

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-183

ロケット模型の大型低速風洞試験

近藤洋史・高橋 宏・桑野尚明

1970年9月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 既 刊 資 料

TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤 博, 坂口 一 八山 優, 高森 晋
TM-142	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究(III)	1968年7月	犬丸 矩夫, 高橋 俣
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸川 隼人, 石黒登美子 山本 浩通
TM-146	双発STOL機の飛行試験 —実用運用包囲線および離着陸特性—	1968年8月	幸尾 治朗, 岡 遠一 塚野 雄吉, 鎌田 幸男 小野 孝次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月 正男, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋安次郎, 宮沢 政文 西 武徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェット VTOL 機の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村 博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討 —フラッタ解析法の研究 そのI—	1968年12月	市川 輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月	檜崎 哲二, 中野 富雄
TM-153	FA-200 改機の風洞試験 (I) プロペラ付き	1969年2月	広末 健一, 坂井 紀穂 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-154	FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き	1969年2月	広末 健一, 木村 友昭 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-155	極超音速風洞 M7 ノズル較正試験	1969年2月	橋本 登, 吉沢 昭 穂積 弘一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月	戸川 隼人, 丸山 治雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中 正夫, 山本 芳樹 大石 晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月	西村 博史, 藤枝 郭俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲 秀夫, 吉沢 昭 松崎 貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究(II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木 邦男, 田丸 卓 乙幡 安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定(I)	1969年9月	藤森 義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラSTOL機の動安定風洞試験	1969年9月	別府 護郎, 鈴木 友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1966年10月	別府 護郎, 岡 遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田 敏康, 野口 義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚 貞吉, 齋藤 隆 大堀 内正司, 本間 幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11A-300型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内 和之, 川島 矩郎 熊倉 郁夫, 松岡 陽一

# ロケット模型の大型低速風洞試験

近藤 洋史\*\*・高橋 宏\*\*・桑野 尚明\*\*

## 概 要

当所の大型低速風洞において、ロケット模型試験用に製作した小容量の3分力天秤とローリング・モーメント天秤を用いて LS-C ロケット模型および動翼制御用模型について風洞試験を行なったので、その結果について報告する。試験は、LS-C ロケット模型については、風速 20, 45, 60 m/sec に対し3分力試験を行ない、動翼制御用ロケット模型については、風速 45 m/sec で3分力およびローリング・モーメント試験を行なった。得られた結果を遷超音速風洞試験結果と比較し、十分良好な結果の得られることを確認した。

## 1. ま え が き

打上げロケットが大型になるにともないロケットの初期加速度も低くなっていくので、低速時の空力特性も風洞試験により知る必要があると考えられる。当所の大型低速風洞において作用空気力の小さな飛しょう体の試験を可能にしておく必要があると思われたので本試験を計画した。大型低速風洞の既存の天秤はおもに航空機の試験に適するように容量が決められているので、ロケットのように作用空気力の小さなものにはかならずしも適当でないため、新たに小容量の天秤を製作した。天秤の方式としては取扱いの容易な内挿式スティング・バランスとし、遷・超音速風洞で供試される模型の2倍大(全長2.5m以下、胴体直径120mm前後、重量20kg以下)の模型が十分なる精度で試験されるように天秤容量を決めた。また、天秤の素子としては6分力が必要であるが、製作上および費用の点から3分力(第1,第2垂直力,軸力)およびローリング・モーメント専用の天秤の2種に分け製作した。

大型低速風洞において本天秤を使用して宇宙開発推進本部(現宇宙開発事業団)の計画した LS-C ロケットおよび動翼制御用ロケットの模型について風洞試験を実施し、遷・超音速風洞試験結果と比較し十分良好な結果の得られることを確認した。

## 2. 記 号

A; 軸力 (kg)  
 $\alpha$ ; 迎え角 (度または rad)

$C_A$ ; 軸力係数  $\left(\frac{A}{qS}\right)$   
 $C_{DB}$ ; 底面抗力係数  
 $C_{DF}$ ; 前面抗力係数  
 $C_{DFO}$ ; 最小前面抗力係数  $(=C_{DFO}-C_{DB})$   
 $C_H$ ; ヒンジ・モーメント係数  $\left(=\frac{H}{q \cdot S c_H^2 l_H}\right)$   
 $C_i$ ; ローリング・モーメント係数  $\left(=\frac{L}{q S c_i^2 l_L}\right)$   
 $C_m$ ; 縦揺れモーメント係数  $\left(=\frac{M}{q S l_M}\right)$   
 (先端基準)  
 $C_{m\alpha}$ ; 迎え角  $0^\circ$  での縦揺れモーメント係数傾斜  
 [1/rad]  
 $C_m(C, B)$ ; 天秤中心を基準点に取った  $C_m$   
 $C_{mS}$ ; 安定軸での  $C_m$   
 $C_N$ ; 垂直力係数  $\left(=\frac{Z}{qS}\right)$   
 $C_{N\alpha}$ ; 迎え角  $0^\circ$  での垂直力係数傾斜 (1/rad)  
 $C_{DT}$ ; 全抗力係数  
 $C_{DFO}$ ; 最小全抗力係数  
 $\delta$ ; 動翼変角 (度)  
 $\delta_a$ ; 動翼を差動的に変角  
 $\left(=\frac{\delta_{\text{右後縁下}}+\delta_{\text{左後縁上}}}{2}\right)$  (度)  
 $\delta_e$ ; 動翼を舵切状態に変角  
 $\left(=\frac{\delta_{\text{右後縁下}}+\delta_{\text{左後縁下}}}{2}\right)$  (度)  
 $\Delta N_1$ ;  $N_2$  に荷重を掛けた時の  $N_1$  への干渉出力 (volt)  
 $\Delta N_2$ ;  $N_1$  に荷重を掛けた時の  $N_2$  への干渉出力 (volt)  
 $\Delta X$ ;  $N_1$  又は  $N_2$  に荷重を掛けた時の  $X$  への干

\* 昭和 45 年 6 月 27 日受付

\*\* 空気力学第二部

渉出力	(volt)	$X''$ ; 天秤干涉補正後の軸力成分	(volt)
$H$ ; ヒンジ・モーメント	(kg-m)	$\vec{X}$ ; 物理量に変換された軸力成分	(kg)
$H_m$ ; ヒンジ・モーメント成分出力	(volt)	$x_{cp}$ ; 圧力中心 (模型先端から圧力中心までの距離を基準長で除し百分比で表わす)	(%)
$H_m^0$ ; 通風前のヒンジ・モーメント成分出力	(volt)	$Z$ ; 垂直力 (合力)	(kg)
$H'$ ; 零点補正後のヒンジ・モーメント成分	(volt)		
$\vec{H}$ ; 物理量に変換されたヒンジ・モーメント成分	(kg-m)		
$L$ ; ローリング・モーメント	(kg-m)		
$l_H$ ; 基準長さ ( $C_H$ 算出時に適用)	(m)		
$l_L$ ; 基準長さ ( $C_L$ 算出時に適用)	(m)		
$l_M$ ; 基準長さ ( $C_m$ 算出時に適用)	(m)		
$M$ ; 縦揺れモーメント またはマッハ数	(kg-m)		
$M(C.B)$ ; 天秤中心を基準点に取った縦揺れモーメント	(kg-m)		
$\mu$ ; 一様流粘性係数	(kg·s/m <sup>2</sup> )		
$N_1$ ; 第 1 垂直力成分出力	(volt)		
$N_2$ ; 第 2 垂直力成分出力	(volt)		
$N_1^0$ ; 通風前の第 1 垂直力成分出力	(volt)		
$N_2^0$ ; 通風前の第 2 垂直力成分出力	(volt)		
$N_1'$ ; 零点補正後の第 1 垂直力成分	(volt)		
$N_2'$ ; 零点補正後の第 2 垂直力成分	(volt)		
$N_1''$ ; 天秤干涉補正後の第 1 垂直力成分	(volt)		
$N_2''$ ; 天秤干涉補正後の第 2 垂直力成分	(volt)		
$\vec{N}_1$ ; 物理量に変換された第 1 垂直力成分	(kg)		
$\vec{N}_2$ ; 物理量に変換された第 2 垂直力成分	(kg)		
$p$ ; 一様流静圧	(mmHg)		
$q$ ; 一様流動圧	(kg/m <sup>2</sup> )		
$R$ ; ローリング・モーメント成分出力	(volt)		
$R^0$ ; 通風前のローリング・モーメント成分出力	(volt)		
$R'$ ; 零点補正後のローリング・モーメント成分出力	(volt)		
$\vec{R}$ ; 物理量に変換されたローリング・モーメント成分	(kg-m)		
$Re$ ; レイノルズ数 (胴体長基準)			
$\rho$ ; 一様流密度	(kg·s <sup>2</sup> /m <sup>4</sup> )		
$S$ ; 基準面積 (3 分力に適用)	(m <sup>2</sup> )		
$S_{C1}$ ; 基準面積 ( $C_L$ に適用)	(m <sup>2</sup> )		
$S_{C2}$ ; 基準面積 ( $C_H$ に適用)	(m <sup>2</sup> )		
$T_0$ ; 一様流温度	(°C)		
$V$ ; 一様流風速	(m/s)		
$X$ ; 軸力成分出力	(volt)		
$X^0$ ; 通風前の軸力の成分出力	(volt)		
$X'$ ; 零点補正後の軸力成分	(volt)		

### 3. 装 置

大型低速風洞<sup>1)</sup> (最大風速 60 m/sec, 動圧約 230 kg/m<sup>2</sup>) の測定部 (高さ 6.5 m, 幅 5.5 m, 長さ 9.25 m) にある直径 3 m のターン・テーブルの中心に立てられた支柱に支持金具を介してスティング, 天秤および模型が取り付けられる (図 1)。

スティングは支柱の存在による流れの変化の影響を軽減するためできるだけ長くし, 1 m と 1.5 m の 2 種を用意した。

天秤は取扱いが容易なストレン・ゲージ方式による内挿式スティング・バランスとし, 3 分力天秤<sup>2)</sup> (容量; 第 1, 第 2 垂直力 50 kg, 軸力 6 kg) とローリング・モーメント天秤 (容量 1.8 kg-m) の 2 種に分け製作した。それぞれ図 2 と図 3 に概念図を示す。この天秤の特徴としては容量が小さいことと取扱い中の過負荷に対し各素子のたわみ量を機械的に制限し損傷を防ぐストッパー機構を備えていることである。図 4 ~ 図 7 に 3 分力天秤, ローリング・モーメント天秤の較正データを示す。較正条件としては励起電圧 6 V, 増幅器倍率 1000 である。第 1 および第 2 垂直力に荷重を掛けた時, 他の素子への干渉 ( $\Delta N_1, \Delta N_2, \Delta X$ ) が生じているがデータ処理時に補正される。各較正データから, 天秤の直線性およびヒステリシス特性は十分満足し得る結果が得られていることがわかる。なお, ローリング・モーメント天秤においてマイナスの最大負荷時に直線性が悪くなっているのはストッパー機構が動作したためである。

天秤をスティングに取り付けた状態で, 第 1 および第 2 垂直力素子位置にそれぞれ荷重を掛けた時, 天秤上面においてたわみ量を測定した結果が図 8 である。これをもとに垂直力によるたわみ量を算出し迎え角への補正を施している。

本装置で供試される模型の大きさは, 遷・超音速風洞模型の 2 倍程度を標準とし, 長さ 2.5 m 以下, 重量 20 kg 以下で自重による模型のたわみが少ない構造とする必要がある。

