

UDC 533.6.011.3/5 :  
533.6.013.417 :  
629.73.018.74

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-237

自由飛行模型 FFM-10 による縦の動安定  
特性の飛しょう実験

河崎俊夫・塙武敏・斎藤秀夫  
高島一明・河本巖

1971 年 7 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

T R-211	ジェット・フラップ・ローターのホバ特性 に関する一模型実験 A Model Test on Hovering Characteristics of Jet-Flapped Rotor	1970年 9 月	古茂田真幸, 戸田 亘 洋 岡 遠 一, 高沢 金 吾
T R-212	二重噴流の空力的騒音 Aerodynamic Noise of a Circular Double Jet	1970年10月	河 野 長 正
T R-213	ジンバルエンジン駆動用 DPF 方式油圧サ ーボの試作研究 A Study of Gimbal-Engine Actuated Hy- draulic Servomechanism with DPF Hydromechanical Compensation Network	1970年 9 月	畑 山 茂 樹, 興 石 肇
T R-214	軸流圧縮機動翼機植込部の疲労についての 実験的研究 (隙間のあるピン接合) Experimental Investigation of Fatigue Strength of Axial Flow Compressor Blade Root—Pin Joint Lug Having Clearance between Pin and Pin-Hole—	1970年 9 月	池 田 為 治, 山 岸 崇
T R-215	ジェット輸送機の操縦のタスク・アナリシ ス Task Analysis of Jet Transport (DC-8)	1970年10月	樋口 一 雄, 百名 盛 之 三 好 範 子, 岡 部 正 典 川 原 弘 靖
T R-216	横風中の3次元乱流ジェットの湾曲と発達 Bending and Development Three-dimen- sional Turbulent Jets in a Gross Wind	1970年 9 月	遠 藤 浩, 中 村 正 義
T R-217	人工粘性付 LAX-WENDROFF およびそ の変形差分法に関する数値実験 Numerical Test on Lax-Wendroff Difference Scheme with Artificial Viscosity and Its Variations by the Two-Step Method.	1970年 9 月	安 喜 隆 幸
T R-218	軸流回転機の翼の振動について II 翼根部 による振動減衰 On the Vibration of Axial-flow Turbo- machine Blade. II Vibration Damping Capacity of the Blade Mounting.	1970年10月	宮 地 敏 雄, 星 谷 昌 二 祖父江 靖, 網 千 三 郎 熊 谷 隆 王
T R-219	二次元非圧縮性乱流境界層の近似について On an Approximation of Two-Dimensional Incompressible Turbulent Boundary Layer	1970年10月	尾 形 吉 和
T R-220	Application of Dorodnitsyn's Technique to Compressible Two-Dimensional Airfoil Theories at Transonic Speeds	1970年10月	Junzo SATO
T R-221	先端のにぶいフレヤつき物体の空力特性 Aerodynamic Characteristics of a Flared Body with Blunt Nose	1970年10月	谷 喬, 河 本 巖 榊 原 盛 三, 野 田 順 一 樋 口 博 (東京大学)
T R-222	東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気 流観測 Measurements and Analysis of Atmospheric Turbulence on the Pacific Coast Air Route of the TOHOKU District	1970年 9 月	竹 内 和 之, 山根皓三郎 矢 沢 健 司, 小 野 幸 一 外 崎 得 雄
T R-223	球の仮想質量の円筒境界干渉 Cylindrical Boundary Interference on Virtual Mass of a Sphere	1970年 9 月	河 野 長 正
T R-224	吹出しをともなう鈍頭物体の衝撃波離脱距 離 Shock Stand-off-Distance with Mass Injection	1970年12月	吉 永 崇
T R-225	NAL-35 DT 型ロケットの構造試験 Results of Structural Experiments on NAL- 35 DT Rocket Vehicle	1970年11月	ロケット構造研究グループ
T R-226	薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性に およぼす集中質量の位置の影響について Some Effects of Systematically Varied Location of One Concentrated Mass on Transonic Flutter Characteristics of Sweptback Thin Cantilever Wings	1970年11月	中 井 暎 一, 森 田 甫 之 高 木 俊 朗

# 自由飛行模型 FFM-10 による縦の動安定 特性の飛しょう実験\*

河 崎 俊 夫\*\*・塙 武 敏\*\*\*・斎 藤 秀 夫\*\*\*\*  
高 島 一 明\*\*\*\*\*・河 本 巖\*\*\*\*\*

## Free Flight Tests on Longitudinal Dynamic Characteristics of FFM-10 Model

By Toshio KAWASAKI, Taketoshi HANAWA, Hideo SAITO  
Kazuaki TAKASHIMA and Iwao KAWAMOTO

### Abstract

Free Flight Model FFM-10 is a model which simulates a supersonic aircraft with delta wing. The model is propelled by a rocket motor installed in the fuselage. Longitudinal short period motion is excited by two side-jets ignited in sequence.

Measurements of acceleration in the direction of pitching motion enable the determination of longitudinal static and dynamic aerodynamic derivatives.

The results are compared with theoretical estimates and show fairly good agreement. Although much improvement should be pursued to obtain satisfactory accuracy, the preliminary results show that the technique employed is very promising.

### 1. ま え が き

航空機の空気力学的性質を調べるには、通常風洞実験を行なう。風洞実験はこの目的に対して非常に有効な方法であり、また実際に航空機の性能向上に大きな貢献もしてきた。しかし風洞実験にもいくつかの欠点がある。

(i) 風洞の気流は壁または自由噴流を境として有限の広がりをもっている。このための修正はいわゆる風洞壁の修正で、低速では十分に確立されているし、超音速では全く考えなくてよい。しかし遷音速においては、第2次世界大戦前までは風洞のチョークによって音速付近の実験は不可能であったが、大戦中に多孔壁あるいはスロット壁を導入することによって実験が可能となった。それまでは唯一の遷音速で信頼しうるデータは自由落下する模型あるいは自由飛行模型によるものであった、現在でも遷音速における風洞壁干渉

は未だ十分に解明されたとはいえない。

(ii) 模型支持装置は風洞実験の場合に必要な欠くべからざる道具である。近時磁場による支持によって直接の模型支持装置のないような実験も行なわれているが、現在のところ小型の風洞に適用しうるのみで実験模型の実験を行なうような大きさの風洞には適用しない。この模型支持装置の影響が大きく効いてくるような実験は風洞では正しい結果を出すことはできない、例えば底面圧の測定・胴体後部の速度分布とそれに伴う剝離および抵抗などがそれである。

(iii) 動特性の試験に際しては運動を完全に相似させるのが困難であること、前述の支持装置の影響などもあって、風洞実験で正しい値をうることが難しい。

(iv) 流れが相似となるには以上の幾何学的相似のほかには力学的相似が必要である。そのためにはマッハ数・レイノルズ数および動特性の場合には無次元振動数を合せる必要がある。この点自由飛行模型ではマッハ数を合せた場合に風洞実験よりも大きなレイノルズ数が得られやすい点が有利である。

地上よりロケットエンジンを推力として打上げる自由飛行模型による空気力学的特性の実験は、最近では

\* 昭和46年2月17日受付

\*\* 宇宙研究グループ

\*\*\* 機体第二部

\*\*\*\* 飛行実験部

\*\*\*\*\* 空気力学第二部

英国で多く行なわれている。これらは後退翼機<sup>1-3)</sup>・デルタ翼系の機体<sup>4)</sup> および実際の機体<sup>5-7)</sup> について相当の成果を収めている。

当所においてはまずこのような実験技術、特に風洞実験では求めにくい動安定特性を測定する実験技術を確認すること、併せて超音速機の最も代表的と考えられるデルタ翼についてその動的空力特性を明かにすることを目的として自由飛行模型の飛しょう実験を行なった。

## 2. 自由飛行模型 FFM-10 の概要

最小限の費用でしかも短期間に前述の目的を達するためには、既存の技術を全面的に利用するのが有利である。このような見地から計画の基礎となったのは次の事項である。

(i) 全体の形はデルタ翼と胴体とを組合せた超音速機形態のものとする。デルタ翼としては前縁後退角  $60^\circ$  のものを採用する。

(ii) ロケット・モーターとしては当所で既に多くの実績をもっている NAL-7 用のものを胴体内に内蔵する方式で使用する。

(iii) 動安定特性を求めるために小型のサイドジェットによって擾乱を与える。

(iv) 計測は加速度計等を搭載してテレメーターに

よって地上に送信する。

今回の実験では1号機と2号機の2機を用いて行なわれた。1号機は安全な飛しょうを行なうことを確認するためのもので、サイドジェット・計測器・テレメーターは搭載せず、その代りに四塩化チタン発煙剤を搭載して飛しょう経路を追うのに都合がよくなっている。2号機は実験データをとるための機体であって上記の機器を搭載している。今回の実験では資料の数が少なく動特性を論ずるには不十分であるが、実験方法としては一応の成果を得たので報告する。

### 2.1 形状

上に与えられた条件を満足する範囲内となるべく最高マッハ数を大きくするために可能な限り小型軽量となるように全体をまとめなければならない。まずロケットモーターの大きさと搭載機器とより胴体の直径を100 mm 全長を1800 mm と定めた。主翼の取付位置と垂直尾翼の大きさおよび位置を決定するために詳しい風洞実験を行なったが、これについては文献8に詳しい。かくして決定された自由飛行模型 (Free Flight Model) FFM-10 の形状を図1に示す。これはコンコードと比較すると、胴体高さ/全長はほぼ同じであるが、翼幅/全長は約10%、翼面積/(全長)<sup>2</sup>では約35%小さい。垂直尾翼面積/翼面積はほぼ似た値である。燃焼後の重心は先端より全長の0.525倍のところにあ

