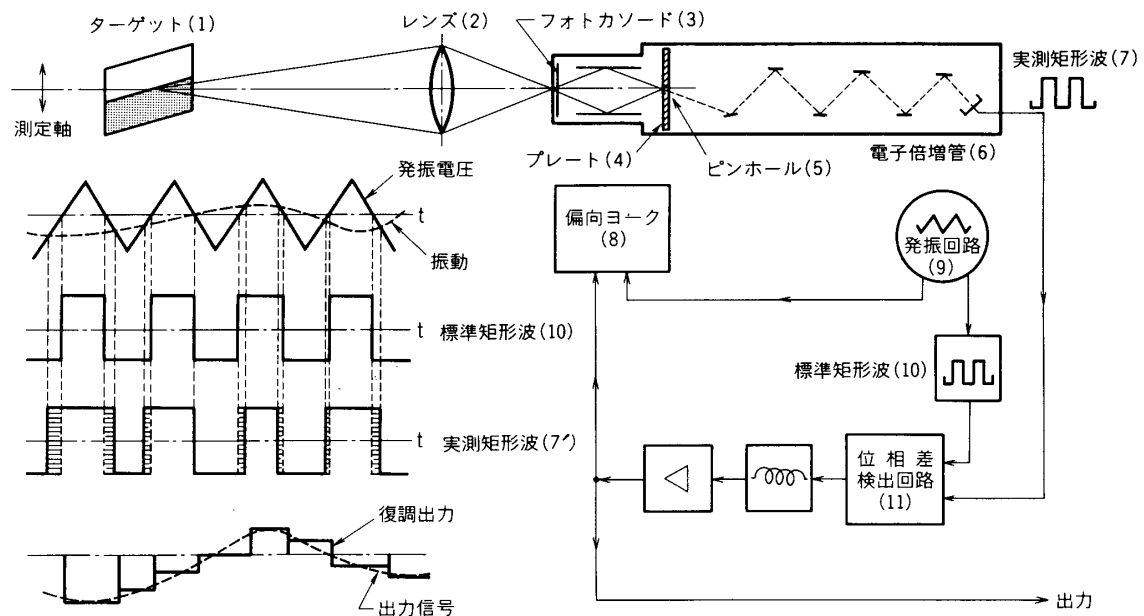
- [1] J.B. Rosser, R.R. Newton & G.L. Gross : Mathematical Theory of Rocket Flight, McGraw-Hill (1947).
- [2] 池田健, 古田敏康 : カップⅢ型用ランチャーについて, 生産研究, 9 (1957), 404, 405.
- [3] 池田健, 古田敏康 : カップⅥ型用およびその他のランチャーの構造, 生産研究, 10 (1958), 264 ~ 266.
- [4] 森大吉郎, 加藤温 : 8型用ランチャー, 生産研究, 13 (1961), 336, 337.
- [5] 森大吉郎, 三石智, 中野旭 : ミューロケット発射装置, 東京大学宇宙航空研究所報告, 3 (1967), 206 ~ 223.
- [6] 森大吉郎, 三石智 : ラムダランチャー, 日本機械学会誌, 68 (1965), 629 ~ 636.
- [7] 森大吉郎, 富田文治 : カップⅣ, V型ロケットの振動試験結果, 生産研究, 10 (1958), 269.
- [8] 植村恒義, 田中勝也, 金沢和夫, 北原時雄 : 小型モデルロケットの光学的追跡について, 一 高度飛しょう体の光学的追跡に関する研究 (第40報) - , 生産研究, 15 (1963), 280 ~ 284.

### 附 録

#### 非接触光学式変位計について

非接触光学式変位計はカメラと本体とからなり、カメラはレンズ系と電子系とによって構成される。レンズ系を適宜交換することによって、即ち種々の交換レンズを用いることによって、 $1\mu$  から 20 m の範囲の変位を 100 mm から 200 m の距離をおいて非接触で測定することができる。その原理は次のようである。第20図に示すように、まず明暗のコントラストを持ったターゲットの像を、カメラチューブ先端のフォトカソード(3)上に映し出す。このフォトカソードは光量を電子量に変換するもので、明暗の境界線は電子量の境界線となる。この電子の像はプレート(4)に引寄せられピンホールを通過した電子は電子倍增管(6)へ入る。一方、図に示すように、偏向ヨーク(8)に流れる三角波形電流によって、電子線はプレート前面で垂直に走査される。この走査によりピンホールを多量と少量の電子が交互に通過し、その結果電子倍增管からは、矩形波信号(7)が出てくる。この信号のパルス幅が、ターゲットの位置を示すデータを与える。即ち、ターゲットの境界線が図のようにピンホー

ルの中心線上に位置している時は、多量の電子と少量の電子とがピンホールを通過する時間の比は1:1となり、矩形波信号のパルス幅は等しくなる。一方、ターゲットが変位すると、このパルス幅は変化し(7')のような信号となる。そこで1:1のパルス幅をもった標準矩形波信号(10)を別に作り、これと実測矩形波信号(7')とを比較するとターゲットの変位に応じて二つの信号(7')と(10)との間に位相差が生ずる。これを位相差検出回路(11)によってアナログ電圧として取出す。このアナログ電圧は再び偏向ヨークへフィードバックされ、閉回路が形成される。すなわち、ターゲットの変位に応じて、電子像の位置が動くが、これを元の位置に戻すための修正電流が偏向ヨークへ流れる。この修正電流を出力電圧として取出すことによって、ターゲットの変位に比例したデータを得ることが出来る。本計測器は非接触で精密な変位測定をする場合は非常に有用である。



第20図 非接触光学式変位計の原理