模型は上下方向および左右方向に変角可能であるが, 模型重量による垂直力および軸力への影響を避けるために迎え角は水平面内で変角した。

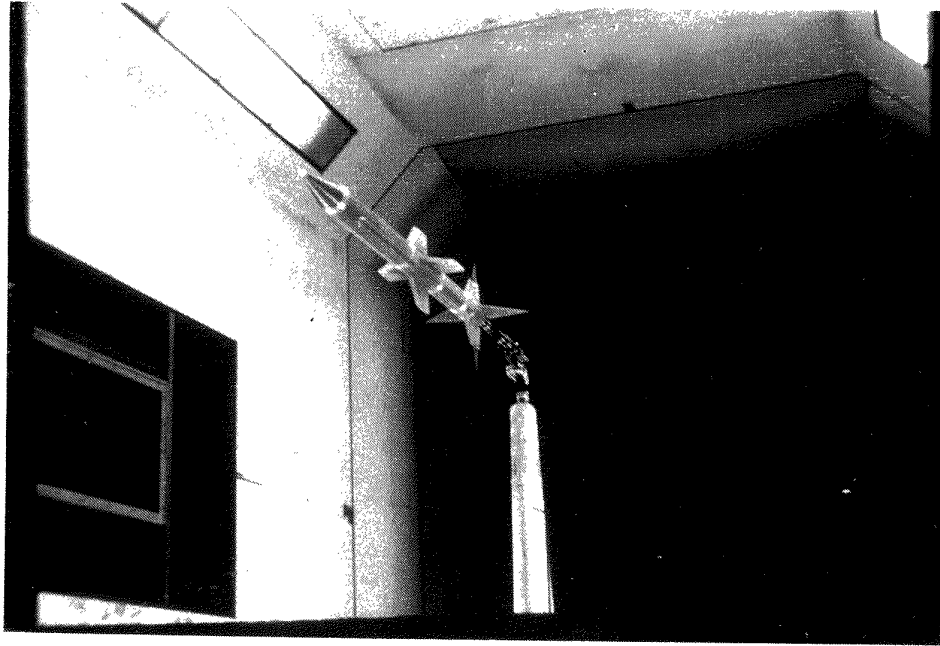


図 1 大型低速風洞測定部

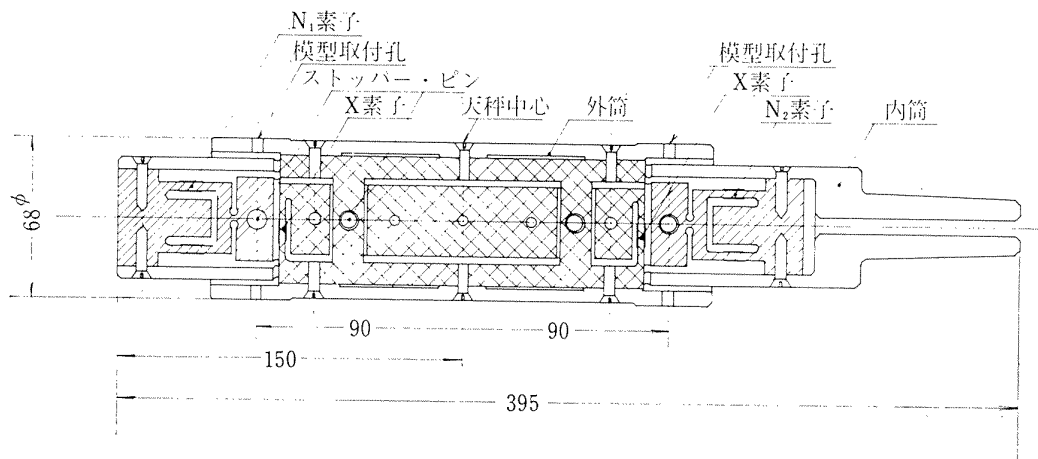


図 2 3 分力天秤概念図

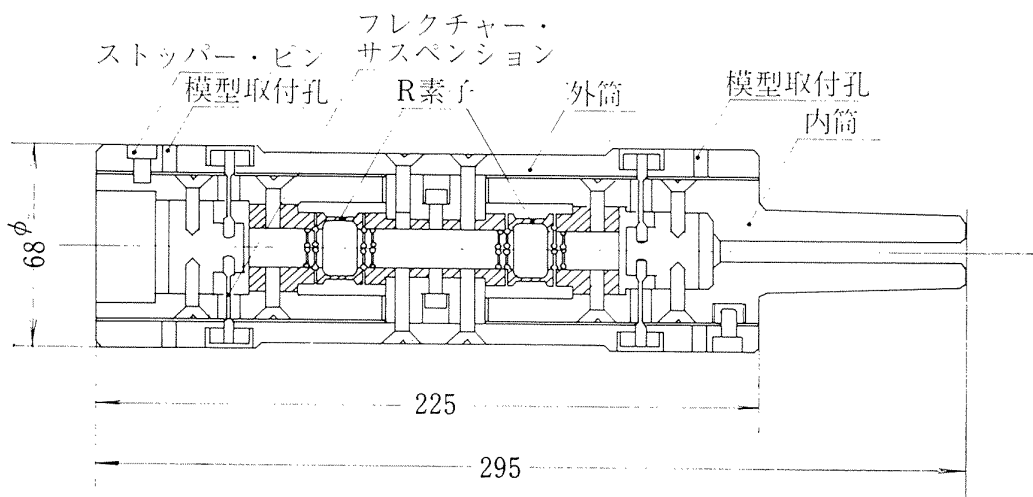


図 3 ローリング・モーメント天秤概念図

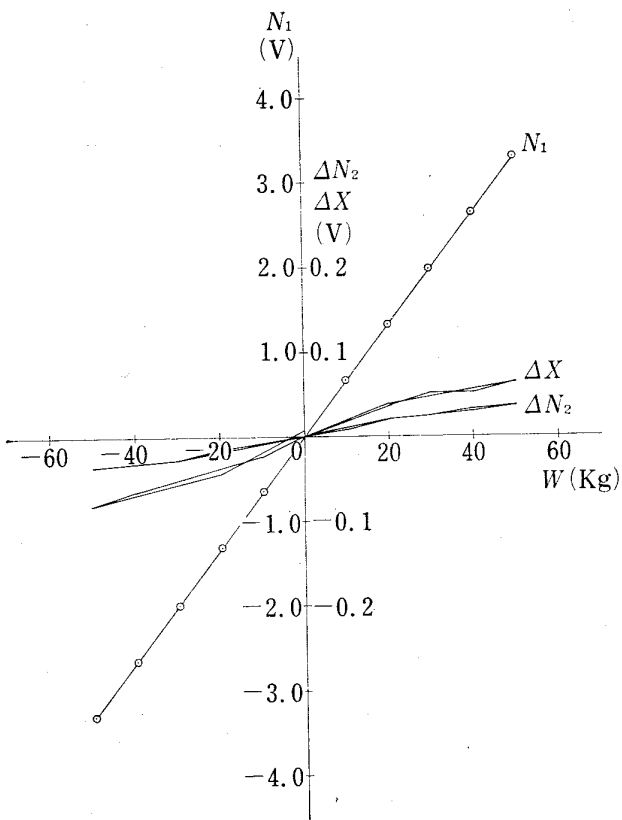


図 4 第1垂直力較正データ

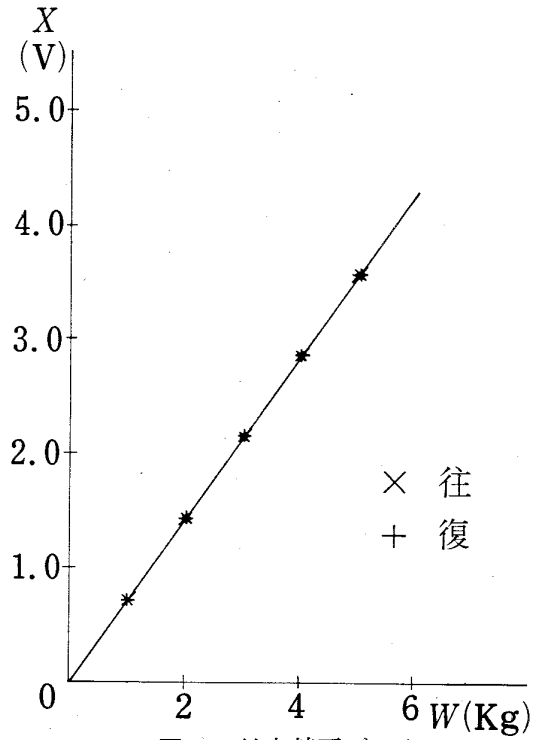


図 6 軸力較正データ

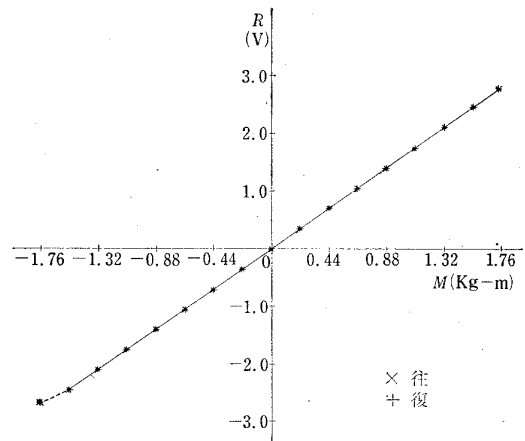


図 7 ローリング・モーメント較正データ

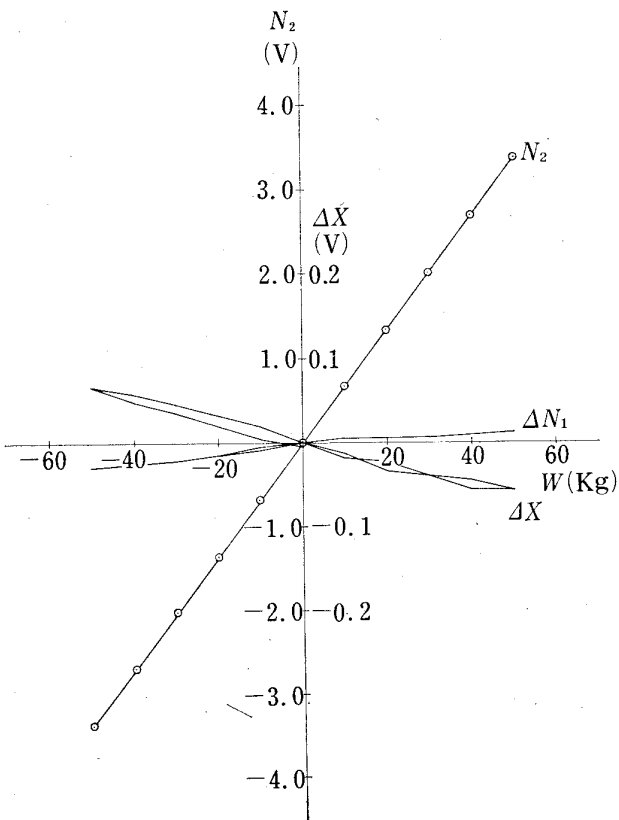


図 5 第2垂直力較正データ

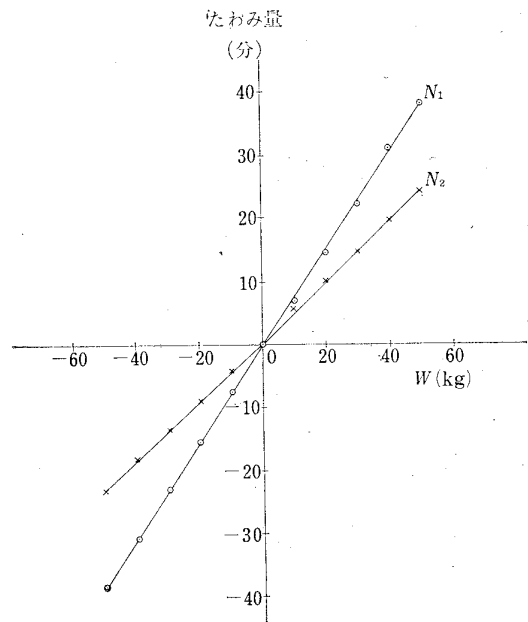


図 8 1m ステイング+3 分力天秤たわみ特性

#### 4. 供試模型

供試模型としては遷・超音速風洞で十分に試験されているLS-C ロケット<sup>3)</sup> および動翼制御用ロケット<sup>4)</sup> (ともに宇宙開発推進本部(現宇宙開発事業団)で開発したもの)の2種である。模型の大きさは実機の1/5で、図9～図12に模型図および写真を示す。模型は胴体部分については芯にアルミ合金を用い外側を発泡樹脂をもって整形し、翼にはアルミ合金を用いて軽量化を図った。

LS-C ロケット模型は3分力天秤を用いて試験を行

ない、推定計算値と比較検討するため前翼なし、後翼なしおよび前後翼なしの状態でも試験が可能のように所要部分を交換できる構造とした。

動翼制御用ロケット模型は動翼の特性を調べるためのもので、3分力天秤およびローリング・モーメント天秤を用いて試験を行なった。前段はLS-C模型と同一で、後段については胴体が80mm長くなり、後翼がくさび形断面を有する三角翼となった。また、4枚の後翼のうち相対する2枚の翼の翼端にはルートコードの2/3のところを回転中心にそれぞれ0°, ±5°, ±10°, ±15°, ±20°に舵角を設定できる動翼が付いて