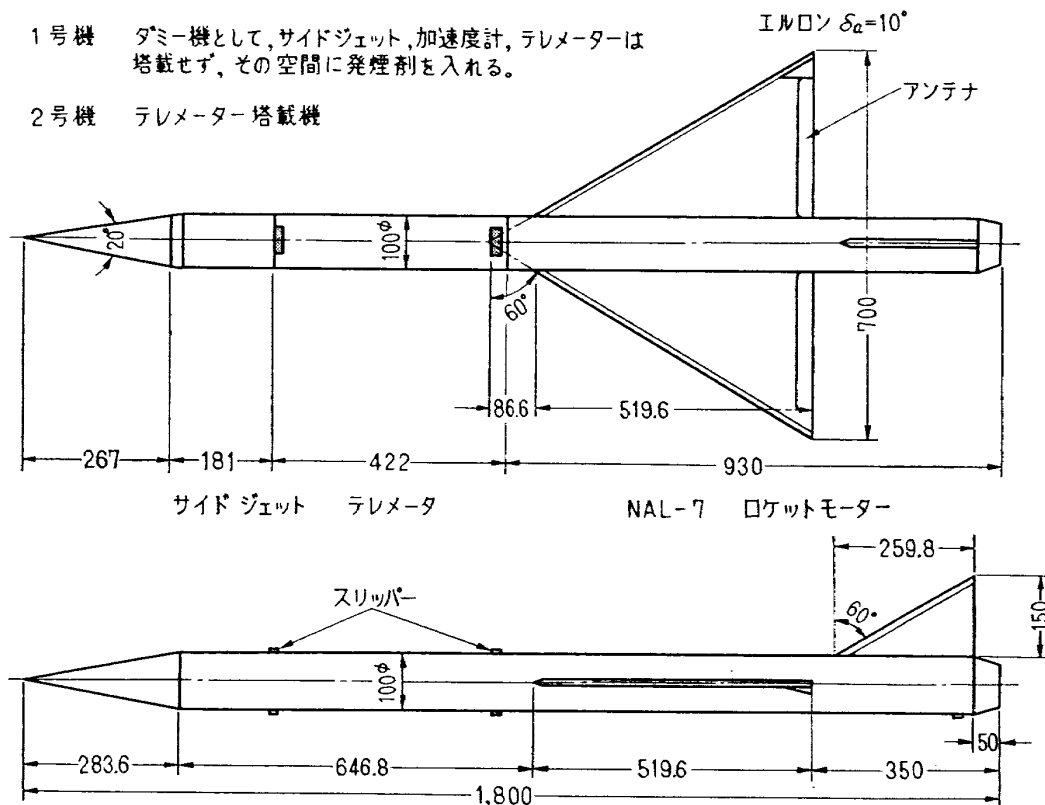


図1 FFM-10 の外形図

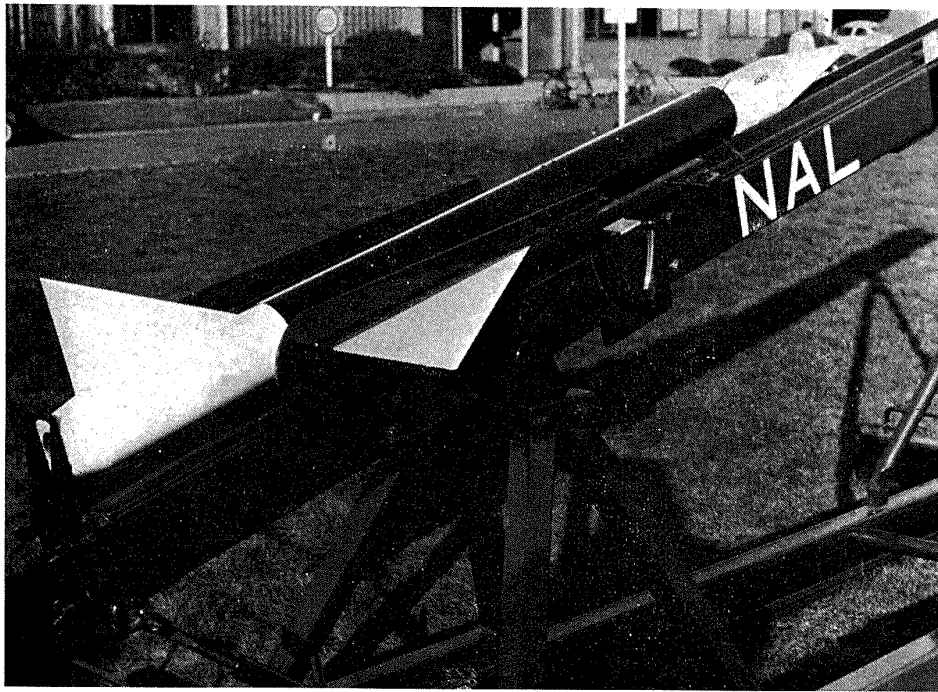


図 1 FFM-10 の外観図

表 1 FFM-10 型諸元

	No. 1	No. 2	備 考
全 長 mm	1,800		胴体部を含む
胴 体 直 径 mm	100		
全 幅 mm	700		
主 翼 面 積 m <sup>2</sup>	0.212		
垂直尾翼面積 m <sup>2</sup>	0.0195		
全 重 量 kg	16.603	16.347	
推 進 薬	固 体		
推 薬 重 量 kg	2.91		
燃 焼 秒 時 sec	2.4		
平 均 推 力 kg	300		
発 煙 剤 重 量 kg	0.60	—	
計器およびテレメータ重量 kg	—	2.18	
発 射 角 度	13°		
最 高 マ ッ ハ 数	1.20		
水平飛しょう距離 km	3.46		
飛しょう秒時 sec	12.0		

り、空力中心の  $0.65\bar{c}$  程度前方にある。この値は航空機としては異常に安定が強過ぎることになるが、飛しょう実験の安全性を考慮してこの値に落ち着いた。図 2 には外観を示す。表 1 に主要諸元を示す。

## 2.2 空力特性

実機では低空を高速で飛ぶために動圧が大きく、例

えばマッハ数 1 では  $0.72 \text{ kg/cm}^2$  にも達する。それに翼の厚さも 4 mm と可成薄くしたために主として主翼・尾翼の弾性変形による空力微係数の減少を考慮する必要がある。これは文献 9 に詳しいが、文献 8 の風洞実験値に文献 9 による弾性変形の影響を考慮して得られた実機の空力特性の推定値を図 3~7 に示す。動安定微係数については風洞実験では十分な資料が得られなかったので、理論的推定法<sup>10)</sup>をも併用して推定を行った。

## 2.3 構造強度

FFM-10 は正常な飛行状態ではほとんど揚力をもたない。そこで強度基準としては突風のある場合の荷重を考える。航空機の場合に準じて垂直突風を 50 ft/sec. とし、マッハ数を 1.5 とする。揚力  $L$  は

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{La} \frac{U_{v.g.}}{U}$$

ただし  $U$  は飛行速度、 $U_{v.g.}$  は垂直突風速度である。高度零とし、実験的に求められた  $C_{La} = 2.47 \text{ 1/rad.}$  を代入すると、 $L = 250 \text{ kg}$  となる。これに対して安全率は 2 とした。

軸方向の加速度は計画当初の機体重量 15 kg、推力 300 kg として 20 g の加速度がかかるものとし、安全率はやはり 2 とする。

全体の形状としてはなるべく超音速機に近い形状としたかったが、重量と費用の軽減のため、頭部は頂角  $20^\circ$  の円錐とし、翼断面として翼型を使用するのを止めて厚さ一定の平板を用いることにし、その前縁は楔

形とした。主翼の厚さは前述の強度基準およびフラッタに関する判定条件とより 4mm とした。垂直尾翼の厚さは 2.5mm とした。これは主翼よりは安全側にある筈である。また胴体外板の厚さは主として工作上

の考慮より 2mm としたが、強度的には十分余裕がある。この結果全重量は 16.347 kg と当初計画値 15 kg よりはかなり増加した。重量の配分を表 2 に示す。

機体については模型および実機に対して強度試験・

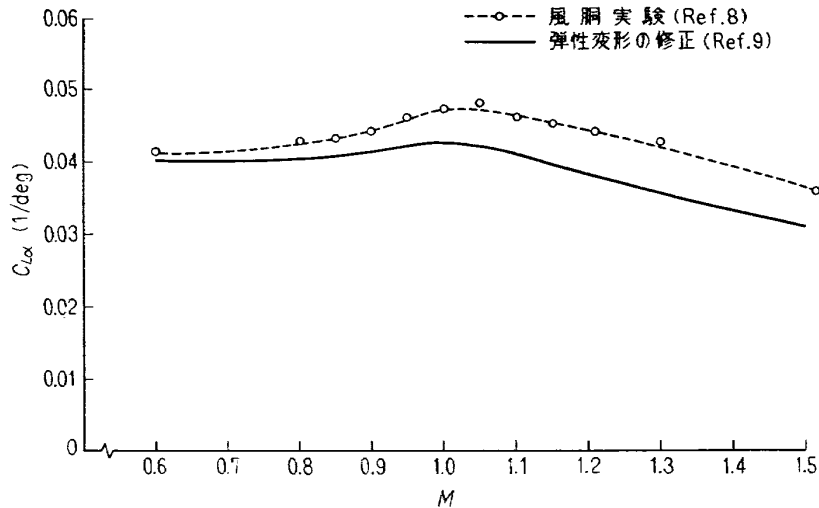


図 3 揚力傾斜  $C_{L\alpha}$

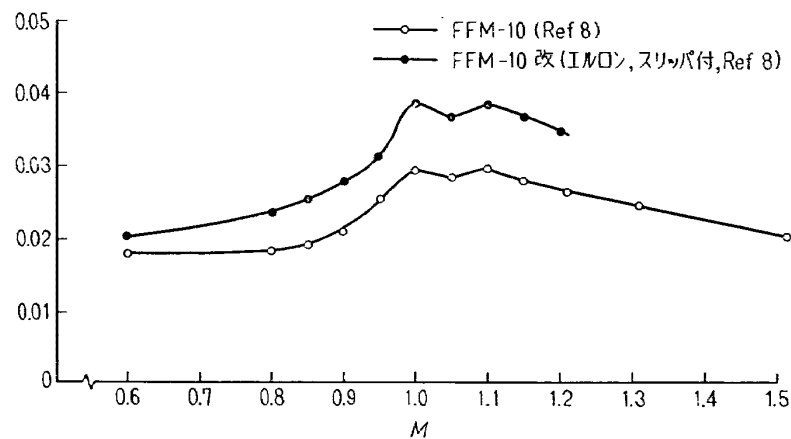


図 4 前部抵抗  $C_{DF}$

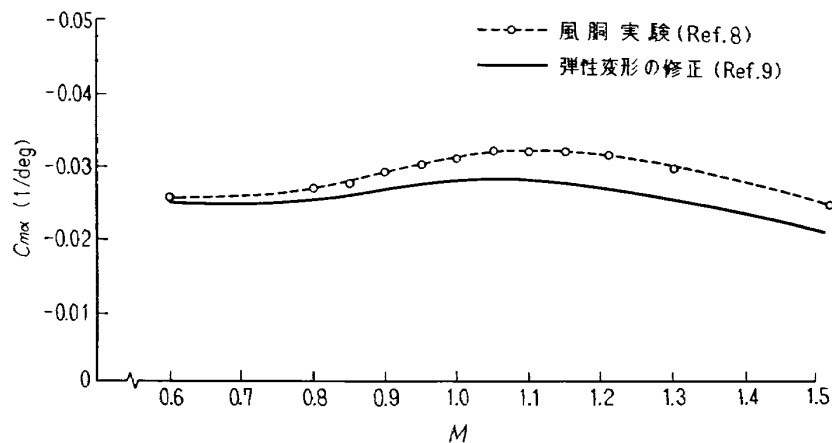


図 5 縦揺れモーメント傾斜  $C_{ma}$

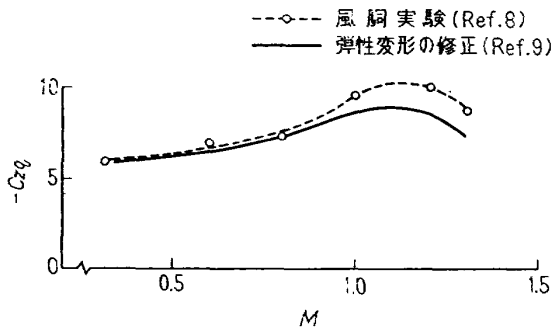
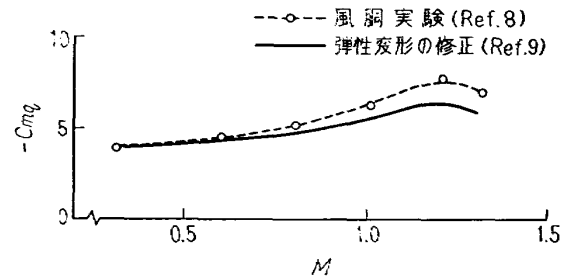
図 6 縦揺れによる揚力  $C_{zq}$ 図 7 縦揺れによる縦揺れモーメント  $C_{mq}$ 

表 2 重量配分

	1 号 機	2 号 機	先端より重心までの長さ	燃焼後重量
1 号 機 本 体	12.5		0.944	不 変
2 号 機 本 体		10.35	1.0165	不 変
推進薬関係	一点火薬	0.197	0.957	0.16
	— バッキング	0.014	0.973	不 変
	— O リング	0.006	1.309	不 変
	— 推 薬	2.950	1.331	0
	— レストリクター	0.336	1.331	0.33
ペイロード	— サイドジェット A	0.158	0.387	0.14
	— " B	0.158	0.437	0.14
	— 発 煙 剤	0.600	0.568	0
	— テレメーター	2.18	0.630	不 変
計	16.603	16.347		