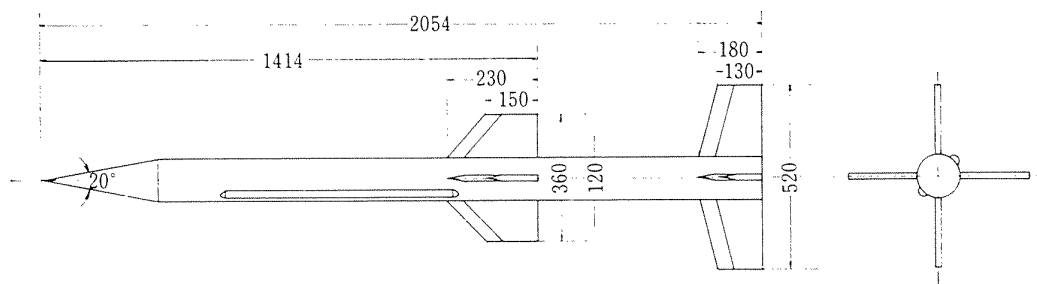


図9 LS-C ロケット模型

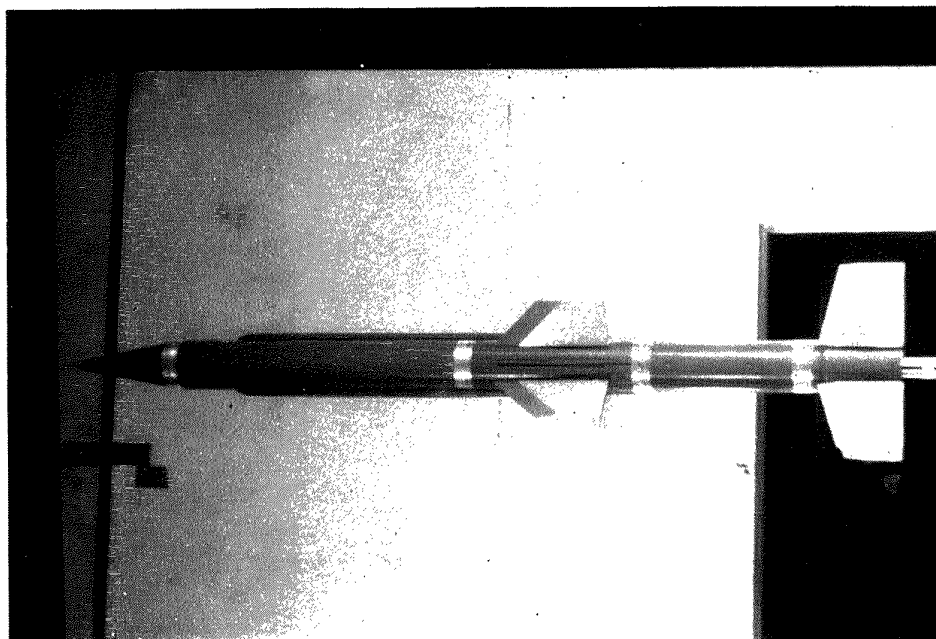


図10 LS-C ロケット模型写真

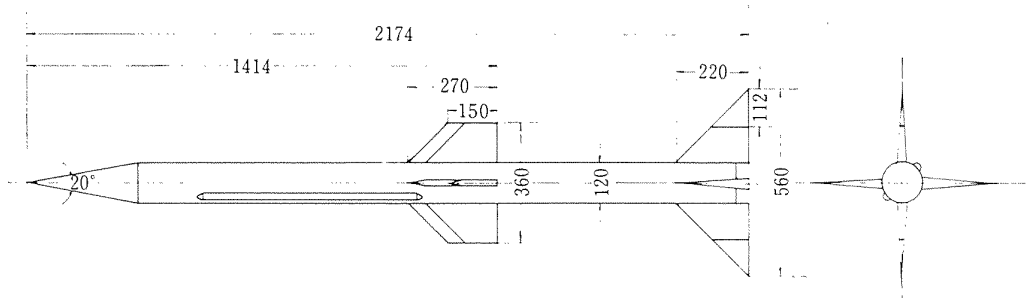


図 11 動翼制御用ロケット模型

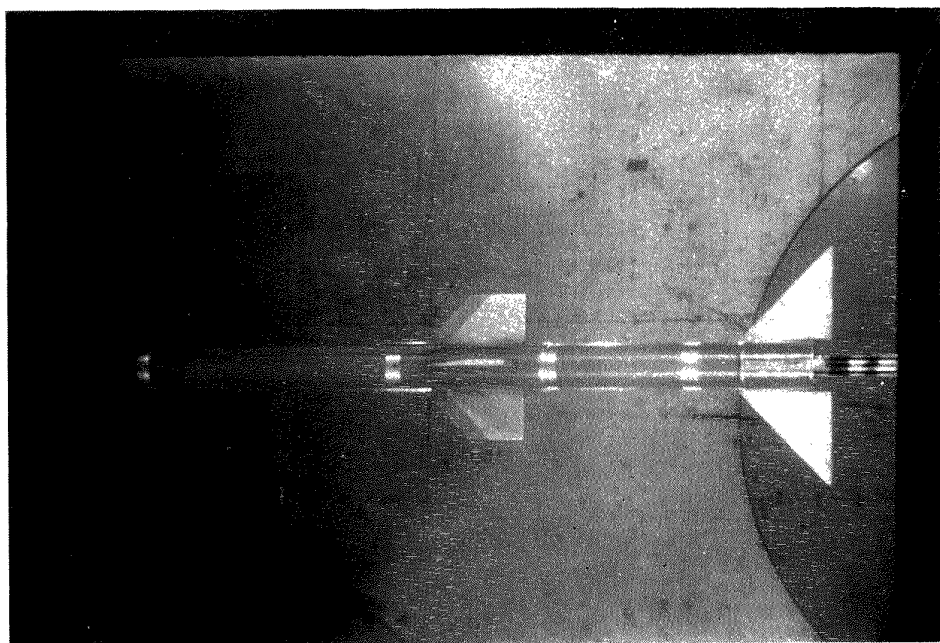


図 12 動翼制御用ロケット模型写真



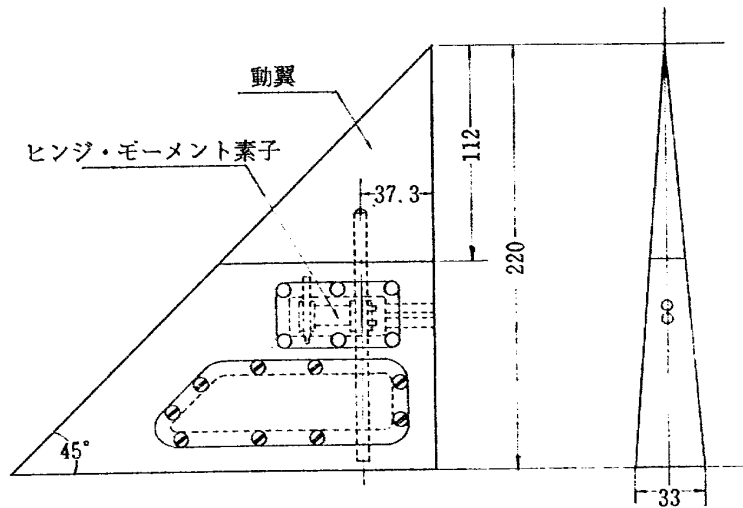


図 13 動翼

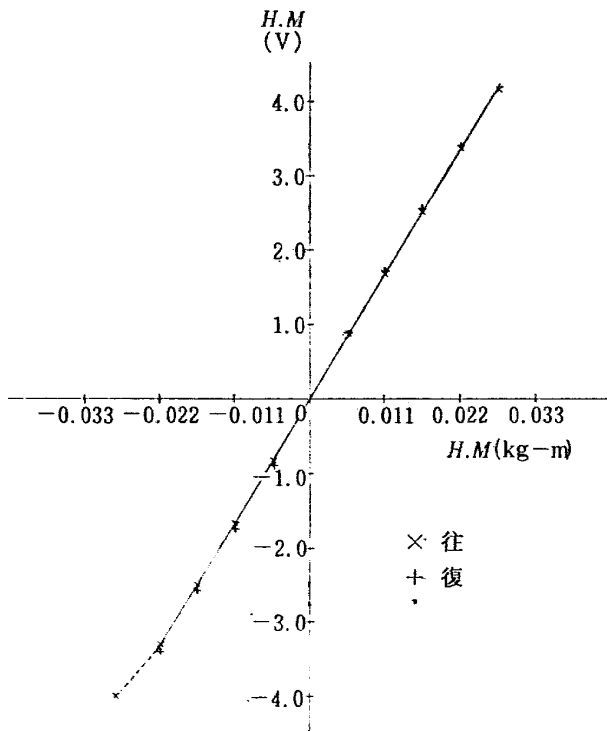


図 14 ヒンジ・モーメント校正データ

おり、さらにそのうち1枚の動翼についてストレン・ゲージ方式によりヒンジ・モーメント (hinge moment) の測定が可能な構造となっている (図 13)。なお、図 14にヒンジ・モーメントの校正データを示す。

## 5. 試験内容および条件

試験内容および条件を LS-C 模型については表 1 に動翼制御用模型については表 2 に一括して示す。

迎角変化は模型重量による迎角, 垂直力, 軸力への補正を逃れるため水平面内で変角することにし,  $-16^\circ$  から  $+16^\circ$  までを  $2^\circ$  ごとに設定してデータを得た。前段に配線用のケーブル等を保護するためのカバーが翼と  $45^\circ$  の傾きをもって両側面に取付けられているので, その影響を調べるためバンク角を  $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ$  に変えて試験した。ここにバンク角は迎角変角方向に対しカバーが垂直にあるときを  $0^\circ, 45^\circ$  のときをバンク角  $45^\circ$ , 同一方向のときを  $90^\circ$  とした。

なお, 3分力試験においては遷・超音速風洞試験と同様に模型後端部の圧力を測定し, 測定部静圧との圧力差を求めた。

### 5.1 LS-C ロケット模型試験内容

#### 5.1.1 バンク角変化試験

試験番号 1 から 6 までは設定風速  $20 \text{ m/sec}$  および  $45 \text{ m/sec}$  それぞれについて, バンク角を  $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ$  に変えた時の影響を調べるため試験した。

#### 5.1.2 風速変化試験

試験番号 5 から 7 まではバンク角を  $0^\circ$  一定に保ち, 設定風速を  $20, 45, 60 \text{ m/sec}$  にそれぞれ変化させ, その影響を調べた。

表 1 LS-C ロケット模型試験内容および条件

試験番号	模 型	迎 角	バンク角 (度)	風 速 (m/sec)	動 圧 (kg/m <sup>2</sup> )	レイノルズ数 (全長基準)	測定項目	備 考
1	全 機	-16°~+16° 2°ごと	45	20.12	25.40	2.85×10 <sup>6</sup>	3分力, 底面圧	
2	"	"	"	44.82	125.90	6.34	"	
3	"	"	90	20.15	25.40	2.84	"	
4	"	"	"	44.96	126.33	6.33	"	
5	"	"	0	20.08	25.20	2.82	"	
6	"	"	"	44.79	125.37	6.30	"	
7	"	"	"	60.05	228.97	8.62	"	
8	"	"	"	19.95	25.20	2.85	"	Jet simulation 間隙 20 mm
9	"	"	"	44.73	126.30	6.34	"	"
10	"	"	"	45.05	127.30	6.32	"	間隙 7 mm
11	"	"	"	60.23	227.40	8.44	"	"
12	前翼なし	"	"	44.90	126.0	6.27	"	
13	前後翼なし	"	"	44.97	127.10	6.34	"	
14	後翼なし	"	"	44.94	129.33	6.29	"	

表 2 動翼制御用模型試験内容および条件

試験番号	迎 角	バンク角 (度)	舵 角 (度)		風 速 (m/sec)	動 圧 (kg/m <sup>2</sup> )	レイノルズ数 (胴体長基準)	測 定 項 目
			左	右				
15	-16°~+16° 2°ごと	0	0	0	44.88	126.50	6.59×10 <sup>6</sup>	3分力, 底面圧
16	"	90	0	0	44.80	126.03	6.58	"
17	"	45	0	0	44.90	126.47	6.58	"
18	"	"	+10	+10	44.92	126.30	6.56	"
19	"	"	+20	+20	44.85	125.83	6.54	"
20	"	"	-20	+20	44.87	125.83	6.54	"
21	"	"	-10	+10	44.76	127.67	6.74	"
22	"	"	+ 5	+ 5	44.82	127.50	6.71	"
23	"	"	+15	+15	44.74	126.80	6.68	"
24	"	"	-15	+15	44.85	125.97	6.57	"
25	"	"	- 5	+ 5	44.84	125.83	6.56	"
26	"	"	- 5	+ 5	44.89	126.27	6.58	ローリングモーメント, ヒンジモーメント
27	"	"	-15	+15	44.89	126.20	6.58	"
28	"	"	0	0	44.89	125.83	6.54	"
29	"	"	-10	+10	44.89	125.70	6.53	"
30	"	"	-20	+20	44.84	125.17	6.51	"
31	"	"	+20	+20	44.85	125.20	6.51	"
32	"	"	+ 10	+10	44.83	125.03	6.50	"

### 5.1.3 ジェット模擬試験

ロケット焼燃時ジェットが存在することにより流れのパターンが変わり、亜音速ではその影響が上流にもおよぶので、空力特性にも若干の変化が生ずるものと考えられる。そこで一つの試みとしてジェットを模擬した物体を模型後端に置きジェットの影響を調べることにした(図 15)。ジェット模擬物体の形状は噴射ガスのマッハ数相当のマッハ線に接する放物線を求め、その回転体の一部を採用した。試験番号 8 と 9 はジェット模擬物体と模型後端との間隙が 20 mm の場合で、10 と 11 は間隙を 7 mm と小さくした場合についてそれぞれ試験した。このような方法で高速で噴射される燃焼ガスの状況を模擬することはとらいてい不可能であるが、あくまで一つの試みとして行なったものであることを付記する。

### 5.1.4 成分試験

試験番号 12, 13, 14 はそれぞれ前翼なし、前後翼なし、後翼なしの状態試験したもので、推定計算値との比較をするためのものである。

## 5.2 動翼制御用ロケット模型試験内容

動翼制御用ロケット模型の試験はすべて設定風速 45 m/sec で行なった。

### 5.2.1 3 分力試験

試験番号 15, 16, 17 は舵角を取らない状態でバンク角を変化させた試験で、垂直力係数傾斜、圧力中心、最小抗力係数について遷・超音速風洞結果と比較検討した。

試験番号 18, 19, 22, 23 は動翼を左右同一に設定した状態(以下これを舵切状態と仮称する)での 3 分力試験で、バンク角を  $45^\circ$  にして動翼が迎角変角方向に対し垂直になるようにした。

試験番号 20, 21, 24, 25 は舵角を差動状態(左右逆方向)に設定したときの 3 分力試験である。この場合ローリング・モーメントが生じ、同時に横方向の力も発生するがその測定は省略した。

### 5.2.2 ローリング・モーメント試験

以下の試験においてはローリング・モーメント天秤を使用し試験した。同時に動翼のヒンジ・モーメントも測定した。

試験番号 26, 27, 29, 30 は動翼を差動的に設定したときのローリング・モーメントを試験したものであり、試験番号 31, 32 は舵切状態でのローリング・モーメント試験である。

## 6. データ処理

$-16$  から  $+16^\circ$  まで  $2^\circ$  ごとに設定された迎角に対し測定を行なった。天秤その他からの出力電圧は A-D 変換されデジタル量として紙テープに穿孔される。その紙テープを電子計算機にかけ所要の結果を得た。

空力係数を求めるにあたって用いた諸基準量は表 3 に示す通りである。

以下に空力係数等を求めるために用いた計算式を示す。

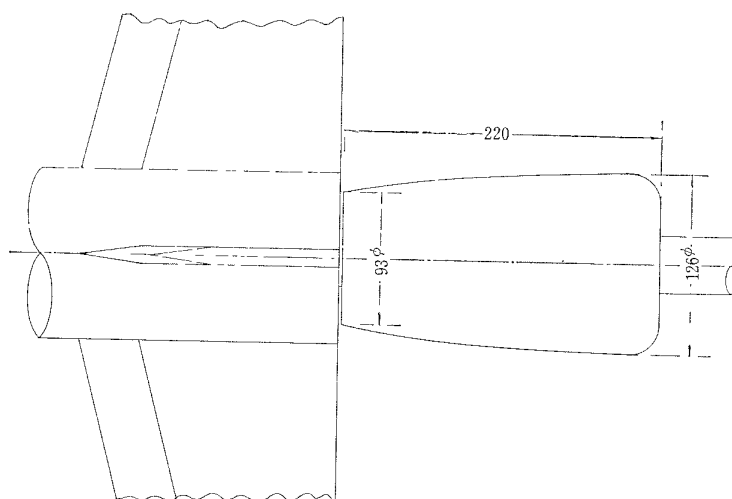


図 15 ジェット模擬

表 3 係数化に用いた基準量

係 数	項 目	数 値		備 考
		LS-C 模型	動翼制御用模型	
$C_N, C_m, C_D$	基準面積 (m <sup>2</sup> )	1.13097×10 <sup>-6</sup>	同 左	胴体平行部断面積
	基準長さ (m)	2.054	2.134	胴 体 長
	モーメント基準点	胴体先端	同 左	
$C_L$	基準面積 (m <sup>2</sup> )		1.2544×10 <sup>-6</sup>	動翼面積 (2 枚)
	基準長さ (m)		0.56	翼 幅
$C_h$	基準面積 (m <sup>2</sup> )		6.272×10 <sup>-5</sup>	動翼面積 (1 枚)
	基準長さ (m)		0.112	動翼ルート コード
	モーメント基準点		ルートコードの 2/3	

1. 天秤出力

$N_1, N_2, X, R, H_m$

2. 零点補正

$N_1' = N_1 - N_1^0, N_2' = N_2 - N_2^0, X' = X - X^0,$   
 $R' = R - R^0, H' = H_m - H_m^0$

3. 天秤干渉補正  $N_1'', N_2'', X''$

$$\begin{pmatrix} N_1' \\ N_2' \\ X' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1, & \frac{\Delta N_1}{N_2}, & \frac{\Delta N_1}{X} \\ \frac{\Delta N_2}{N_1}, & 1, & \frac{\Delta N_2}{X} \\ \frac{\Delta X}{N_1}, & \frac{\Delta X}{N_2}, & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} N_1'' \\ N_2'' \\ X'' \end{pmatrix}$$

ただし  $\frac{\Delta N_1}{N_2}, \frac{\Delta N_1}{X}, \frac{\Delta N_2}{N_1}$  等は干渉補正の係数である。

4. 物理量変換

$\vec{N}_1 = n_1 N_1''$  (kg)  
 $\vec{N}_2 = n_2 N_2''$  (kg)  
 $\vec{X} = x X''$  (kg)  
 $\vec{R} = r R'$  (kg·m)  
 $\vec{H} = h H'$  (kg·m)

ただし  $n_1, n_2, x, r, h$  は物理量への変換係数である。

5. 空気力算出 (機体軸)

$Z = \vec{N}_1 + \vec{N}_2$  (kg)  
 $M_{(C.B)} = a \cdot (\vec{N}_1 - \vec{N}_2)$  (天秤中心回り) (kg·m)

ただし  $a$  は天秤中心と  $N_1$  または  $N_2$  間の距離 (m)

$A = \vec{X}$  (kg)  
 $L = \vec{R}$  (kg·m)

$H = \vec{H}$  (kg·m)

6. 係数化 (機体軸)

$C_N = Z/qS$   
 $C_{m(C.B)} = M_{(C.B)}/qSl_M$  (天秤中心回り)  
 $C_A = A/qS$

$C_L = L/qSc_L l_L$   
 $C_H = H/qSc_H l_H$

7. 圧力中心

$x_{cp} = (l_0/l_M - C_{m(C.B)}/C_N) \times 100$  (模型先端から圧力中心までの距離を基準長さで除し百分比で表わしたもの。 $l_0$  は模型先端と天秤中心間距離) (%)

8. モーメント基準点変換

$C_m = -x_{cp} \cdot C_N / 100$

9. 迎角

$\alpha = \alpha_u + \frac{\Delta \alpha}{Z} \cdot Z + \frac{\Delta \alpha}{M_{(C.B)}} \cdot M_{(C.B)}$  (度)

ただし  $\alpha_u$  は設定角,  $\frac{\Delta \alpha}{Z}, \frac{\Delta \alpha}{M_{(C.B)}}$  はたわみ補正係数である。

10. 安定軸変換

$C_L = C_N \cos \alpha - C_A \sin \alpha$   
 $C_{DT} = C_N \sin \alpha + C_A \cos \alpha$   
 $C_{mS} = C_m$

11. その他

$\rho = 0.13186 \times \{273/(T_0 + 273)\} \times (P/760)$  (kg·s<sup>2</sup>/m<sup>4</sup>)  
 $\mu = 1.758 \times \{380/(T_0 + 380)\} \times \{(T_0 + 273)/273\}^{3/2}$   
 $\times 10^{-6}$  (kg·s/m<sup>2</sup>)  
 $V = \sqrt{2q/\rho}$  (m/sec)

$$Re = \rho V L / \mu$$

なお風洞壁および支柱の干渉は閉そく比が小さいことおよびスティングを長くしたこと等によりその影響は小さいと考えられるので計算は省略した。

### 7. 試験結果と検討

#### 7.1 LS-C ロケット模型結果と検討

##### 7.1.1 バンク角変化試験

図 16 と図 17 にそれぞれ設定風速を 20 m/sec および 45 m/sec として、バンク角を 0°, 45°, 90° に変えた場合の  $C_N$ ,  $C_m$ ,  $x_{cp}$  および  $C_{DT}$  を  $\alpha$  に対しプロットしたものを示した。 $C_N$ ,  $C_m$  はバンク角 45° のとき 0° および 90° に比べ傾斜が大きくなっている。 $x_{cp}$  については、風速 20 m/sec の場合は傾向が不規則であるが、45 m/sec ではバンク角が 0°, 45°, 90° となるにしたがって安定側に推移しており前段の側面に取付けられたカバーの位置による影響が明らかにでている。 $C_{DT}$  については、風速 20 m/sec ではバンク角により若干の差異がみられるが、45 m/sec ではほとんど一致している。このように風速 20 m/sec

で結果のばらつきが若干大きくなっているのは動圧が低いため作用空気が天秤容量に対し小さすぎ測定精度が低下したためと考えられる。

風速 45 m/sec での結果をもとに、迎角 0° における  $C_{Na}$ ,  $C_{ma}$ ,  $x_{cp}$  および  $C_{DFO}$  を求め、遷・超音速風洞試験結果と比較検討した。図 18 は  $C_{Na}$  をマッハ数に対し示したもので、遷音速風洞の結果とのつながりぐあいをみると、大型低速風洞の結果の方が若干高めに出ている。これは天秤そのものの特性によるよりは、迎角に対するスティングのたわみ補正の不備、模型自身のたわみにより実効的に迎え角がふえた状態となっていたこと等が原因していたもので、制限重量内で、できるだけ模型の剛性を増すことが望まれる。

図 19 には  $x_{cp}$  をマッハ数に対し示した。ここでは前述の迎角への補正に含まれる誤差が実質的に相殺されるため、遷・超音速風洞試験結果と十分良好につながった結果が得られている。図 20 には最小前面抗力係数をマッハ数に対し示した。遷音速の結果ほどバンク角によるばらつきが少なく試験結果の再現性のよ

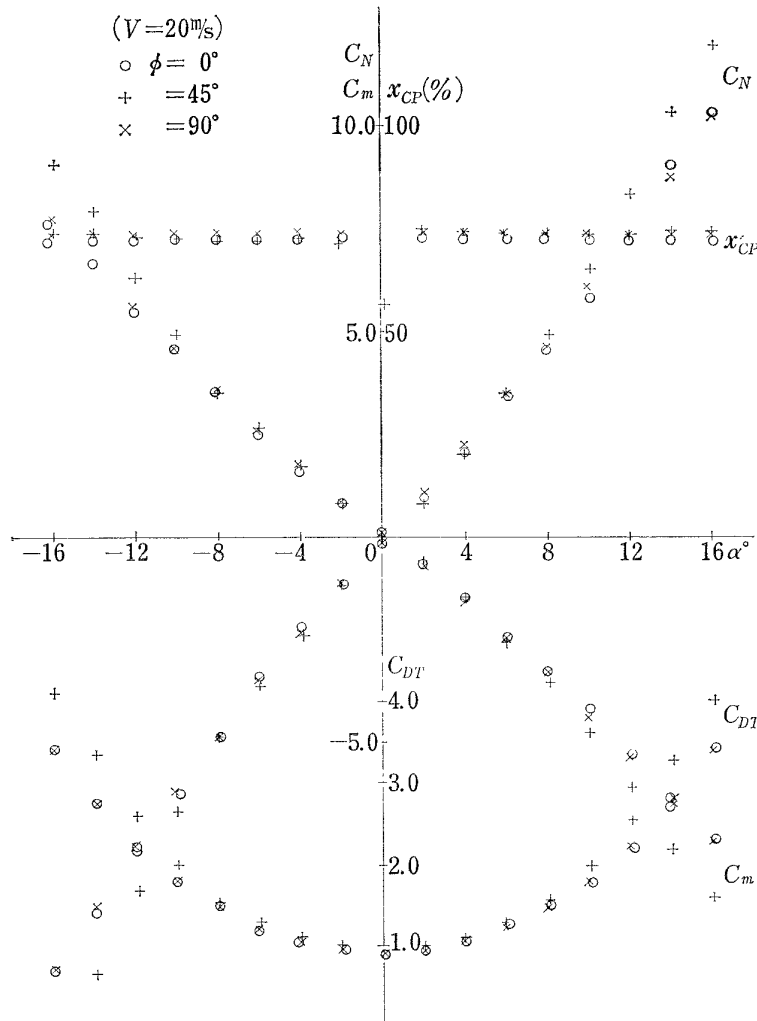


図 16 バンク角変化試験結果 (V=20 m/sec)