単位 重量は kg, 長さは m

表 3 ロケットモーター主要諸元

推 進 薬	ポリブタジェン系コンボジット
推進薬重量	2.91 kg
形 状	660×62.9φ 6 星光芒
スロート径	17.1φ
ノズル開孔比	7.46
初 期 $K_N$	330
初 期 $K_i$	185
平均燃焼圧力	70 kg/cm <sup>2</sup>
平 均 推 力	325 kg
平均比推力	233 sec
有効燃焼時間	2.06 sec
全 燃 焼 時 間	2.6 sec

振動試験が行われ、また主翼については半割模型について遷音速でのフラッタ試験が行なわれ、十分に構造的信頼性のあることが確認された。詳細については別報<sup>11)</sup>を参照されたい。

## 2.4 ロケット・モーター

ロケット・モーターは当所で NAL7 型用として既の実績のあるものを用いた。ポリブタジェン系のコンボジット推進薬を用いたものでその諸元を 3 表に、その推力曲線を図 8 に示す。

## 2.5 搭載機器

前述のように 1 号機は飛しょうの安全を確認するための機体で頭部に 4 塩化チタンの発煙筒を有する。全体の重量・重心はほぼ 2 号機に合せてある。2 号機は縦の短周期運動を発生させるためのサイドジェットを 2 発、5 チャンネルのテレメーターおよびそのアンテナを搭載する。計測項目は

CH1 Z 方向加速度 先端より 463 mm の位置

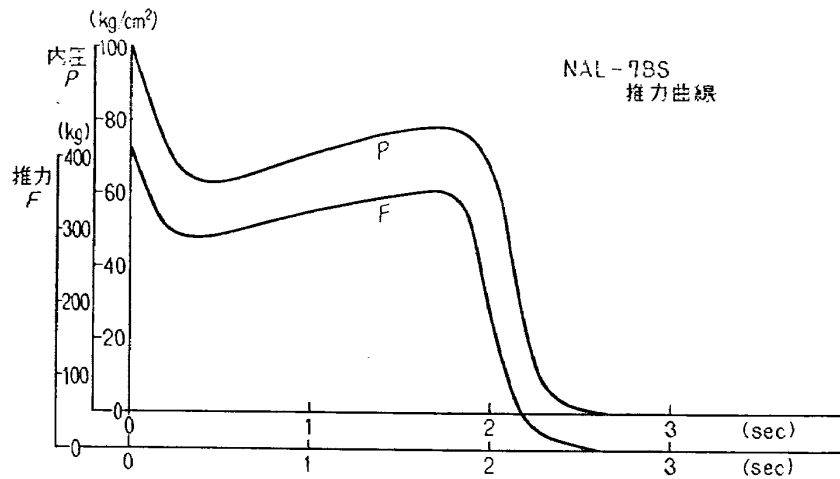


図 8 NAL-7 用ロケット・モーターの推力

- 容量 5g
- CH2 Z方向加速度 先端より 796 mm の位置
- 容量 5g
- CH3 X方向加速度 "
- 容量 50g
- CH4 翼前縁付近における胴体の歪
- CH5 翼後縁付近における翼根部の歪

テレメーターは NAL7 用のもの<sup>12)</sup>を改良したものであるが本質的に変わったところはない。外径を大きくして長さを短くした。その主要諸元を表 4 に示す。図 9 にテレメーターを示す。アンテナは主翼後縁部を合成樹脂で絶縁しその中に銅線を通した形とした。図 10. 主翼面内および垂直尾翼面内のアンテナパターン特性を図 11 に示す。角度零における電波強度はそれぞれ後方で水平位置および 90° 回転した位置のものを示し、この差によって電波強度より回転の量を求める

ことができる。

サイドジェットは縦の短周期運動を発生させるためのものであって、その形状を図 12 に示し、その特性を図 13 に示す。想定される縦の短周期運動は約 10 cycle/sec よりすればもっと時間の短いものが望ましいが、時間的余裕がなかったのでこれを使用した。サイドジェットは延時火薬によって発射 3 秒後および 6 秒後に作動する。

## 2.6 旋 転

本模型のような比較的大きな翼をもった航空機形態の模型を低空で高速度で飛ばそうさせる場合には動圧が著しく大きくなり、航空機の場合と同程度の揚力係数をもった状態で実験しようとする、揚力が著しく大きくなり自重と釣合を保つことができなくなる。この難点为了避免のために通常揚力係数零の状態で実験を行なう。これは前述の英国における実験でも採用されている方法である。しかし模型の製作精度には限度があるので完全に揚力をなくすことは不可能である。すなわち飛ばしう体の迎角は縦揺れモーメント  $C_m=0$  の条件でできるが、このとき完全に  $C_L=0$  とすることはできない。わずかに  $C_L$  が残っていても動圧が大きいために相当な揚力が働くことになり、飛ばしう経路の分散が大きくなる。この分散は機体を機体軸のまわりに回転させることによって著しく減少することができる。しかし一方回転の量が大きくなると縦の短周期振動と回転とが加え合されて機体は複雑な加速度を受け後述のような方法による動安定特性の解析が困難となる。この両者の要求より与えるべき回転の量としては 1 cycle/sec 位がよいことがわかった<sup>13)</sup>。

この大きさの回転を確実に与えるために右翼端上面と左翼端下面とに三角形の楔をつけた。その形状を

表 4 テレメータ装置諸元

主 搬 送 波 周 波 数	169.65 MHz
" 出 力	約 30 mW
有 効 距 離	10 km 以上
変 調 方 式	FM—PM
主搬送波最大周波数偏移	±60 KHz
通 話 路 数	5 チャンネル
確 度	5% (full scale)
信 号 ・ 雑 音 比	35 dB 以上
副 搬 送 波	
No. 1 チャンネル	3.0 KHz 加速度
No. 2 "	3.9 " "
No. 3 "	5.4 " "
No. 4 "	7.35 " 歪
No. 5 "	10.5 " "



図 14 に示す。これによるローリングモーメント  $C_l$  は

$$C_l = \frac{S_e}{S} C_{L\alpha} \frac{\delta}{2} \approx 0.0014$$

$S_e$  : 楔の平面形の面積

$S$  : 主翼面積

$C_{L\alpha}$  : 正三角形の三角翼の揚力傾斜  $2.5 \text{ 1/rad}$

$\delta$  : 楔の角度  $10/57.3 \text{ rad}$

ただし楔にかかる空気力の着力点はほぼ翼端にあると考える。これによるローリングの速度を求めると,

$$C_{lp} \hat{p} + C_l = 0$$

$C_{lp} = -0.180$ ,  $\hat{p} = \frac{pb}{2U}$ ,  $M=1.2$ ,  $U=407 \text{ m/sec}$  とし  
て

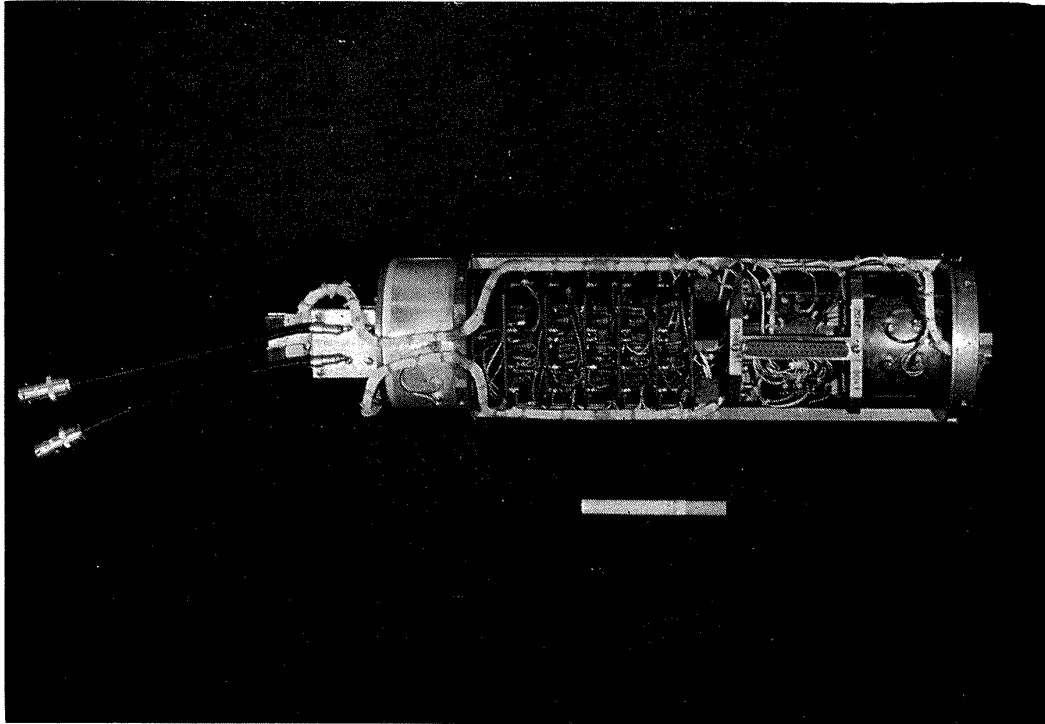


図 9 テレメーター

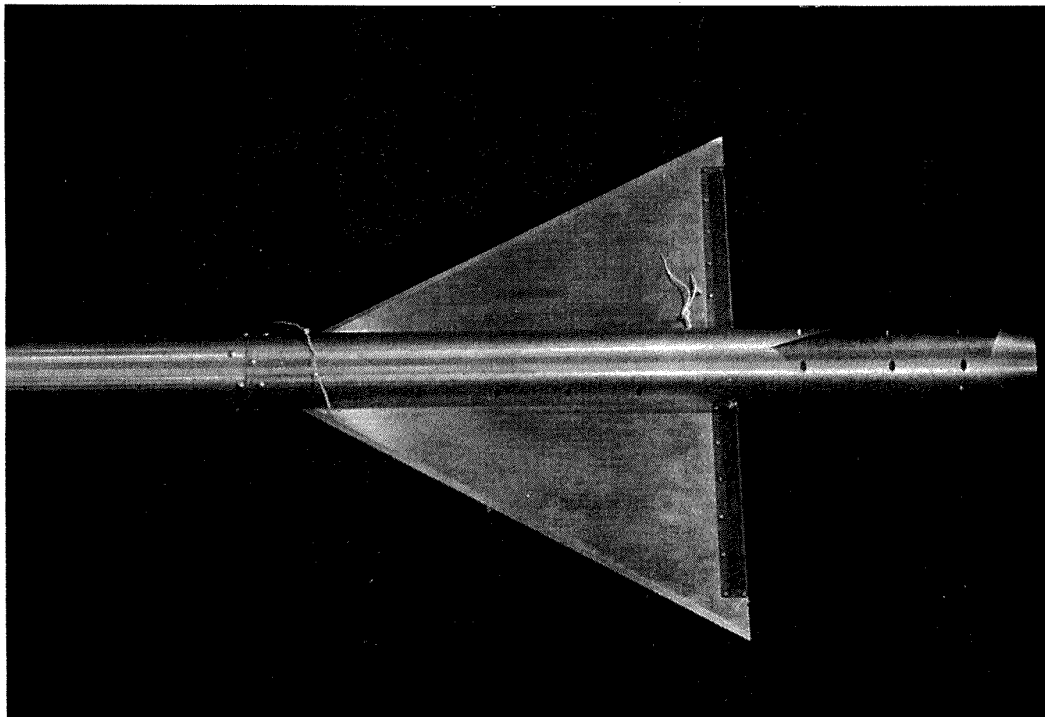
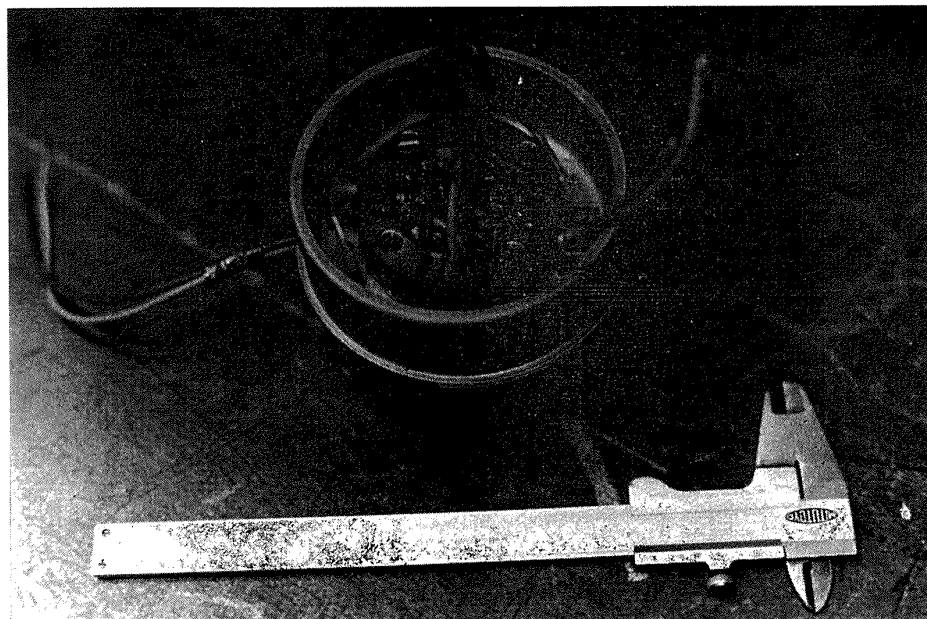
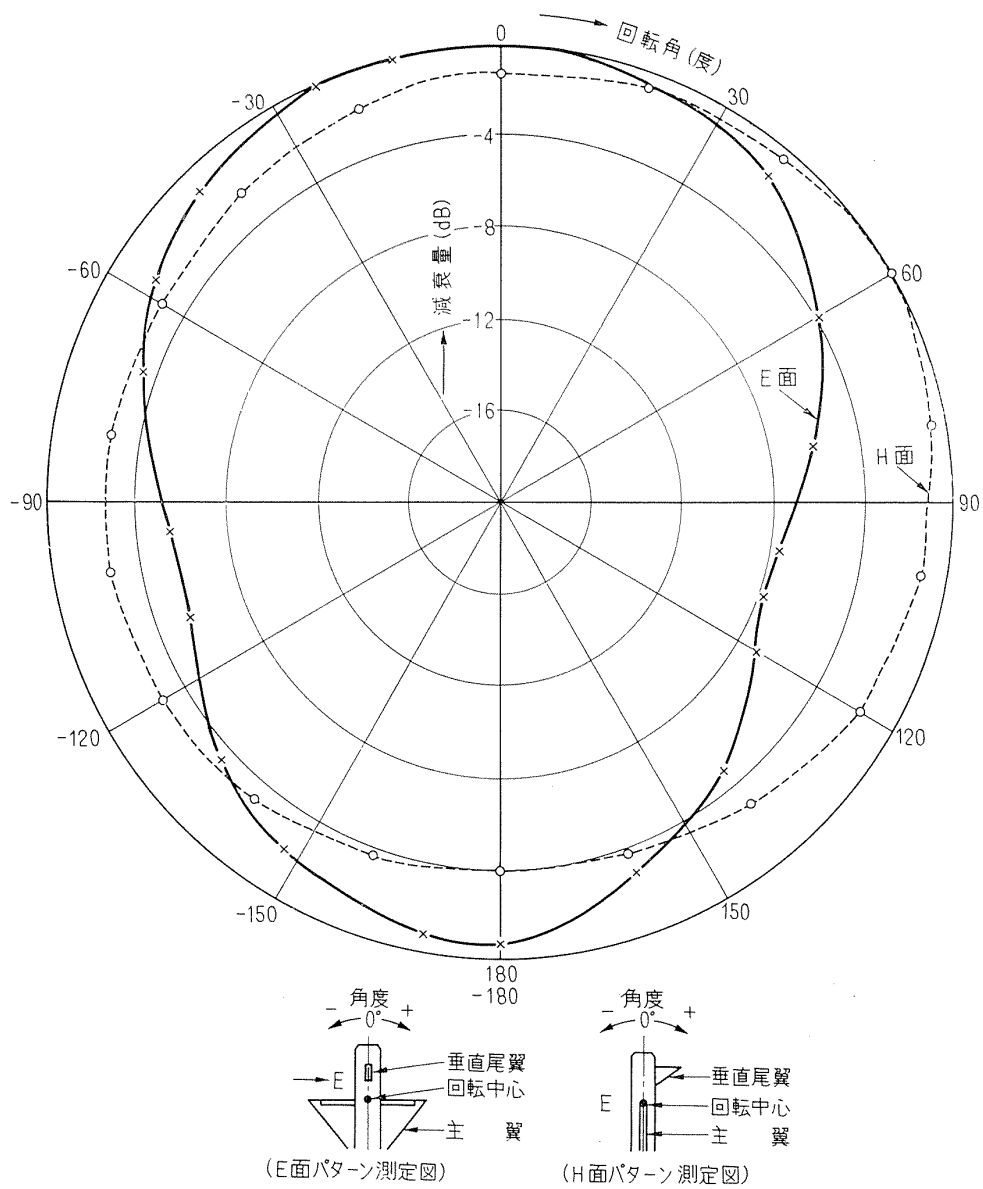


図 10 アンテナ



$$p=9.1 \text{ rad/sec}$$

この値は 1 cycle/sec よりやや大きいが、風洞実験での  $C_L$  の精度 0.0005 を考えてやや大き目の楔を用い

たことによるものである。

またこの楔はフラッタ速度を下げる作用をするので、なるべく軽量なものでつくることにし、比重1.54の強化プラスチック材で製作した。

図 15 は風洞実験によってこの楔によるローリングモーメントの発生を確認したもので、ほぼ予測した値の

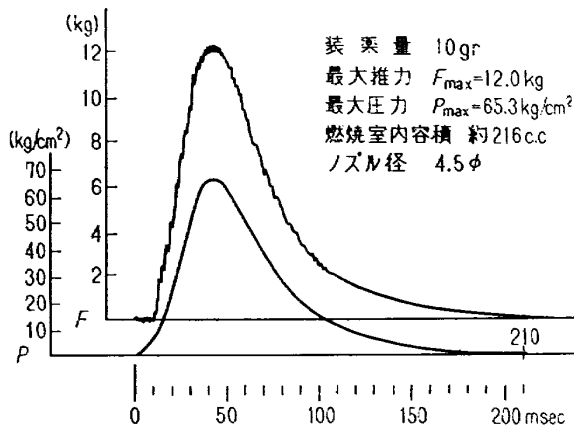


図 13 サイド・ジェットの推力

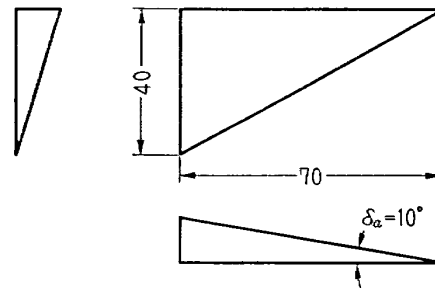


図 14 エルロン

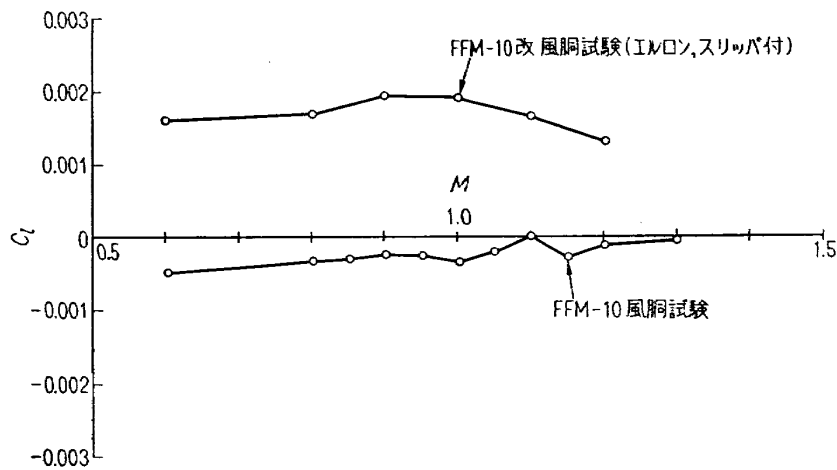


図 15 ローリング・モーメント  $C_L$

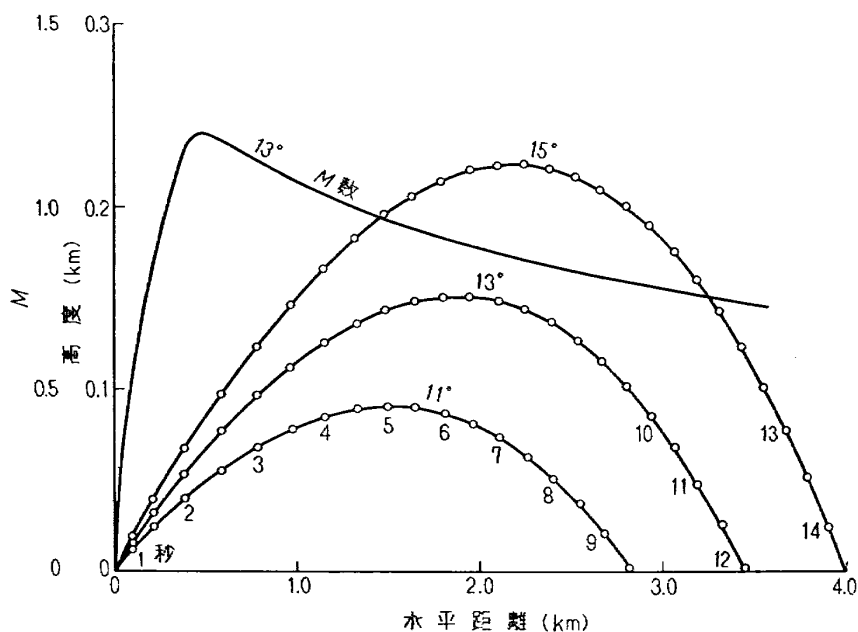


図 16 飛しょう性能

$C_L$  を出している。

## 2.7 飛しょう性能

以上のようにして得られた FFM-10 の飛しょう性能を図 16 に示す。マッハ数は射角  $13^\circ$  に対して示してあるが、その他の射角に対してもほとんど差はない。最高マッハ数は約 1.20 である。

## 3. 動安定特性の求め方

飛しょう試験の結果から機体の動特性を導くのに関連した測定量としては、X 方向加速度・Z 方向加速度 2 チャンネルの合計 3 つであり、さらに機体の回転速度の概略値を受信機内の AGC (Automatic Gain Control) 信号から知ることができる。

X 方向加速度を積分すれば飛しょう速度が得られるが、通常の質量バネ系の加速度計では零点の移動に注意する必要がある。ランチャ上で機体が静止している状態での加速度計の指示を零とすると、飛しょう中機体の姿勢が変化するにつれて加速度計の零点も移動する。これは姿勢が変化した時、仮に機体はその状態で静止したとすると零点が移動することは明らかであろう。従って真の加速度  $a_{xT}$  と測定された加速度  $a_{xM}$  との関係は

$$a_{xT} = a_{xM} + g \sin \theta_{\text{launch}} - g \sin \theta \quad (3.1)$$

よって速度は

$$V = \int_0^t a_{xM} dt + g \int_0^t (\sin \theta_{\text{launch}} - \sin \theta) dt \quad (3.2)$$