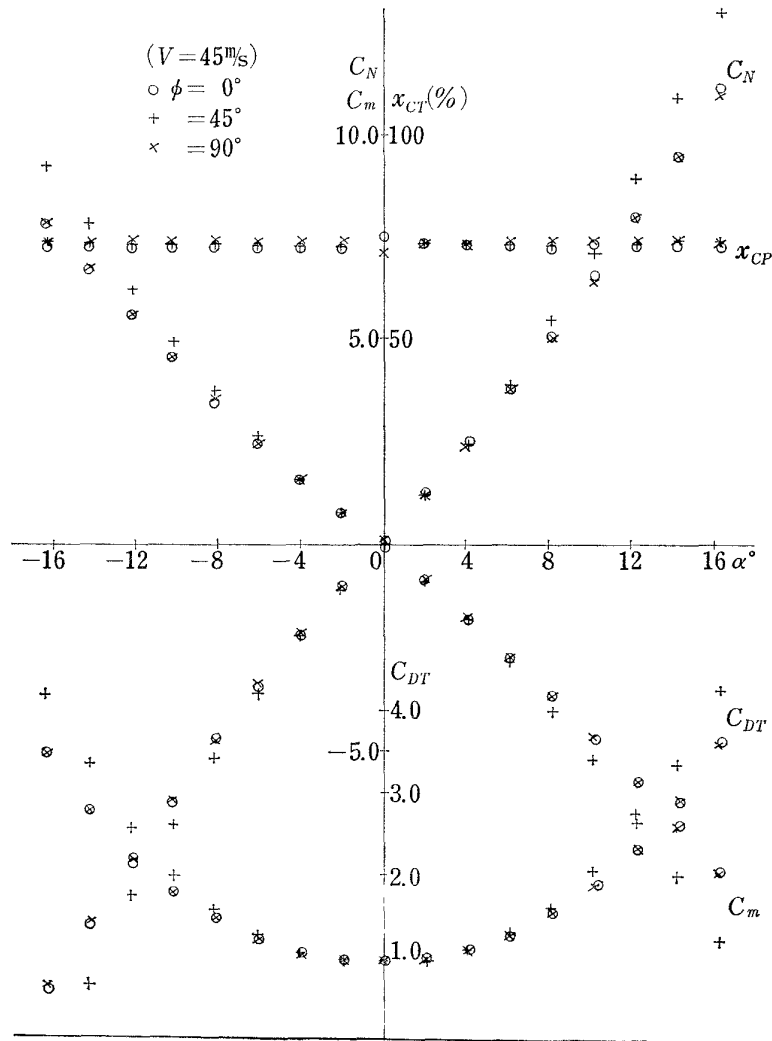


図 17 バンク角変化試験結果 (V=45 m/sec)

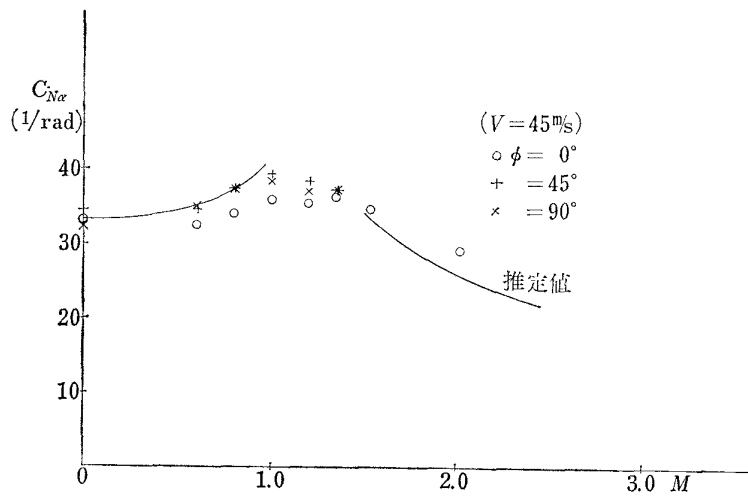


図 18 LS-C 模型 垂直力係数傾斜～マッハ数

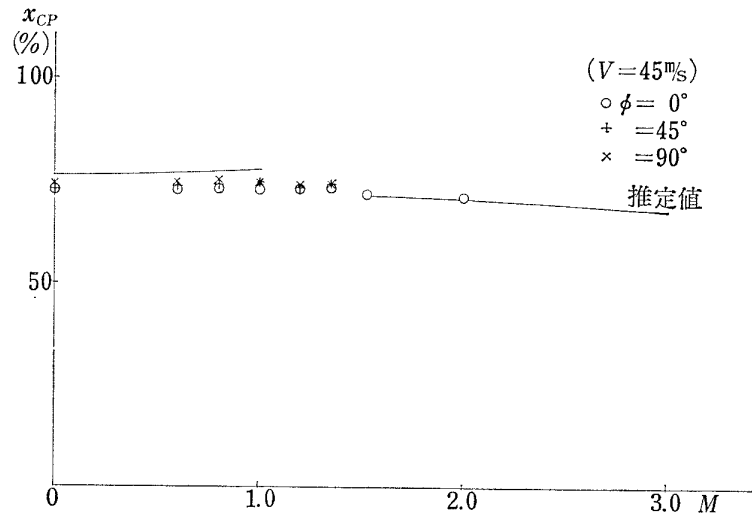


図 19 LS-C 模型 圧力中心～マッハ数

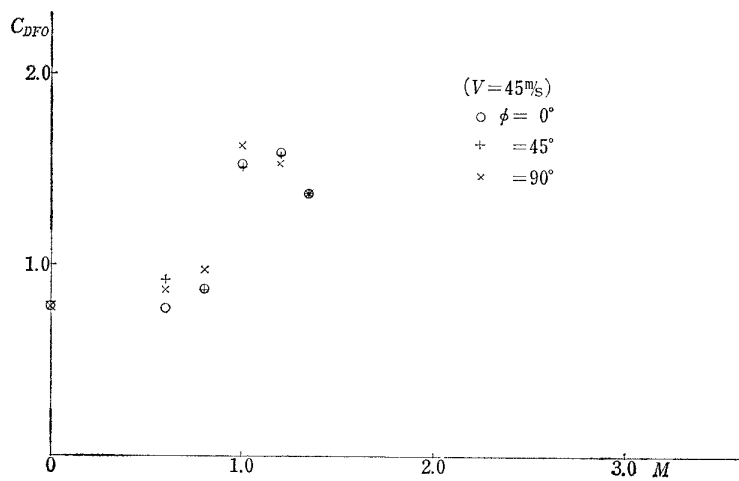


図 20 LS-C 模型 最小前面抗力係数～マッハ数

いことを示している。また、遷・超音速風洞結果とも十分つながっている。以上の遷・超音速風洞試験結果との比較から、本装置で十分実用に供し得る結果が得られることを確認した。なお、低速試験結果は圧縮性の効果のない範囲という意味で  $M=0$  のところにプロットした。

### 7.1.2 風速変化試験

図 21 にバンク角を  $0^\circ$  一定として、風速を 20, 45, 60 m/sec それぞれに設定した時の  $C_N$ ,  $C_m$ ,  $x_{cp}$ ,  $C_{DT}$  を  $\alpha$  に対し示した。 $x_{cp}$  についてはほぼ一致しているが、 $C_N$ ,  $C_m$ ,  $C_{DT}$  についてはわずかながら差異がみられる。

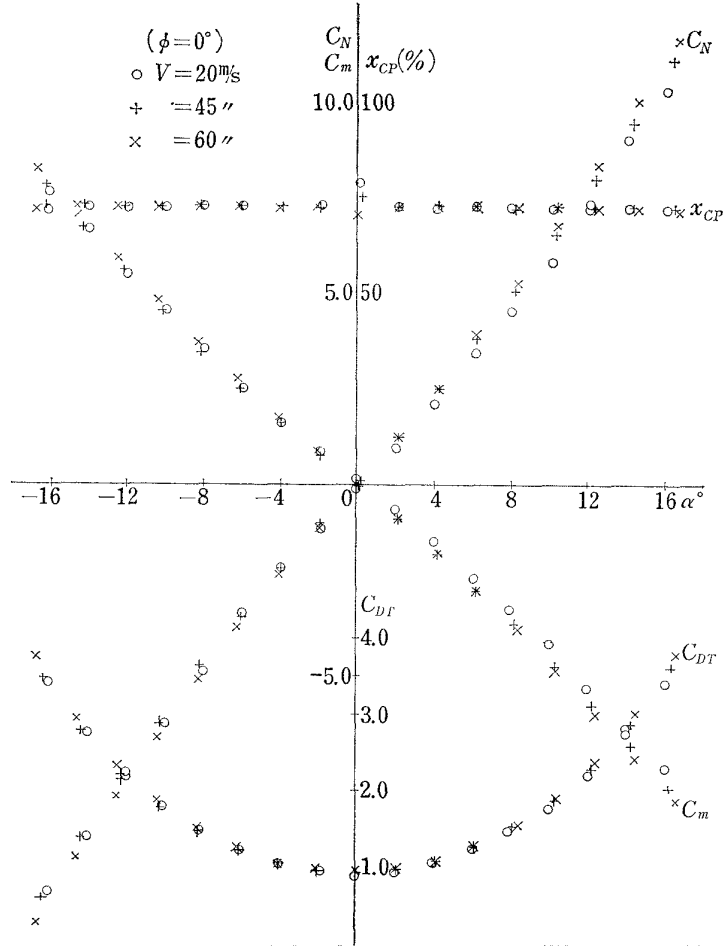


図 21 風速変化試験結果 ( $\phi=0^\circ$ )

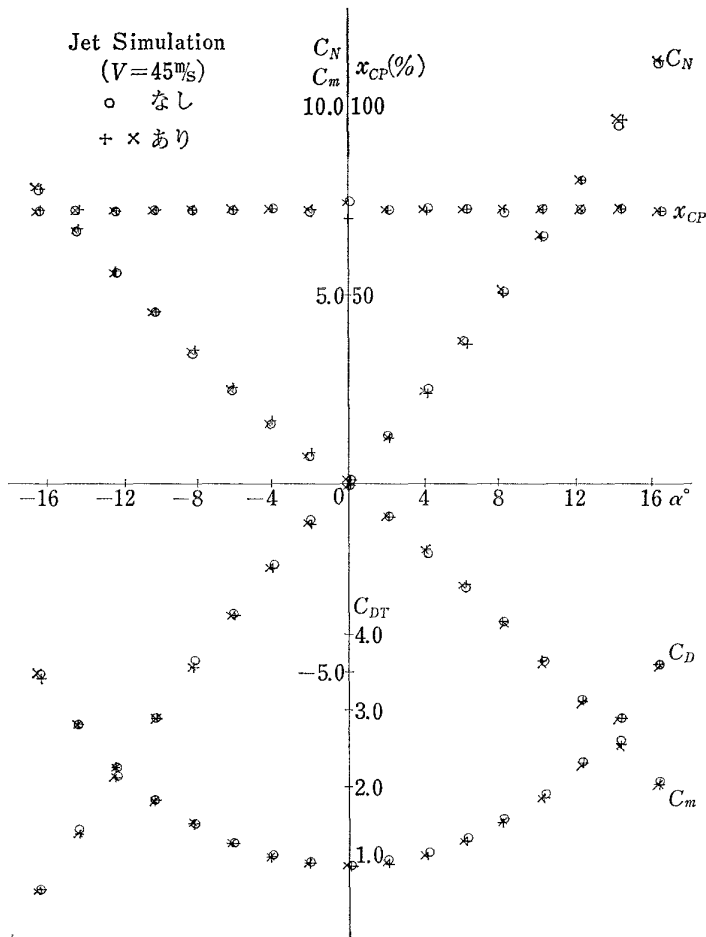


図 22 ジェット模擬試験結果



7.1.3 ジェット模擬試験

図 22 には設定風速 45 m/sec, バンク角 0° の状態でジェット模擬物体がある場合とない場合について,  $C_N$ ,  $C_m$ ,  $x_{cp}$ ,  $C_{DT}$  を  $\alpha$  に対しプロットしたものを示したが, このような方法でジェットを模擬したことゝの妥当性はともかくとしてほとんど差異がみられ

ない。ただ, 抗力についてスケールを拡大して最小全抗力係数および最小前面抗力係数を風速について示したものが図 23 で, これからジェットの模擬物体を置くことにより胴体後端部の圧力が変わったので, 天秤に受感された力をそのまま係数化したところの最小全抗力係数には差が生じている。この全抗力係数から模型