ここで  $\theta_{\text{launch}}$  は発射時の射角、 $\theta$  は未知数であるが、予め行った飛しょう計算の結果またはその他の近似式を用いればよい。

同じような考えから、燃焼終了後の抵抗係数は

$$C_D = -\frac{m}{QS} (a_{xM} + g(\sin \theta_{\text{launch}} - \sin \theta)) \quad (3.3)$$

ただし  $Q$  は動圧、 $m$  は機体の質量を示す。

つぎにサイドジェットによる縦の短周期運動の状況より動安定微係数を求める。サイドジェットに対する機体の応答は、速度一定・縦の運動と横の運動との間の干渉なく、かつ速度  $U_0$  の定常水平飛行とすれば

$$\dot{\alpha} + \frac{QS C_{L\alpha}}{m U_0} \alpha - q = \frac{F_p}{m} \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned} \dot{q} - \frac{QS \bar{c}}{I_Y} \frac{\bar{c}}{2 U_0} C_{mq} q - \frac{QS \bar{c}}{I_Y} C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - \frac{QS \bar{c}}{I_Y} C_{m\alpha} \alpha \\ = -\frac{l_p F_p}{I_Y} \end{aligned} \quad (3.5)$$

ただし  $q$  は縦揺れ角速度、 $I_Y$  はピッチ軸まわりの慣性モーメント、 $F_p$  はサイドジェットの与える外力、 $\bar{c}$  は平均空力翼弦長、 $l_p$  は重心よりサイドジェットまでの距離（前向き正）である。これから特性方程式は

$$\begin{aligned} \lambda^3 + \frac{QS}{m U_0} \left( C_{L\alpha} - \frac{m \bar{c}^2}{2 I_Y} (C_{mp} + C_{m\dot{\alpha}}) \right) \lambda \\ - \frac{QS \bar{c}}{I_Y} \left( C_{m\alpha} + \frac{QS \bar{c} C_{L\alpha} C_{mq}}{2 m U_0^2} \right) = 0 \end{aligned} \quad (3.6)$$

定常項の第 2 項は第 1 項に比べて非常に小さく、省略できる。この特性方程式の解はいわゆる二次振動系で固有振動数は

$$\omega_n = \sqrt{-\frac{QS \bar{c}}{I_Y} C_{m\alpha}} \quad (3.7)$$

減衰率は

$$\zeta = \frac{1}{2 \omega_n} \cdot \frac{QS}{m U_0} \left( C_{L\alpha} - \frac{m \bar{c}^2}{2 I_Y} (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \right) \quad (3.8)$$

外乱消滅後のデータは減衰振動であり、予め求められている空力微係数を用いて計算した結果は割合にゆるやかな減衰振動である。すなわちデータは

$$a_{xM} = A' + A e^{-\zeta \omega_n t} \sin(\omega t + \epsilon) \quad (3.9)$$

$$\omega = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (3.10)$$

の形をしており、極値をとるときの時間を横軸に、縦軸にその順番をプロットすると 1 本の直線が得られる。この式は

$$k = \frac{\omega}{\pi} t_k + \text{constant} \quad (3.11)$$

この勾配より容易に  $\omega$  が求まる。 $\zeta$  が小さいと (3.7) より

$$C_{m\alpha} = -\frac{I_Y}{QS \bar{c}} \omega_n^2 \doteq -\frac{I_Y}{QS \bar{c}} \omega^2 \quad (3.12)$$

なお回転速度が大きな場合には若干の補正が必要とすることが示されている<sup>18)</sup>。

減衰率および動安定微係数を求めるには、横軸に極値の順番を、縦軸に極値の山側のものと、谷側の符号を変えたものをそれぞれプロットし、両曲線の平均を求めると、

$$\begin{aligned} A \exp(-\zeta \omega_n t_1), \quad A \exp(-\zeta \omega_n) \left( t_1 + \frac{\pi}{\omega} \right), \\ A \exp(-\zeta \omega_n) \left( t_1 + \frac{2\pi}{\omega} \right), \dots \end{aligned}$$

となる。そこでこの値の自然対数を縦軸に、横軸に極値の順番をとると 1 本の直線が得られ、その勾配は  $-\zeta \pi$  となる。減衰率  $\zeta$  が求まると縦の動安定微係数は

$$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = - \left( 2\zeta\omega_n - \frac{QSC_{L\alpha}}{mU_0} \right) \frac{I_Y}{QS\bar{c}} \frac{2U_0}{\bar{c}} \quad (3.13)$$

$C_{L\alpha}$  は風洞試験結果またはつぎに述べる方法で飛しょう試験結果より求まる。

Z 方向の加速度は重心よりの距離  $l_1, l_2$  の 2 点で測定している。各点における加速度は

$$\left. \begin{aligned} a_{z1} &= a_{zC.G.} - l_1 \dot{q} \\ a_{z2} &= a_{zC.G.} - l_2 \dot{q} \end{aligned} \right\} \quad (3.14)$$

各々の点での極値を縦軸に、横軸に重心からの距離を図 17 のようにプロットする。同時刻の極値を結ぶ線は一点に集まることは容易に示され、その値は

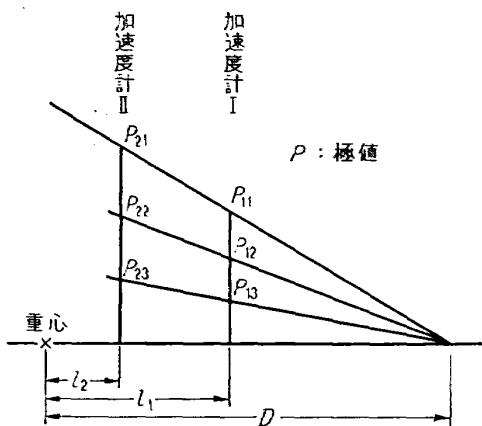


図 17 加速度計位置と応答の極値

$$D \doteq \frac{1}{\omega_n^2(1-2\zeta^2)} \frac{QSC_{L\alpha}}{m} \doteq \frac{1}{\omega_n^2} \frac{QSC_{L\alpha}}{m}$$

よって

$$C_{L\alpha} = \frac{m\omega_n^2}{QS} D \quad (3.15)$$

$$\frac{dC_m}{dC_L} = - \frac{I_Y}{m\bar{c}} \frac{1}{D} \quad (3.16)$$

定常飛しょう中の  $C_L$  は Z 方向加速度の値から前と同様に姿勢変化による零点の移動を考えて

$$C_L = \frac{m}{QS} (g \cos \theta - g \cos \theta_{\text{launch}} - a_z) \quad (3.17)$$

#### 4. 飛しょう試験

実験は秋田県由利郡岩城町の東北大学金属材料研究所極強磁性実験場を借用して行なうこととした。

漁区の関係で海岸にほぼ直角方向を射出方向とし沖合 4km までを危険水域とした。これを図 18 に示す。推定された飛しょう性能図 16 によれば、射角は約  $13^\circ$  に押える必要がある。

実験予定日は 1969 年 11 月 6 日であったが、当日は

曇時々しぐれ風速は 10 m/sec に及んだので実験は中止した。翌 11 月 7 日は曇時々晴間の見える天候であったが風速は可成強く 7~9 m/sec であった。しかし 1, 2 号機の実験は無事行なわれた。この時の状況は次のとおりである。

##### 1 号機

発射時刻 09:34

気象状況 曇 1019.4 mB 14.8°C

風 南 9 m/sec

発射条件 射角  $13.5^\circ$  方位角 北寄り  $4.5^\circ$

飛しょう状況 正常, 飛しょう時間 9.6 sec

##### 2 号機

発射時刻 12:00

気象状況 曇 1017.8 mB 15.2°C

風 南 7 m/sec

発射条件 射角  $14.5^\circ$  方位角 北寄り  $4.5^\circ$

飛しょう状況 正常, 飛しょう時間 10.2 sec

1 号機の射角は推薬量が 2.85 kg とやや計画値より少なかったので  $13.5^\circ$  とした。方位角は風を考慮して基準方向より北寄り  $4.5^\circ$  の方向をとることにした。1 号機の発射の結果飛しょう時間が予想よりやや短かったため、2 号機に対しては射角を  $1^\circ$  上げて  $14.5^\circ$  とした。

実験は光学観測は良好、2 号機ではテレメーターのデータも一部受信が中断した点もあるが、データの解析には殆んど支障のない状況でまず良好といえる。図 19 に 1 号機および 2 号機の飛しょう状況の写真を示す。機体がロールしている状況がよくわかる。また飛しょう実験時の機体の諸元を表 5 に示す。

#### 5. 光学観測によるデータ

光学観測点はつぎの 3 ケ所に設けた。

No. 1 光学点 射点左やや後方 116 m

Milliken, Bolex, Nikon M.D.

No. 2 光学点 射点の後方 99 m やや高いところ

Vinten, Bolex

No. 3 光学点 射点の左方 532 m

Nikon M.D.