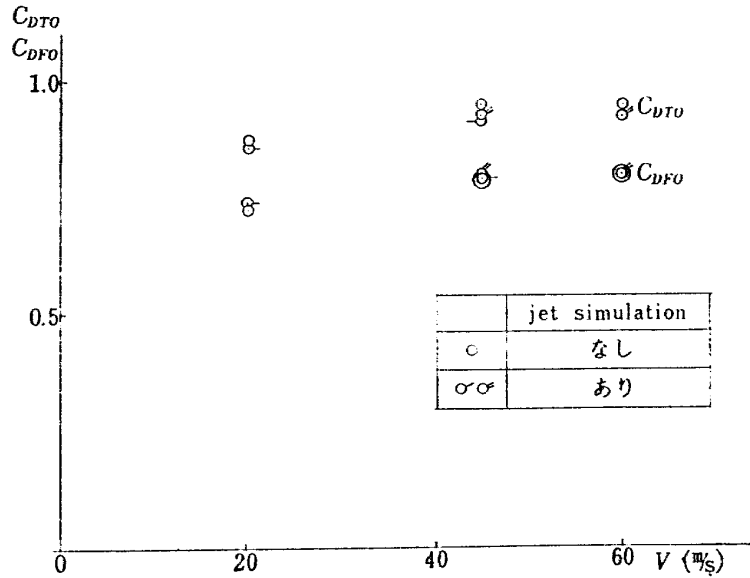


図 23 ジェット模擬試験  $C_{DT0}$ ,  $C_{DFO} \sim V$

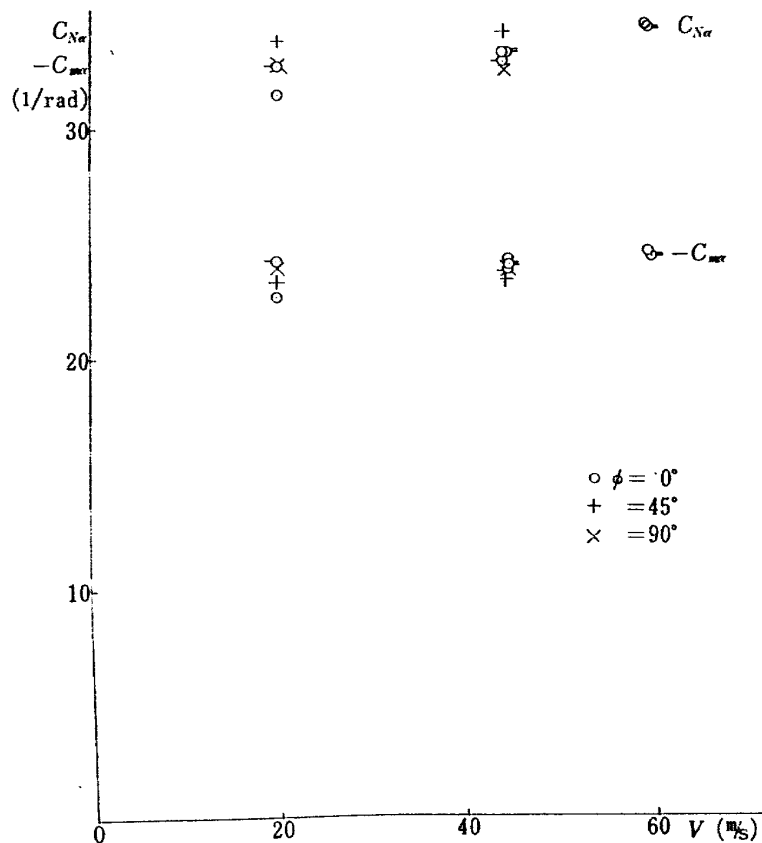


図 24 LS-C 模型  $C_{N\alpha}$ ,  $C_{m\alpha} \sim V$

後端と測定部静圧との圧力差から求めた底面抗力係数を引いた前面抗力係数について比べてみると、ジェット模擬物体の有無にかかわらずほぼ同一値となることがわかる。このことから低速風洞試験においても、遷・超音速風洞と同じく底面圧を測定し底面抗力を算出する方法が有効であると思われる。

以上のそれぞれの試験結果をまとめて、図 24 から図 26 に  $C_{Na}$ ,  $C_{ma}$ ,  $x_{cp}$ ,  $C_{DFO}$ ,  $C_{DFO}$  を風速に対し示した。風速 20 m/sec の場合は測定精度の関係で結果がばらつき、風速が高くなるほど再現性のよい良好な結果が得られているが、40 m/sec 前後の風速で試験すれば精度および安全性の点から十分な結果が得

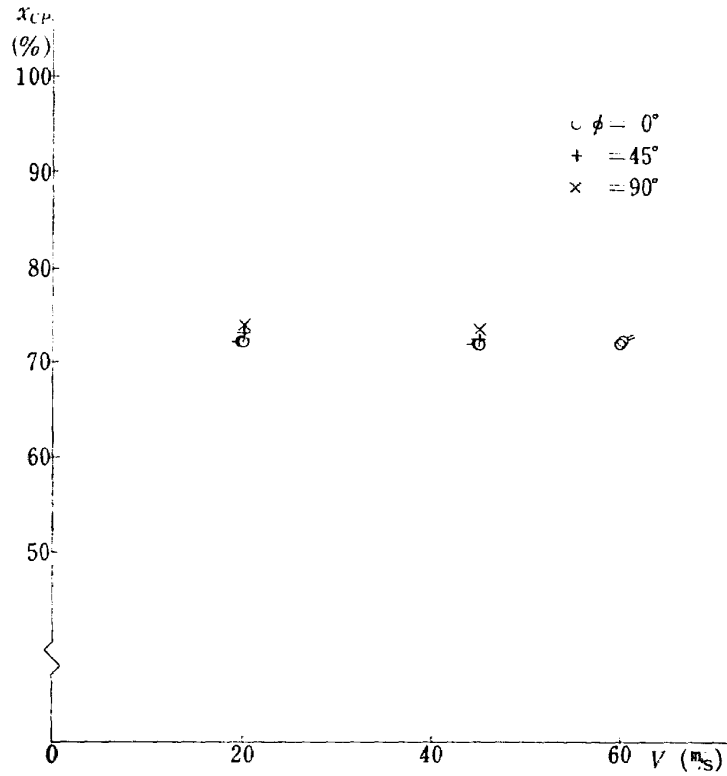


図 25 LS-C 模型  $x_{cp} \sim V$

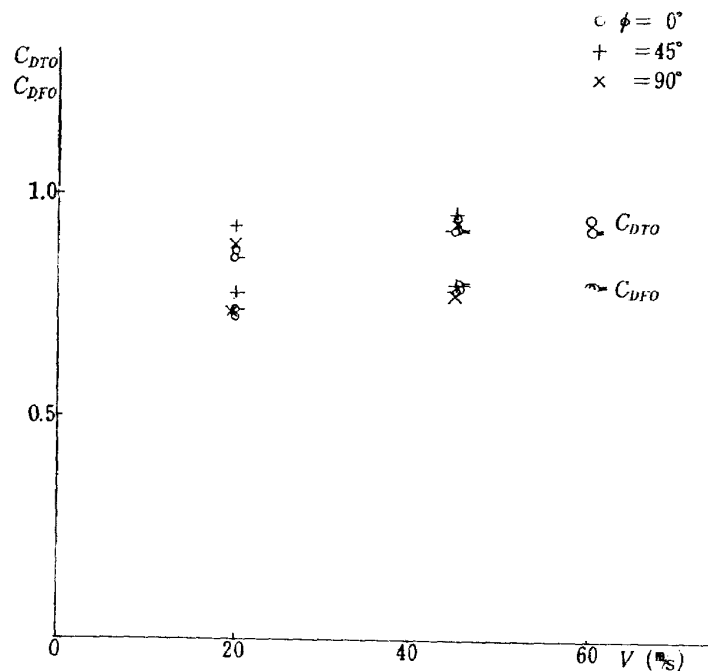


図 26 LS-C 模型  $C_{DFO}, C_{DFO} \sim V$

られることがわかる。

7.1.4 成分試験

図 27 には全機、前翼なし、後翼なしおよび前後翼

なしの状態について  $C_N$ ,  $C_m$ ,  $x_{cp}$ ,  $C_{DT}$  を  $\alpha$  に対しプロットしたものを示した。これからそれぞれの状態について  $C_{Na}$ ,  $x_{cp}$  を求め図 28 と図 29 に示し

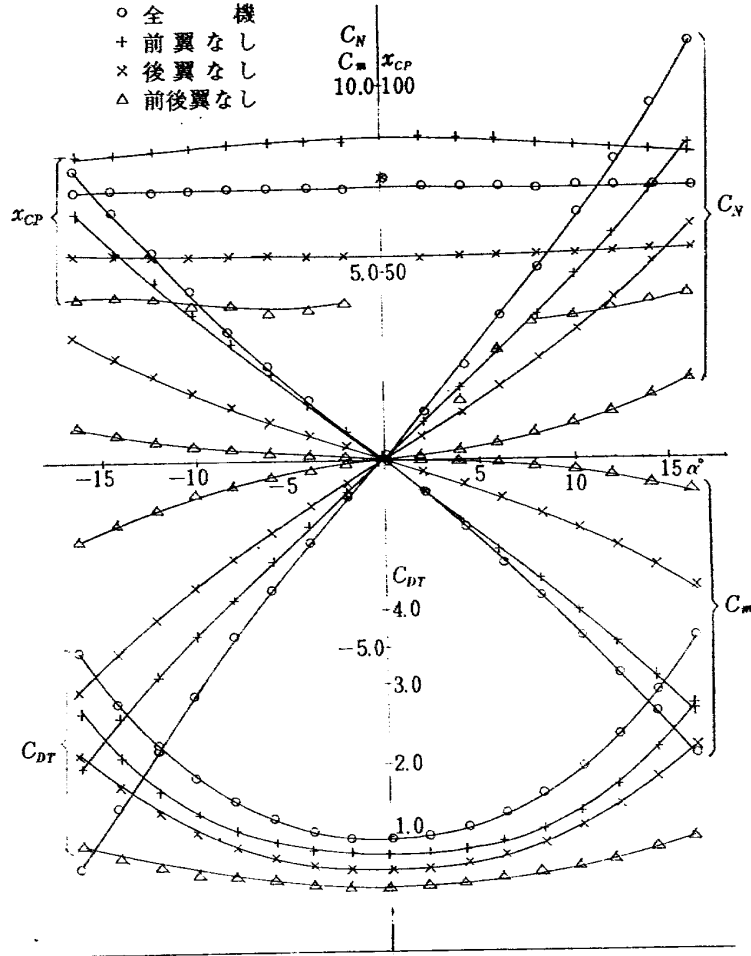


図 27 LS-C 模型 成分試験結果

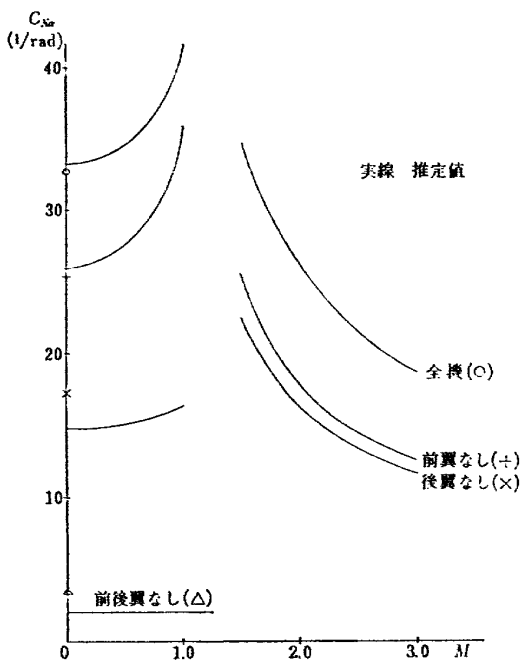


図 28] LS-C 模型 成分試験  $C_{Na} \sim M$

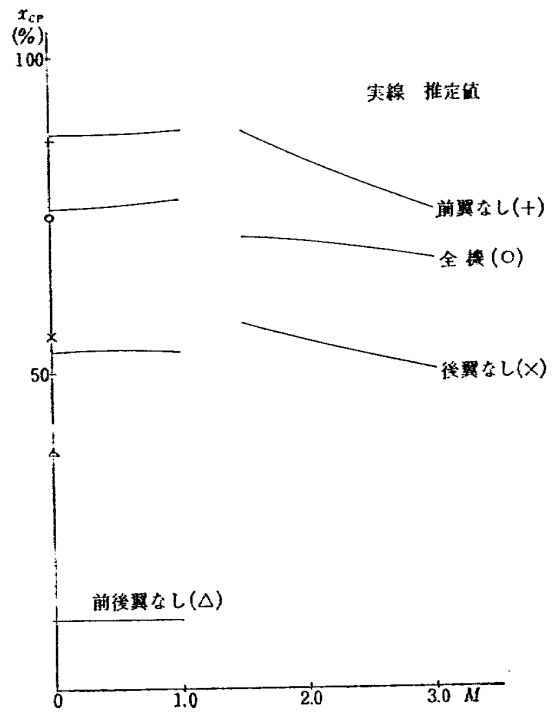


図 29 LS-C 模型 成分試験  $x_{cp} \sim M$

た。ここで推定計算値は航技研資料 TM-30<sup>5)</sup> によつた。全機および前翼なしの状態では推定値とほぼ一致しているが、後翼なしおよび前後翼なしの状態では推定値とはあまりよい一致は示していない。これは後者の場合作用する力が小さくまた力の作用点(圧力中心)