これらの関係位置を図 20 に示す。

光学観測より飛しょう経路の解析に使用したのは、

No. 3 光学点における Nikon M.D.  $\phi, \theta$

No. 2 光学点における Vinten  $\phi_V, \theta_V$

の両者である。 $\theta$  を水平線よりの上下角、 $\phi$  を基準方向よりの方位角とすると、図 21 の記号を用いて

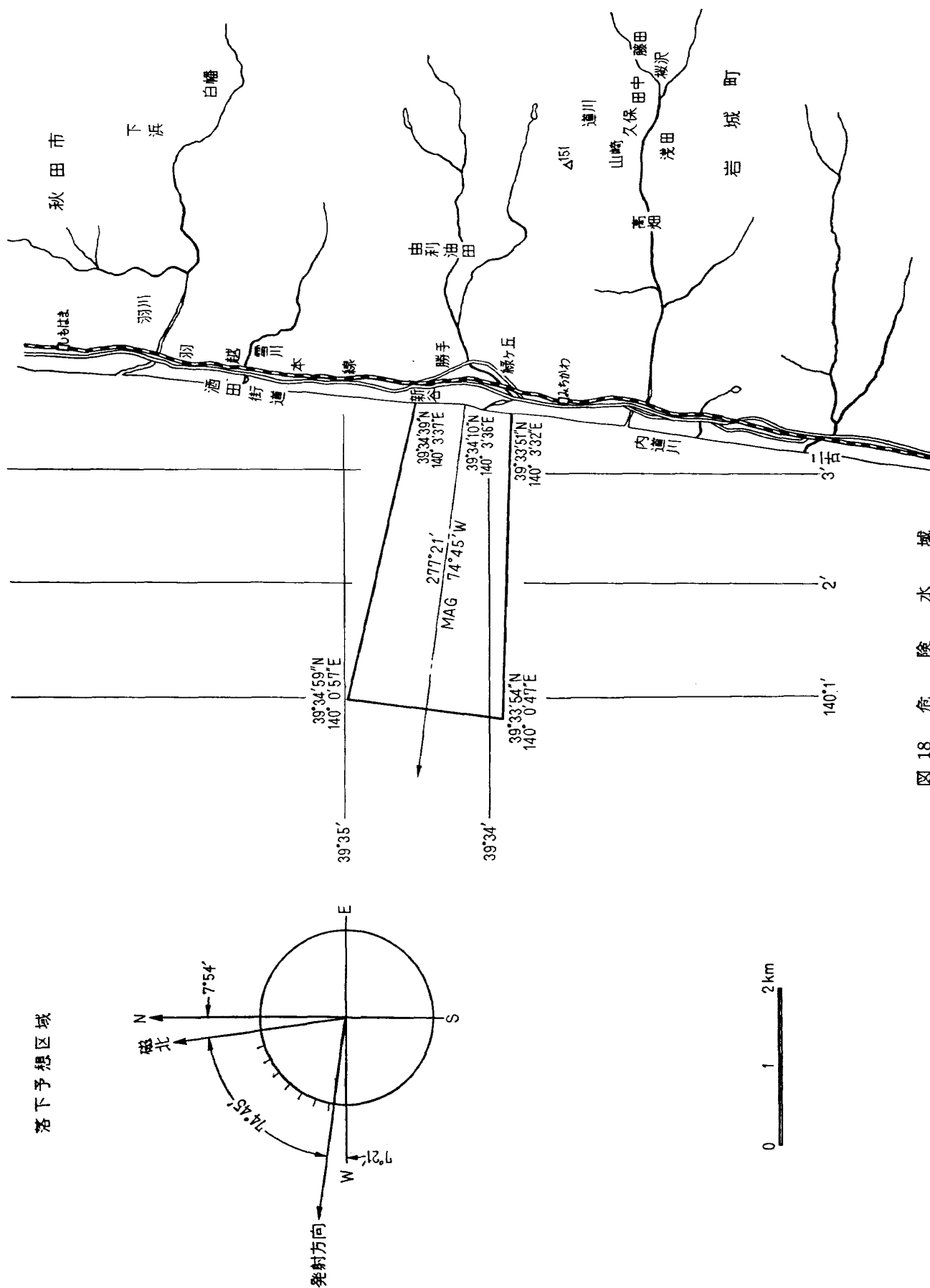


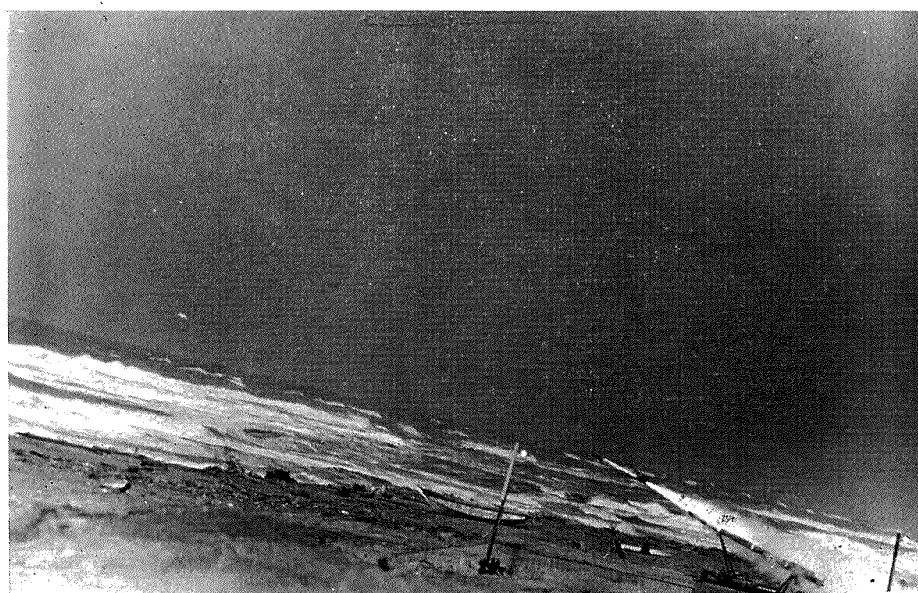
図 18 危 険 水 域



図 19 a) 1 号 機



b) 1 号 機



c) 2 号 機



図 19 d) 2 号機

表 5 FFM-10 模型飛しょう実験時の諸元

名	称	FFM-10-1	FFM-10-2	備 考
全	長	1,801 mm	1,801 mm	
胴 体	直 径	100 mm	100 mm	
全	翼 幅	701 mm	700 mm	
燃 焼 前	重 量	16.553 kg	16.135 kg	
燃 焼 後	重 量	13.681 kg	13.264 kg	計 算 値
主	翼 面 積	0.212 m <sup>2</sup>	0.212 m <sup>2</sup>	胴体含む
垂 直 尾 翼	面 積	0.0195 m <sup>2</sup>	0.0195 m <sup>2</sup>	胴体除く
燃 焼 前	重 心 位 置	1,007 mm(55.9%)	1,014(56.3%)	尖端より
燃 焼 後	重 心 位 置	939 mm(52.1%)	945(52.5%)	"
推 進 薬	重 量	2.85 kg	2.85 kg	
テ レ メ ー タ	重 量	—	2.18 kg	
発 煙 剤	重 量	0.60 kg	—	
レ ス ト リ ク タ	重 量	0.15 kg	0.14 kg	
ピ ッ チ ン グ 慣 性 モ ー メ ン ト		0.3589 kg・m・s <sup>2</sup>	0.3426 kg・m・s <sup>2</sup>	燃 焼 前
"		0.3133 kg・m・s <sup>2</sup>	0.2946 kg・m・s <sup>2</sup>	燃 焼 後
ロ ー リ ン グ 慣 性 モ ー メ ン ト		0.0070 kg・m・s <sup>2</sup>	0.0072 kg・m・s <sup>2</sup>	燃 焼 前
"		0.0068 kg・m・s <sup>2</sup>	0.0070 kg・m・s <sup>2</sup>	燃 焼 後



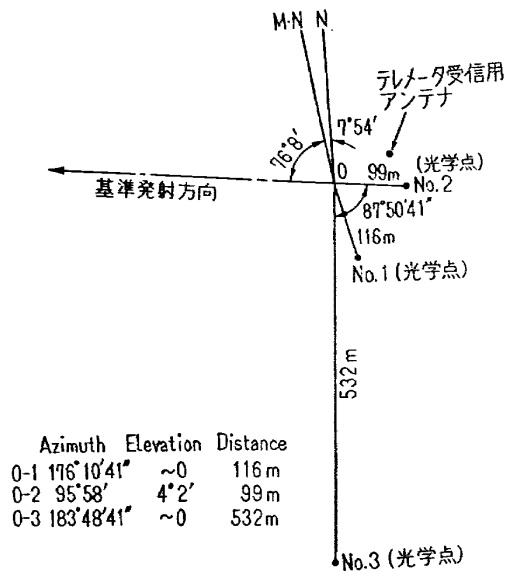


図 20 光学観測点の配置

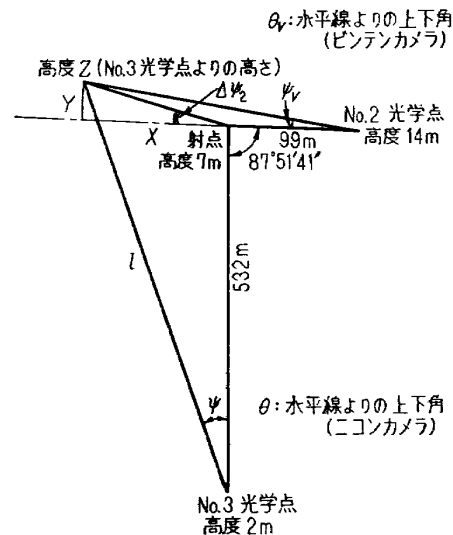


図 21 光学観測データの記号

$$X \doteq 532 \frac{\sin \phi}{\sin (87^{\circ} 51' - \Delta \phi_2 - \phi)} \quad (5.1)$$

$$l \doteq 532 \frac{\sin (92^{\circ} 9' + \Delta \phi_2)}{\sin (87^{\circ} 51' - \Delta \phi_2 - \phi)} \quad (5.2)$$

$$Z = l \tan \theta \quad (5.3)$$

$$\tan \theta_v \doteq \frac{Z - 12}{X + 99} \quad (5.4)$$

$$\Delta \phi_2 \doteq \frac{X + 99}{X} \phi_v \quad (5.5)$$

ただし  $X, Y, Z$  は飛しょう体のある時刻における位置を示し、 $X$  は基準方向の長さ、 $Y$  はそれに直角方向の距離、 $Z$  は No. 3 光学点よりの高度を示す。いま始めに  $\Delta \phi_2$  の値を仮定すると、(5.1)~(5.4) によって Vinten の  $\theta_v$  を得る。Vinten のデータより  $\phi_v$  が

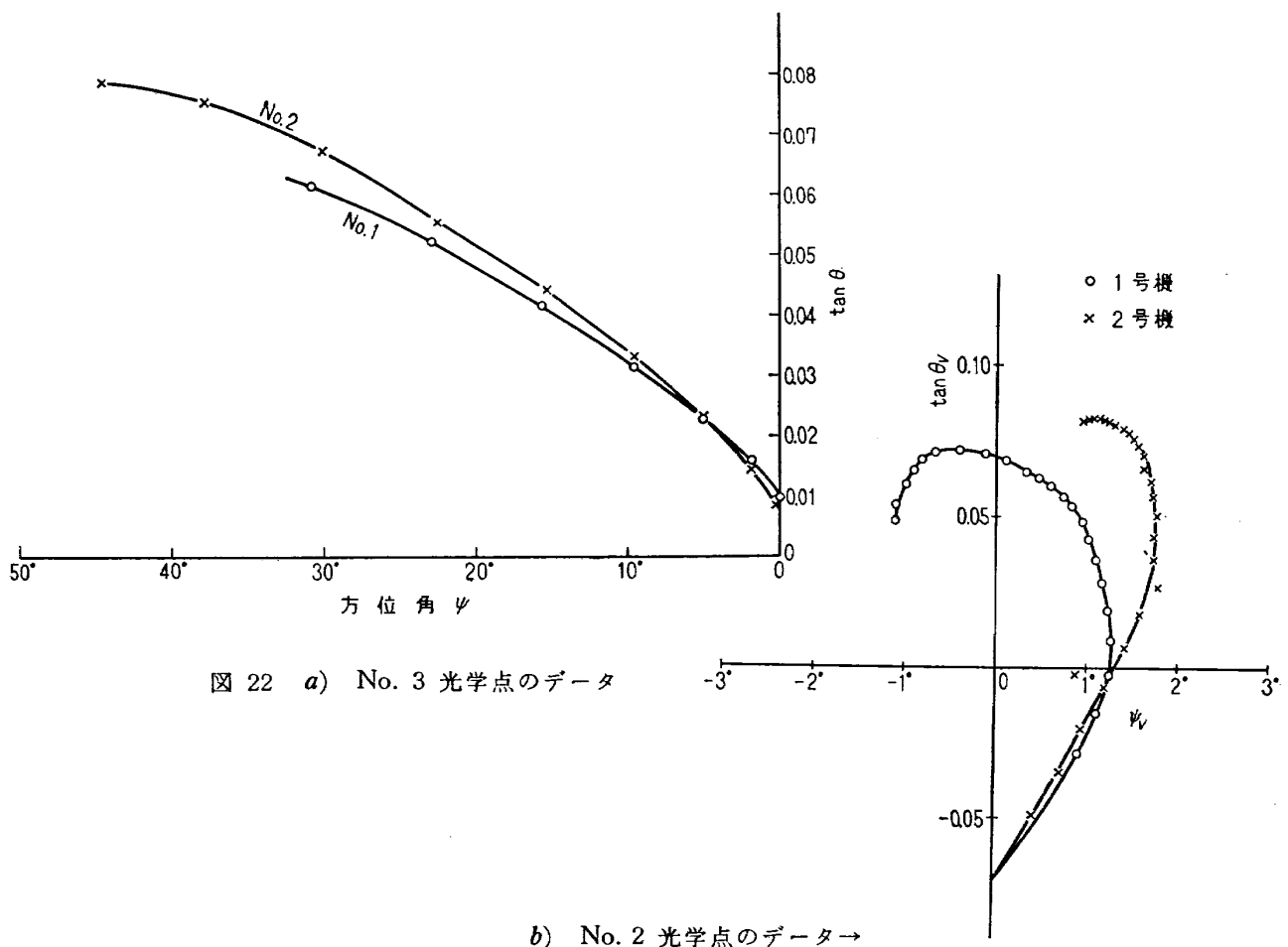


図 22 a) No. 3 光学点のデータ

b) No. 2 光学点のデータ

定まり、(5.5) より新しい  $4\phi_2$  が定まる。かくして  $4\phi_2$  が収束するまで逐次近似を行なう。

図 22 には No. 3 光学点で得られた  $\phi, \theta$  の関係、No. 2 光学で得られた  $\phi_r, \theta_r$  の関係を示す。図 23 は上記の解析による飛しょう経路を示し、図 24 は飛しょう経路を時間的に微分して得られた速度 (マッハ数に換算) を示す。

## 6. テレメーターによるデータ

テレメーターの受信用アンテナは射点の左後方約 80 m の地点に高さ約 3 m の木製のやぐらを組みその上に設置した。

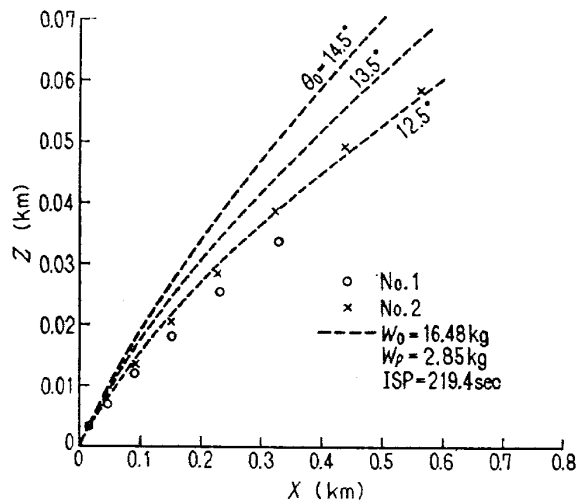


図 23 飛しょう経路

テレメーターによるデータを図 25 に示す。上の 5 つは 2.5 節の 5 つのチャンネルを示し、最後は電波の強さを示す。これによれば発射後 1 sec. より 2 sec. にかけて電波が中断している。サイドジェット of 1 発目は 3.2 sec. 後に、2 発目は 6.3 sec. 後に作動している。1 発目は外乱が大きくて短周期運動の減衰はつかみ難い。

図 26 に軸方向加速度を示す。推力は計画と比べてその大きさは小さく燃焼時間は延びている。推薬が低温で燃焼するとこのような傾向になる。また 3.6 sec. あたりにこぶが見られるが、これは本当にあったものか、計測系の中より生じたものか不明である。

軸方向加速度を積分して速度をうる。これは図 24 に光学観測の値と比較して記入してある。両者の一致は良好である。ただ光学観測による最後の点 2.4 sec. の点が大幅異なる。これは光学点よりの距離も大きく光学観測の精度の低下が最大の原因と考えられる。

図 24 の実験データを用いて、燃焼後の抵抗係数を求めたものを図 27 に示す。 $M=0.95$  あたりで著しく大きな  $C_D$  を与えるが、これは図 26 のこぶに相当するところでやや疑問である。風洞実験はエルロン・スリップつきの風洞実験値が飛しょう実験とよく合う。

図 28 には縦の短周期運動の振動数と減衰率とを示す。振動数は推定値よりやや大きな値が得られた。なお振動数については外乱によって誘起されたものをも示した。図 29 には式 (3.15) (3.17) および (3.12) に