が天秤受感子から大分離した位置にあったため十分な精度で測定できなかったためである。

7.2 動翼制御用ロケット模型結果と検討

7.2.1 3 分力試験

図 30 には舵角 0° の状態で、バンク角を 0°, 45°,

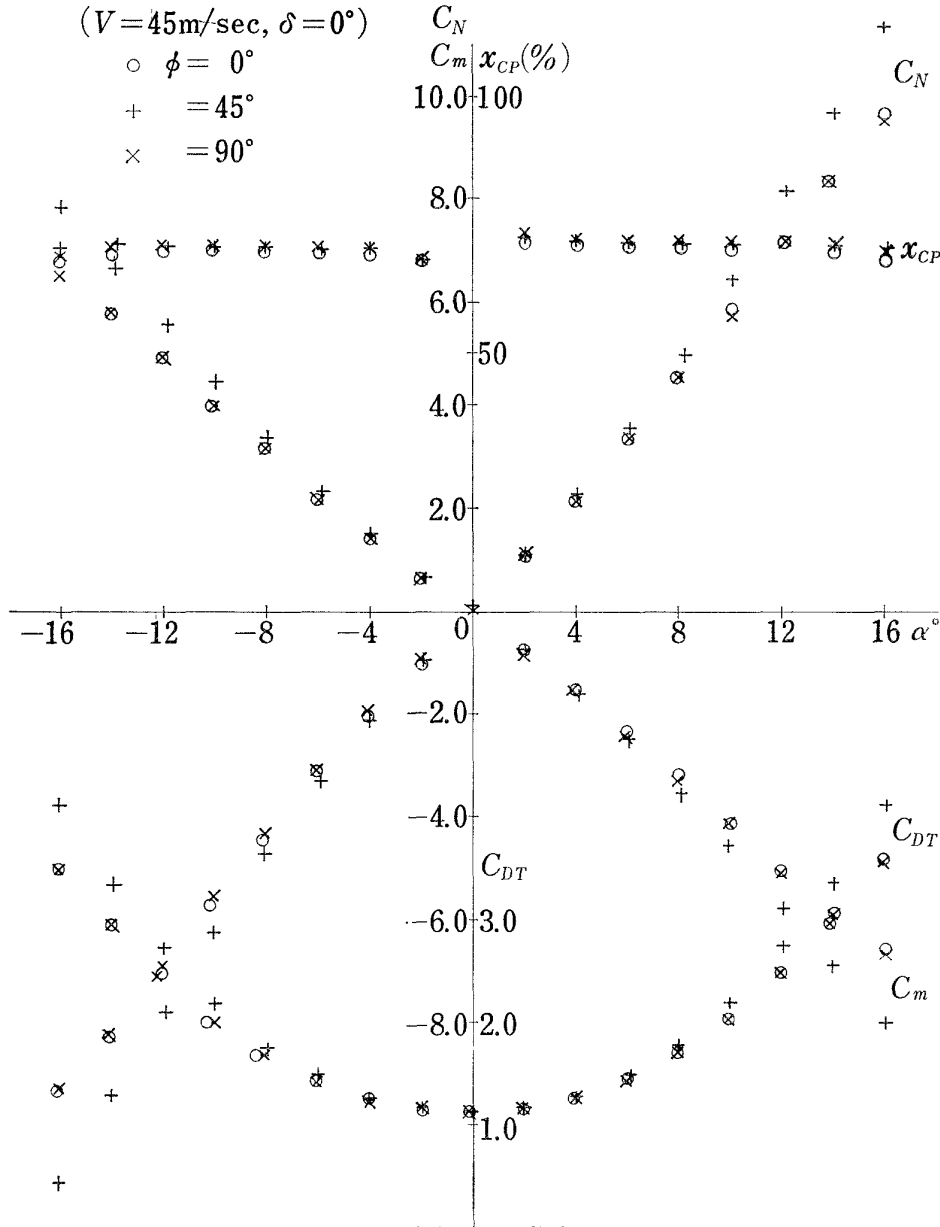


図 30 動翼制御用模型 3 分力試験結果 ( $\delta=0^\circ$ )

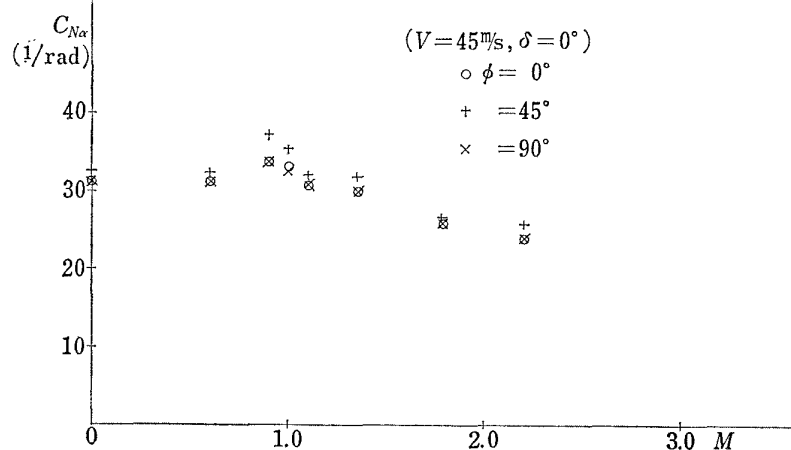


図 31 動翼制御用模型  $C_{N\alpha} \sim M$

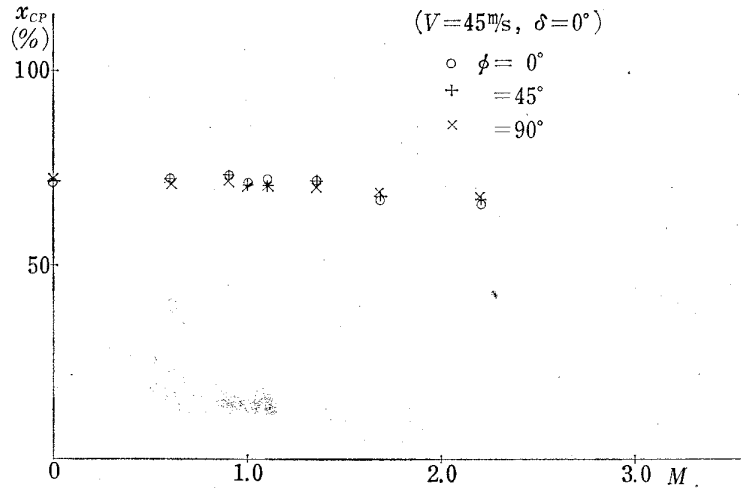


図 32 動翼制御用模型  $x_{cp} \sim M$  ( $\delta=0^\circ$ )

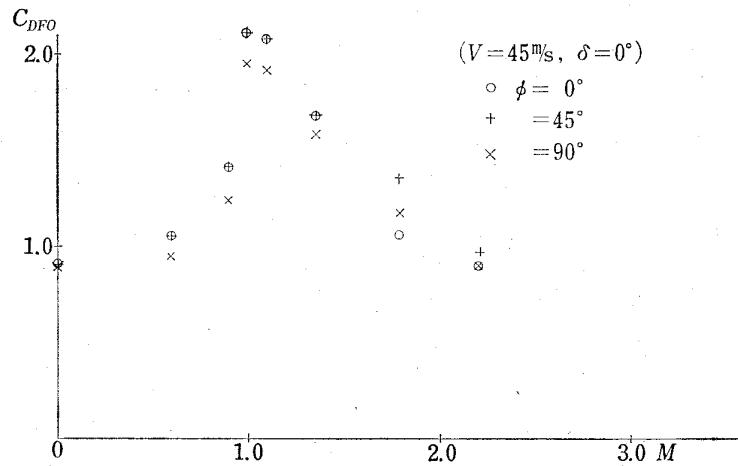


図 33 動翼制御用模型  $C_{DFO} \sim M$

90° に変えたときの  $C_N$ ,  $C_m$ ,  $x_{cp}$ ,  $C_{DT}$  を  $\alpha$  についてプロットした。遷・超音速風洞結果とのつながり具合を調べるため、図 30 をもとに垂直力係数傾斜、圧力中心および前面抗力係数を求めマッハ数に対しプロットしたものがそれぞれ図 31～図 33 である。 $C_N\alpha$  については LS-C ロケット模型の場合と同様多少高めの値を示しているが、 $x_{cp}$ ,  $C_{DFO}$  については十分良好につながった結果が得られている。

次に舵切状態での  $C_N$ ,  $C_m$ ,  $x_{cp}$ ,  $C_{DT}$  を  $\alpha$  に対しプロットしたものを図 34 に示した。バンク角を 45° に取り動翼が迎角変角方向と垂直になるように設定した。舵切状態では迎角 0° においても  $C_N$  および  $C_m$  は 0 とはならずある有限の値を取る、またその値はほぼ舵角の変化量に比例している。圧力中心については、垂直力が零となる迎角付近で発散しているのは測定精度が十分でないためである。 $C_{DT}$  は舵角が大きくなるにしたがって増大している。

図 35 には左右の舵角を差動的に設定したときの  $C_N$ ,  $C_m$ ,  $x_{cp}$ ,  $C_{DT}$  を  $\alpha$  に対しプロットしたもので、設定舵角が大きくなるにしたがって垂直力係数および縦揺れモーメント係数の傾斜がなだらかになり、また圧力中心は前進していることがわかる。抗力は舵角が大きくなるにしたがって増大する。

### 7.2.2 ローリング・モーメント試験

図 36 にはローリング・モーメント天秤を用いて、舵角を差動的に取ったときのローリングモーメント係数を迎角に対し示した。 $\delta_a=15^\circ$ ,  $20^\circ$  において、迎角が大きいく所  $C_l$  の値が小さくなっているのは動翼が失速を起し効きが悪くなったためである。 $\delta_a=0^\circ$  の場合でも迎角が大きくなるとローリング・モーメントが生じているが、これは前段の側面にあるカバーが迎角変角方向に対し非対称の位置にあったことと若干の偏揺角が取られていたため横方向の力が作用し同時にローリング・モーメントも生じていたため

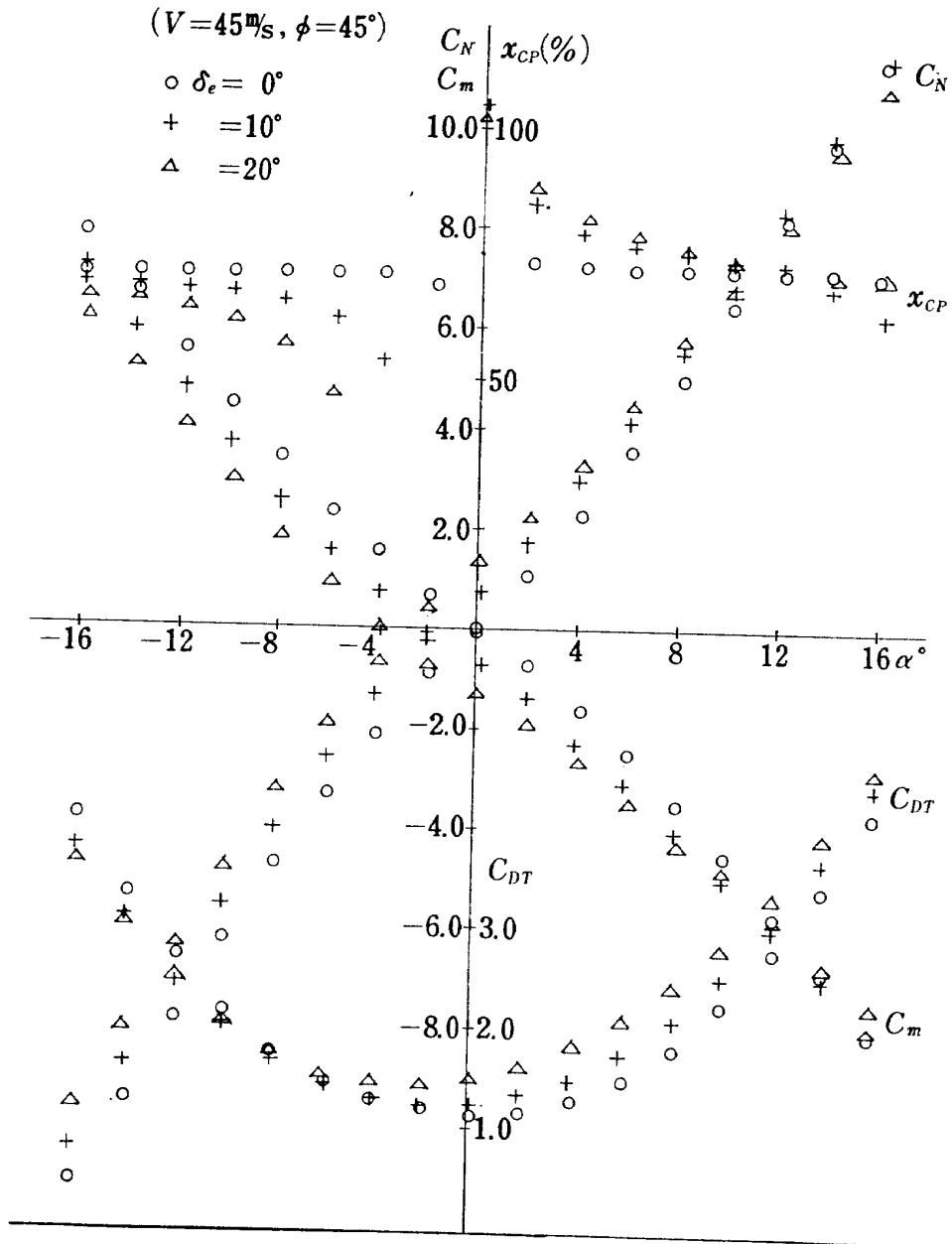


図 34 動翼制御用模型 3 分力試験結果 ( $\delta_e=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ )

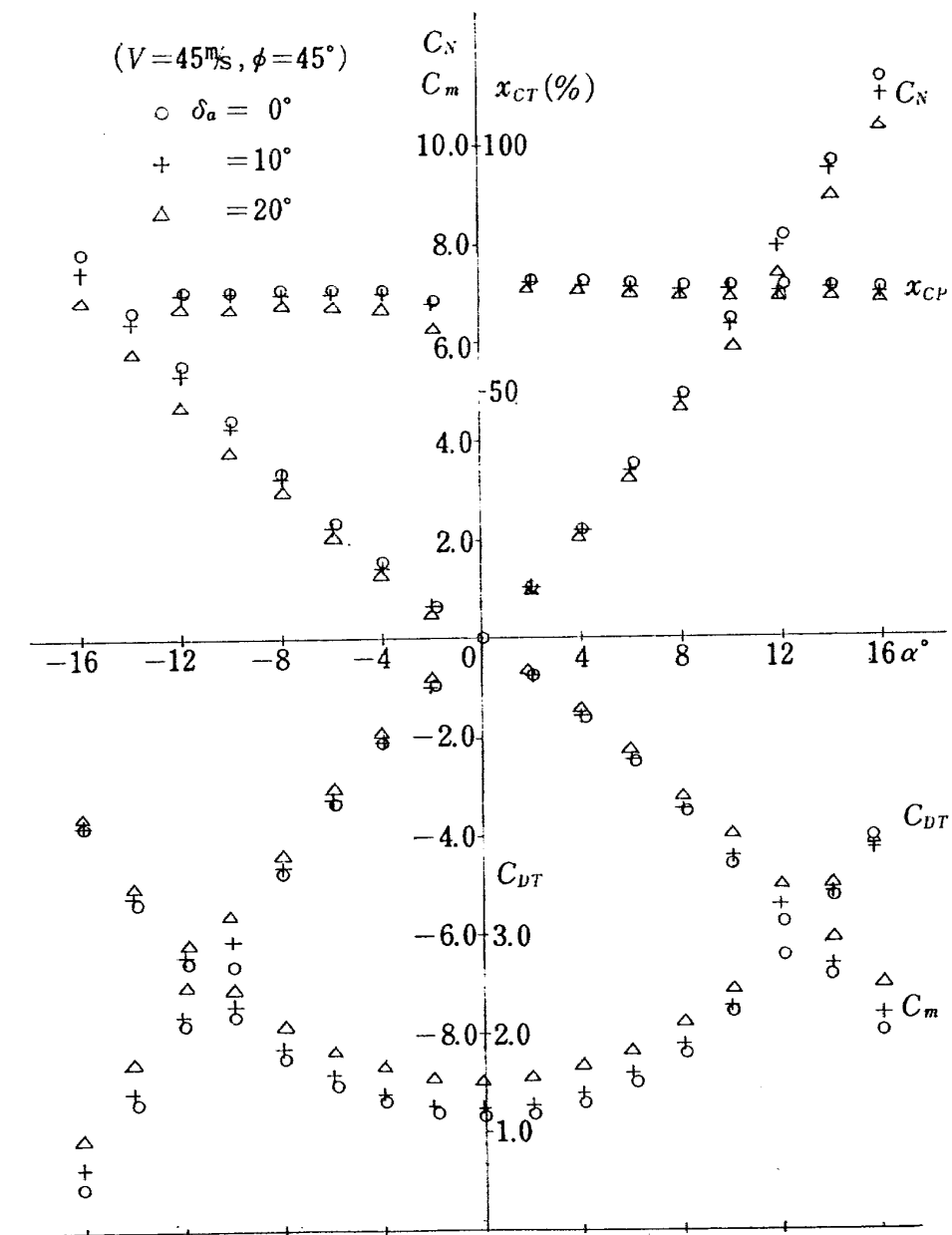


図 35 動翼制御用模型 3 分力試験結果 ( $\delta_a=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ )

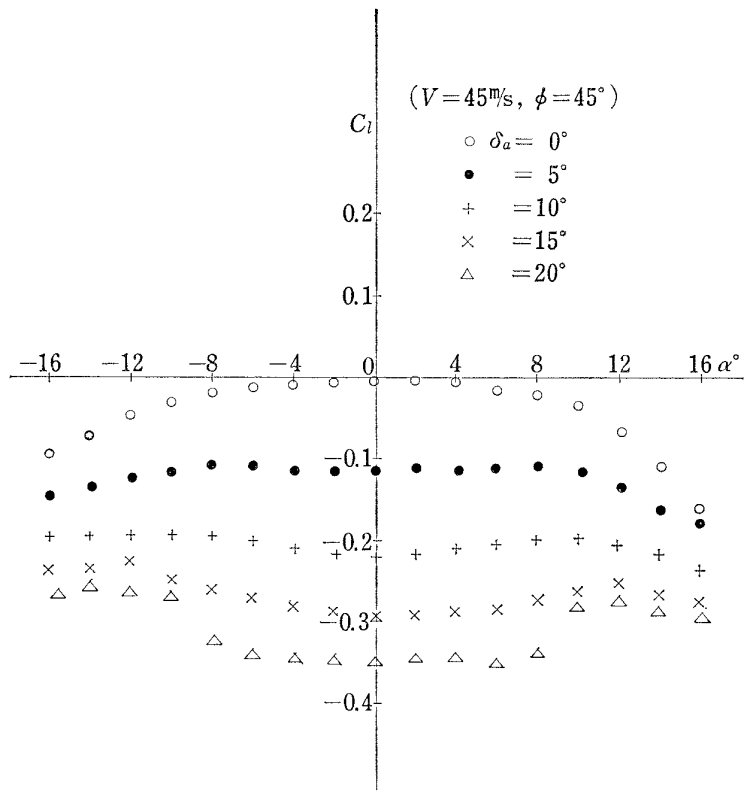


図 36 動翼制御用模型ローリング・モーメント試験結果

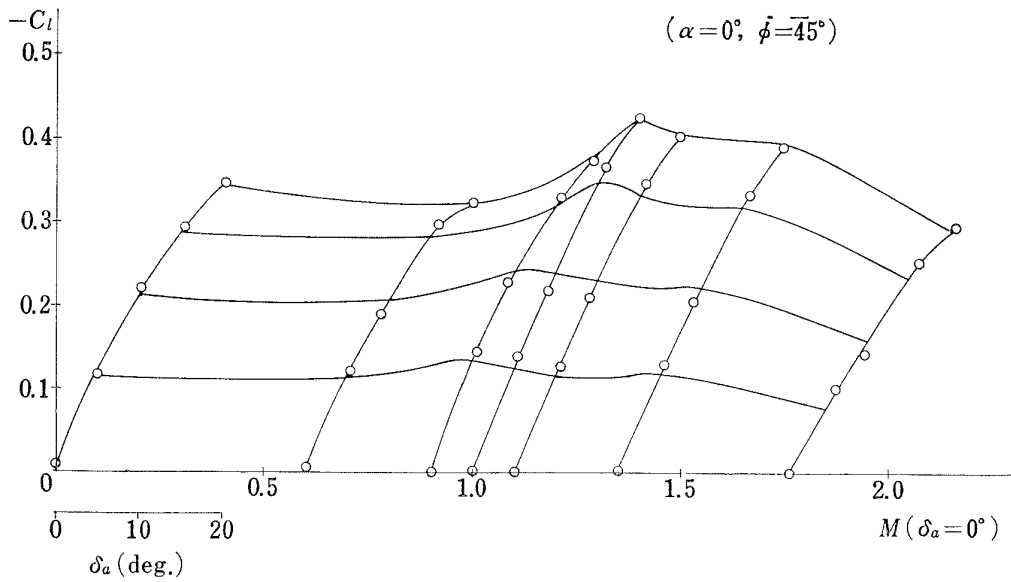


図 37 動翼制御用模型  $C_l \sim \delta_a$



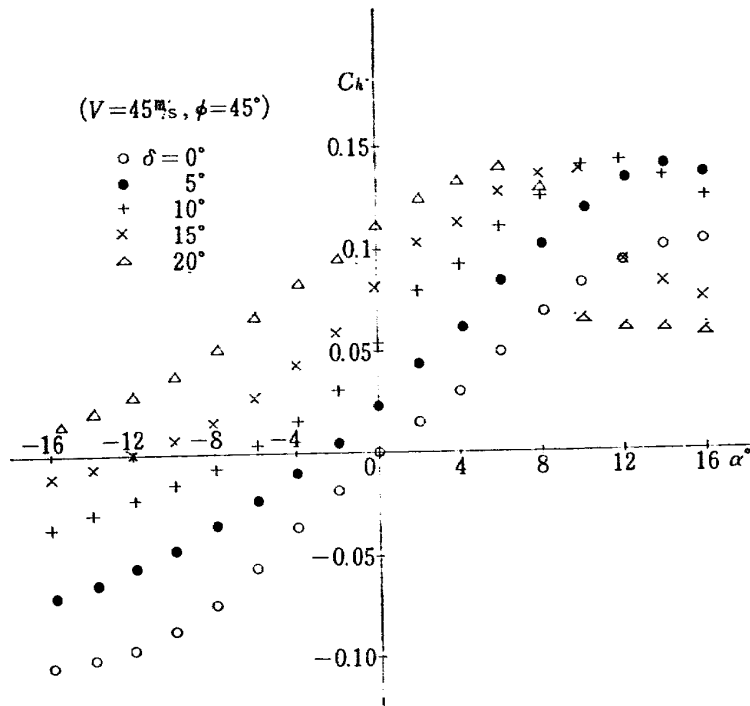


図 38 動翼制御用模型ヒンジ・モーメント

と思われる。

図 37 は図 36 をもとに舵角を差動的に取ったときの  $\alpha=0^\circ$  でのローリング・モーメントを遷・超音速風洞の結果と合せて示したもので、低速試験の結果が若干大きめにでているが、模型のたわみにより非対称性が増したためと思われる。

図 38 には動翼のヒンジ・モーメントを迎角に対し示したもので、迎角の大きなところで失速による動翼の効きの低下を示している。また  $\alpha=0^\circ$  において、舵角の変化に対しヒンジ・モーメントの変化量は大略比例して変化している。

### 8. あとがき

1. 今回初めて当所の大型低速風洞でロケットのような作用空気力の小さな飛しょう体の試験を行なったわけであるが、設定風速が 40 m/sec 以上であれば十分再現性のあるデータが得られ、また遷・超音速試験とのつながり具合も良好で、十分信頼性ある結果が得られることを確認できた。

2. 一つの試みとしてジェットを模擬した試験を行なったわけであるが、ロケットのように後端が切り落しになっている物体では、底面部の圧力を測定し遷・超音速試験と同様な手順で底面抗力を求め、全抗力からその底面抗力を差し引いた前面抗力を求める方法が有効であると考えられる。

3. 模型は軽量化を図るとともに模型自身のたわみをできるだけ小さくし、垂直力傾斜等がより精度よく測定されるよう配慮する必要がある。

4. 縮尺模型を用いた風洞試験では実機とレイノルズ数に差があり、風洞試験結果を実機に適用する場合特に抗力についてはレイノルズ数の違いが考慮されねばならない。

この試験にあたっては、空気力学第二部の広岡、谷、竹内各室長、北出元室長のご指導を得、特に、北出元室長および金成技官には天秤の設計をしていただいたこと、また風洞試験にあたっては関係各位のご協力を得たことを付記します。

### 文 献

- 1) 重見 孝, 広岡貫一; 航空宇宙技術研究所大型低風洞について, 日本航空学会誌, 42年12月
- 2) 北出大三, 金成正好; 風洞天秤の試作, 航技研資料 TM-179
- 3) 黒田泰弘, 竹中幸彦; LS-C 型液体ロケットについて, 第11回宇宙科学技術講演会前刷 (1968年1月)
- 4) 谷 喬, 近藤洋史, 関根英夫, 福原順一郎; 動翼制御用ロケット風洞試験, 第12回宇宙科学技術講演会前刷 (1969年1月)
- 5) 小橋安次郎, 宮沢政文; 二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法, 航技研資料 TM-30 (1964年3月)

TM-168	ダンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (I)	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR-エンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雅
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備による航空計器の氷結 (着氷) 試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA-200 改機の動安定微係数	1970年4月	遠藤浩, 林良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋安次郎, 河野長正 西武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16・31D型ロケットの研究試作	1970年5月	五代富文, 近藤洋史 中井暎一, 田畑浄治
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 侖
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験—パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年5月	五代富文, 伊藤克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡貫一, 遠藤浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年5月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (II) —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年10月	田辺義一

注: 欠番は配布先を限定したもの

---

## 航空宇宙技術研究所資料183号

昭和45年9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 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2~27~12

---