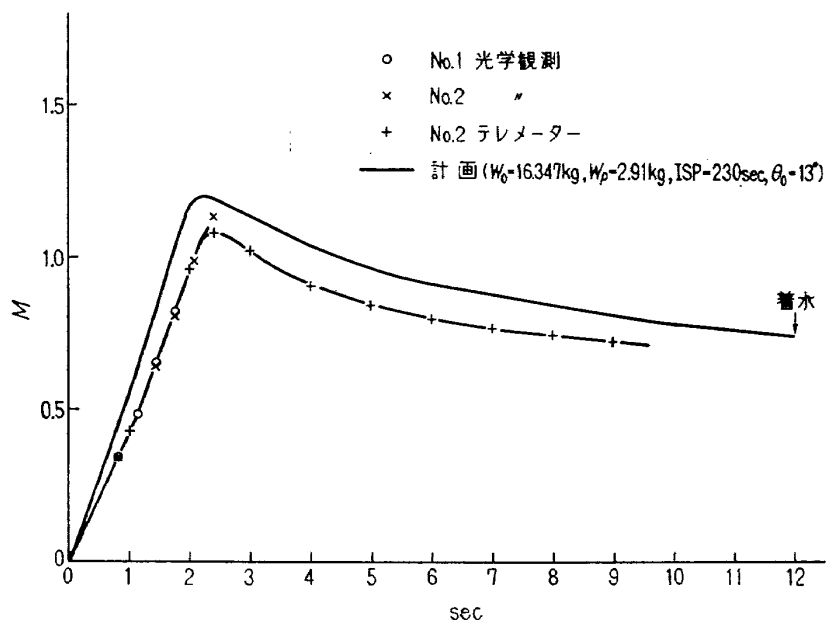


図 24 飛しょう速度

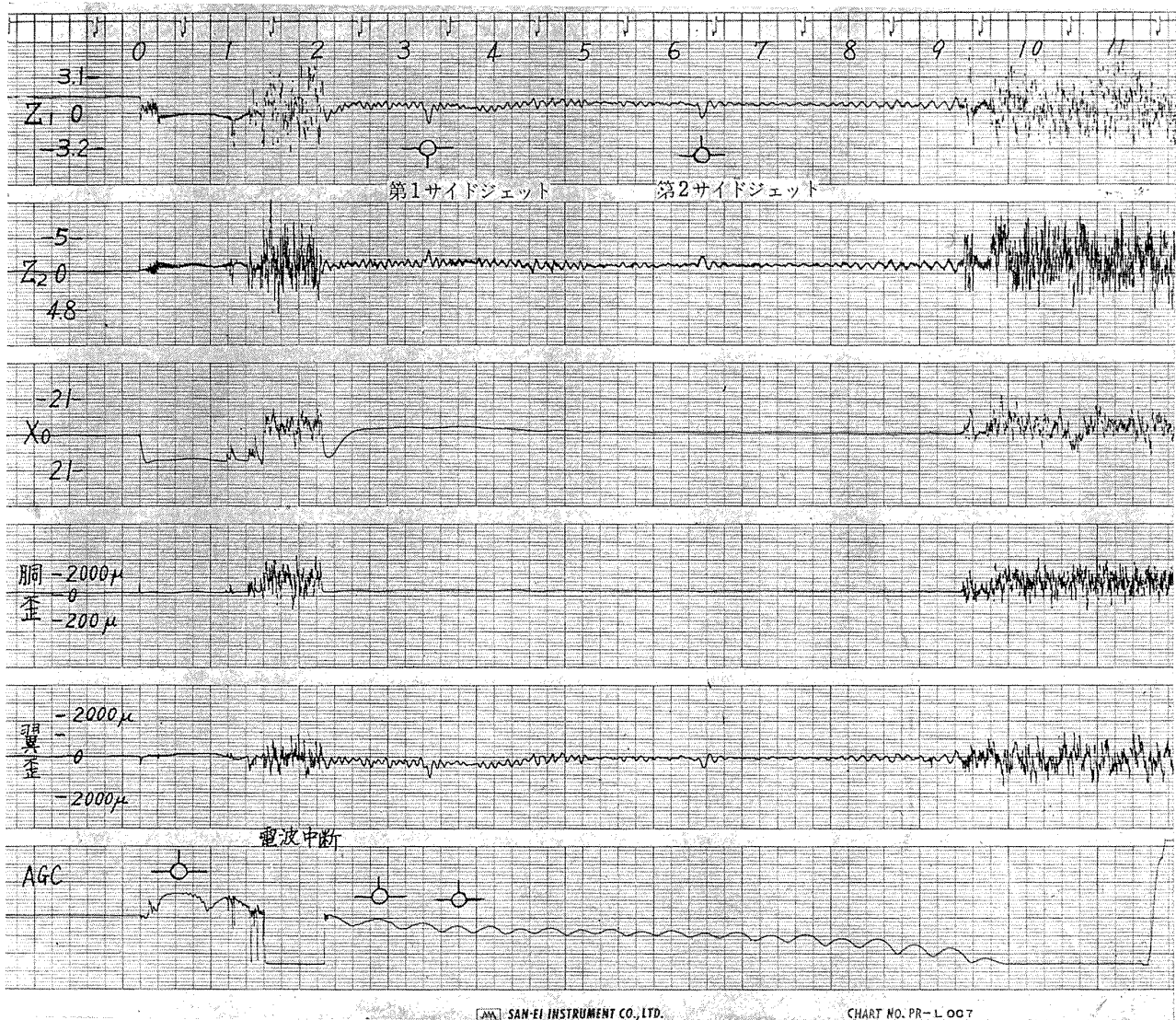


図 25 テレメータのデータ

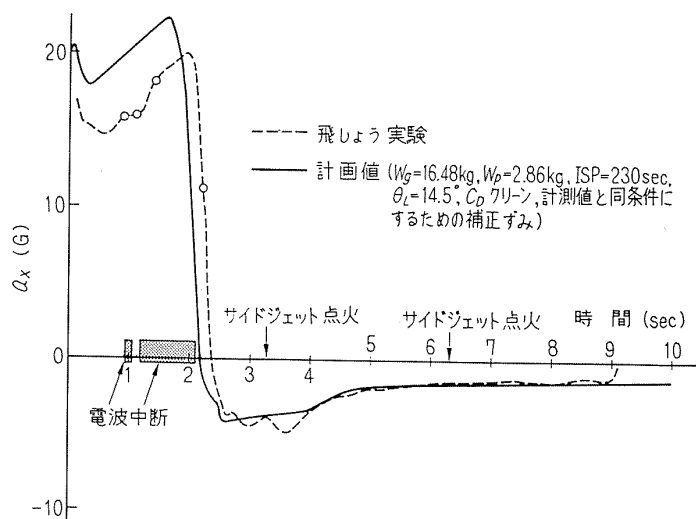


図 26 2号機軸方向加速度

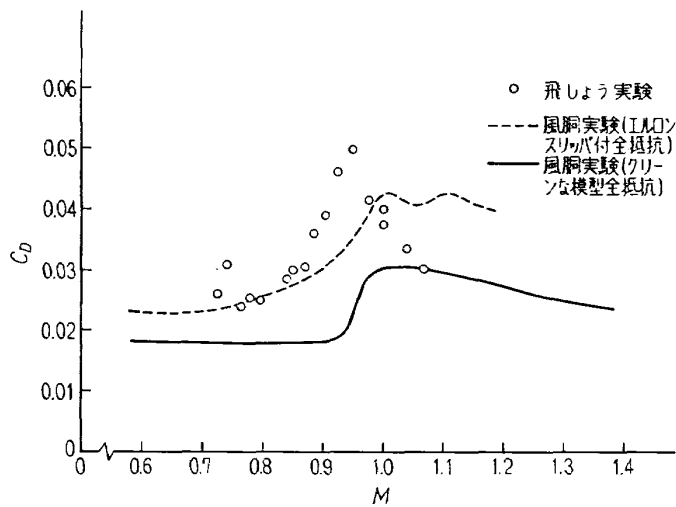
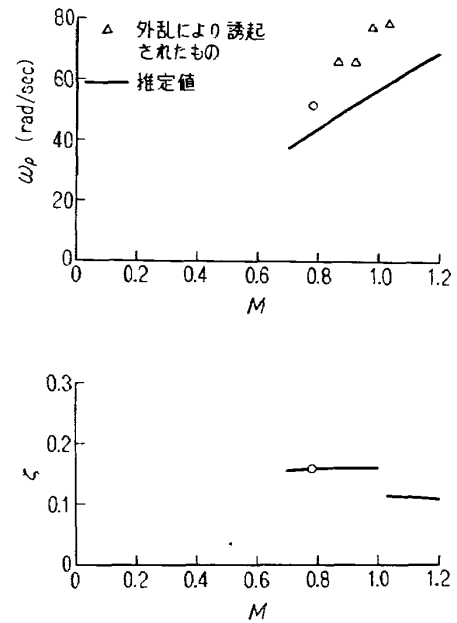
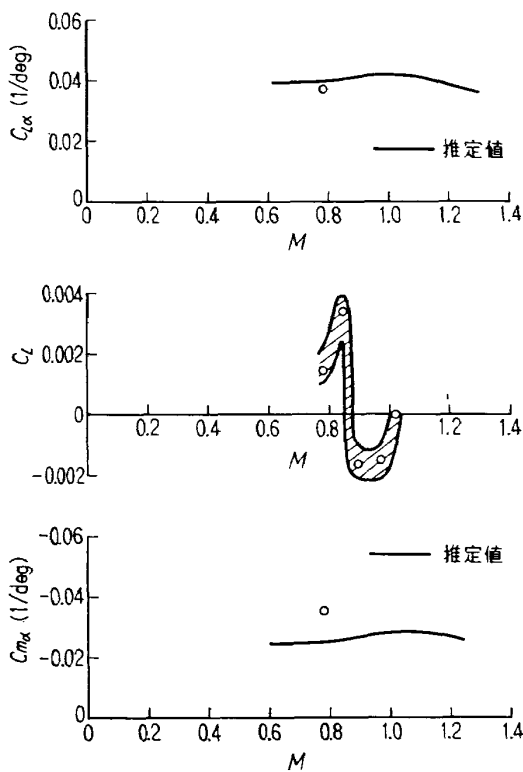
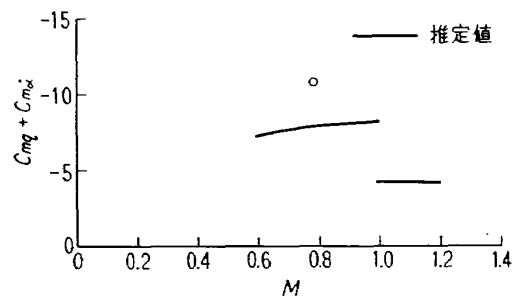
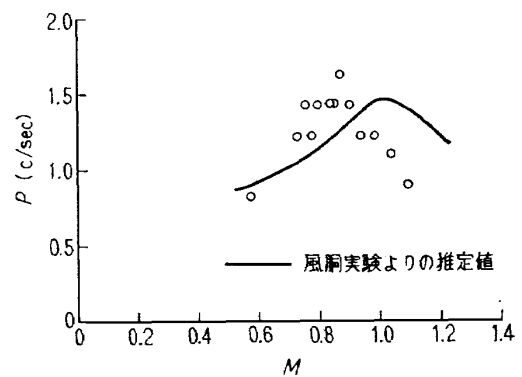
図 27 2号機の抵抗係数  $C_D$ 

図 28 縦の短周期運動

図 29 縦の静特性  $C_{L\alpha}$ ,  $C_L$ ,  $C_{m\alpha}$ 図 30 縦の動安定微係数  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 図 31 ロール速度  $p$ 

よって求められた  $C_{L\alpha}$ ,  $C_L$  および  $C_{m\alpha}$  を示す。図 30 には式 (3.13) で求められた  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  を示す。ただしこの  $C_{L\alpha}$  としては風洞実験の値を用いた。推定値<sup>10)</sup> との開きはあるがまずまずの結果である。

最後に図 31 にローリングの速度を示す。図 15 の

$C_i$  と文献 10 による  $C_{lp}$  の値とより推定したローリング速度とは大体合っているといつてよいであろう。特にあるマッハ数でローリングが最大になる傾向は両者にみられる。

表 6 FFM-10 実験班編成表

実験主任	河 崎 俊 夫
主任付	五 代 富 文
総 務 班	岡 村 助 男
	松 原 綱 一
	坂 井 孝 司
	坂 元 思 無 邪
	横 山 治 良
指 令 班	塙 武 敏
	佐 野 政 明
	日 下 和 夫
打上げ班	齋 藤 秀 夫
	伊 藤 克 弥
	小 此 木 時 雄
	岩 田 正 明*
	丸 山 克 夫*
計 測 班	古 賀 征 喜*
	石 橋 正 夫*
	谷 田 貝 正 夫*
	吉 川 貞 次*
	高 島 一 明
	桜 井 善 雄
	関 根 英 夫
光 学 班	松 山 宏**
	橋 本 功**
	河 本 巖
	瀬 川 晋 策
	白 井 正 孝
	塚 野 雄 吉

\* 日産自動車 K.K.

\*\* 三菱電気 K.K.

## 7. 結 語

ロケットモータによって飛しょうする自由飛行模型に、サイドジェットを用いて縦の短周期運動を励起しその周期と減衰率とを計測することによって、三角翼機の縦の動特性の測定を行なった。結果は割合によく推定値とも一致し、このような方法による実験が実用的価値のあることがわかった。しかし今までの結果はデータの数・精度の点で未だ満足すべきものではない。今後次のような点に留意してさらに研究を進める必要がある。

(i) 速度はすべての基本になるものであるから、

さらに直接的な計測を行なう。

(ii) なるべく外乱の少い状態でデータを取り振動数・減衰率の測定精度を向上させる。

(iii) ロール速度を少しく減らして、縦と横の運動のカップリングを少くする。

(iv) 小型軽量なサイド・ジェットを開発し、より多くの点でのデータをとる。

さらに根本的には動安定微係数についての理論的推定法および風洞実験の精度向上を追究する必要がある。

本実験は、東北大学金属材料研究所、秋田県・同警察、岩城町および勝手部落、秋田海上保安部・秋田地方気象台、国有鉄道秋田管理局、秋田県漁業組合等、各方面の方々の御協力によって実行可能となったものである。ここに謹んで謝意を表する次第である。

また本実験に対し種々御指導を賜った宇宙開発事業団副理事長松浦陽恵氏・当所山内所長・荒木部長・大塚角田支所長および宇宙開発事業団吉山巖氏に対し深く感謝する次第である。

## 参 考 文 献

- 1) Hunt G.K.: Free-Flight Measurements of the Incremental Drag due to Engine Nacelles on a Transonic Swept-Wing Aircraft, C.P. 960, 1966
- 2) Hunt G.K.: A Free-Flight Investigation of Wing-Body Junction Design for a Transonic Swept-Wing Aircraft, C.P. 759, 1964
- 3) Edwards J.B.W.: Free-Flight Measurements of the Drag and Longitudinal Stability of a Transonic *M*-Wing Aircraft, C.P. 773, 1964
- 4) Turner K.J., Ross A.J. & Easley G.: The Dynamic Stability Derivatives of a Slender Wing, a Comparison of Theory with Free-Flight Model Tests at Near-Zero Lift,  $M=0.8$  to  $2.4$ , C.P. 995, 1968
- 5) Hunt G.K.: Free-Flight Model Measurements of the Dynamic Stability of a Supersonic Strike Aircraft (TSR 2), C.P. 918, 1967
- 6) Turner K. J.: Measurements of Dynamic Stability from Three Simplified Free-Flight Model of a Supersonic Research Aircraft (Bristol T188) over the Mach Number Range  $1.2-2.6$ , C.P. 816, 1965
- 7) Greenwood G.H.: Free-Flight Model Drag Measurements on a Transonic Fighter (Gloster Javelin), C.P. 678, 1964

- 8) 河崎俊夫・斎藤秀夫・河本 巖：自由飛行模型 FFM-10の空力特性について 航技研 TR-210, 1970
- 9) 河崎俊夫・河本 巖・戸田 勸：自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数に及ぼす機体弾性変形影響のについて 航技研 TM-188, 1970
- 10) 河崎俊夫・河本 巖：自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について 航技研資料発表予定
- 11) 河崎俊夫・斎藤秀夫・塙 武敏・多田保夫・林洋一・戸田 勸・日下和夫・中井暎一・森田甫之：自由飛行模型 FFM-10 の強度について 航技研発表予定
- 12) 新田慶治：テレメータ機上装置の小型化の研究 航技研 TM-79, 1966
- 13) 高島一明：自由飛行模型 FFM-10 の運動特性と飛しよう試験におけるデータ処理法 航技研 TR-228, 1970

- |           |   |           |   |
|-----------|---|-----------|---|
| T R-227   | 高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて<br>(II)<br>—二孔の実験および簡単な解析方法—<br>Investigation of Air Stream from Com-<br>bustor-Liner Air-Entry Holes (II)<br>—Experiments with Paired Air-Entry<br>Holes and A Numerical Analysis—   | 1970年12月  | 相波 哲朗, 井上 真幸  |
| T R-228   | 自由飛行模型 FFM-10 の運動特性と飛し<br>ょう試験におけるデータ処理法<br>Flight Dynamics of Free-Flight Model<br>FFM-10 and Data Analysis Method for<br>Free-flight Tests  | 1970年12月  | 高島 一明   |
| T R-229   | 単発 STOL 実験機 (FA-200 XS) について<br>Development of the FA-200 XS<br>Experimental-Airplane   | 1970年12月  | 飛行実験部   |
| T R-230   | アナログトルク平衡方式による浮動振子型<br>加速度計の研究<br>Study on the Analog Torque Rebalance<br>Floated Pendulum Type Accelerometers<br>for Guidance and Control Applications   | 1971年 1 月 | 大月 正男, 鈴木 孝雄<br>円居 繁治                                 |
| T R-231   | 高温タービンノズル翼二次元翼列試験<br>(第1報対流冷却翼の実験結果について)<br>Two-Dimensional Cascade Test of an Air-<br>Cooled Turbine Nozzle<br>(Part I On the Experimental Results of<br>a Convection-Cooled Blade   | 1971年 1 月 | 吉田 豊明, 高原 北雄<br>能瀬 弘幸, 井上 重雄<br>三村 富嗣雄, 臼井 弘          |
| T R-232   | 高温タービンノズル翼二次元翼列試験<br>(第2報対流冷却翼の数値計算およびア<br>ナログ法による翼表面温度分布について)<br>Two-Dimensional Cascade Test of an Air-<br>Cooled Turbine Nozzle<br>(Port II On the Temperature Distribu-<br>tions of a Convection-Cooled Blade by<br>Numerical Calculation and Analog<br>Simulation Test | 1971年 1 月 | 吉田 豊明, 高原 北雄<br>能瀬 弘幸, 井上 重雄<br>三村 富嗣雄, 臼井 弘          |
| T R-233   | PSD 法の大気乱れに対する航空機強度設<br>計への応用とその問題点<br>Studies on PSD Method to Aircraft Struc-<br>tural Design for Atmospheric Turbulence  | 1971年 1 月 | 竹内 和之, 山根 皓三郎   |
| T R-234   | Green 関数をラプラス方程式に適用した解<br>法による冷却タービン翼の温度分布の計<br>算<br>A Calculation of Temperature Distribution<br>with Applying Green Function to Two-<br>Dimensional Laplace's equation  | 1971年 1 月 | 西村 英明   |
| T R-235   | 自動着陸予備実験<br>(1) 電波高度計の性能試験<br>Preliminary Experiments for Automatic<br>Landing<br>(1) On the Performance Tests of Radio<br>Altimeters   | 1971年 4 月 | 樋口 一雄, 堀川 勇壮<br>森 幹彦, 小川 敏一<br>真 柳 光美, 渡辺 顕<br>名 越 孝行 |
| T R-236 T | Small-Strain Deformation Superposed on<br>finite Deformations of Highly Elastic<br>Incompressible Meterials, Part 1—Con-<br>stituter Equation   | 1971年 7 月 | Tatsuzo KOGA  |

## 航空宇宙技術研究所報告 237 号

昭和 46 年 7 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町 1880  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)☎182  
印刷所 有限会社啓文堂 松本印刷  
東京都文京区水道 2-7-5

