

UDC 533.6.013.417:
629.76.018.74

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-221

ロケット模型の動安定微係数の測定

谷 喬・高島 一明

関根 英夫・中村 正剛

1972 年 5 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-171	缶形燃焼器（低圧，低温系）試験設備による航空計器の水結（着氷）試験	1970年3月	鈴木邦男，相波哲朗 本間幸吉，服部宜夫
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	F A-200 改機の動安定微係数	1970年3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 伸
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9月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤洋史，高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓，乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博，石賀保正
TM-186	NAL-25-31 型ロケットの試作と飛しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性（Ⅰ）	1970年11月	檜崎哲二，中野富雄 橋本亮平，竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎俊夫，河本 巖 戸田 勸
TM-189	燃料蒸発管に関する研究（Ⅲ） 管内の燃料・空気二相流への熱伝達	1970年12月	田丸 卓，乙幡安雄 鈴木邦男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川隼人，磯部俊夫
TM-192	極超音速風洞M9ノズル較正試験	1971年1月	長洲秀夫，橋本 登 穂積弘一，松崎貴至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年1月	田辺義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状，配列の効果について	1971年1月	西村英明，白井 弘 井上重雄，三村富嗣雄
TM-196	NAL-16H 型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年1月	高橋 宏，戸田亘洋 白井正孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年1月	磯部俊夫
TM-199	航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀内正司，本間幸吉 矢萩恵一
TM-202	単発 STOL 実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定—	1971年6月	幸尾治朗，小野孝次 矢沢健司，塚野雄吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年6月	五代富文，清水昭紀 岡部祐二郎，伊藤克弥 西村久男
TM-204	サーボ機構の過渡応用改善用デジタルコントローラについて	1971年7月	小川鉦一，島村正人

ロケット模型の動安定微係数の測定*

高 島 一 明**・谷 喬**
関 根 英 夫***・中 村 正 剛***

Measurement of the Dynamic Stability Derivatives of Rocket Configuration Models

By Kazuaki TAKASHIMA, Takashi TANI, Hideo SEKINE
and Seigo NAKAMURA

Longitudinal dynamic stability derivatives of NAL-7 rocket models of different body length are measured by a longitudinal dynamic test and a roll dynamic test with angles of attack in wind tunnels at $M=0.6\sim 2.0$ and by free flight test. Both the results of wind tunnels and of free flight test are compared, and they show fairly good agreement.

Another rocket configuration models are also tested in wind tunnels at $M=0.6\sim 3.0$.

Roll damping derivatives of these models are measured at the same Mach number range. Some of these results show the interaction of wing to wing at subsonic and low supersonic ranges. At the range of $M\geq 1.2$, the experimental data agree precisely with the calculated values.

1. はじめに

ロケットの運動を解析する際には、運動中に働いている空気力を知ることが必要であり、理論計算、実験式あるいは風洞試験などによってその知識が得られる。一般に、最も重要な静的空気力の評価は理論的にも発達し、また、風洞実験も容易であるのに対して、やや重要性の劣る動的な空気力の評価、測定は困難な場合が多い。しかしながら、ロケットの運動性能を詳しく知ろうと思えば思う程、動的空気力の必要性は増し、多くの理論的考察、実験が行なわれている。

ここでは、NAL-7 と呼ばれる小型ロケットの風洞試験および飛しょう試験による動安定微係数の測定を主体に、他のロケット形状模型の風洞試験結果をも参照しながら実験結果の説明をする。

NAL-7 ロケットは到達最高マッハ数 1.3~1.8 であり、大型ロケット、高速飛行体の性能向上に役立つ設計資料を得る手段として、昭和 40 年頃から何回か飛しょう試験が行なわれた。その内容は、尾翼面積と

飛行安定性、重心の移動と胴体フラック等であるが、動安定微係数に対する考察は詳しく行なわれていなかった。今回、NAL-7 ロケット模型について縦揺れ、横揺れ動安定風洞試験をマッハ数 0.6~2.0 で行なう一方、その結果と対比のため 2 機の NAL-7 の飛しょう試験を行ない、飛しょう中に微小じょう乱を与えて、その時の応答から縦揺れ動安定微係数を求めた。また、別の 2 種のロケット模型の縦揺れ、横揺れ動安定試験をマッハ数 0.6~3.0 に対して行なったのであわせて報告する。

2. 記 号

d : 基準長 (直径)
 I_Y : 縦揺れ慣性モーメント
 k : 無次元振動数 $\omega d/V$
 $K_{B(W)}, K_{W(B)}$: 翼胴干渉係数
 l : 基準点~模型後端間距離
 m : 質量
 M : マッハ数
 l, m, n : 模型の x, y, z 軸まわりの空力モーメント
 p, q, r : x, y, z 軸まわりの角速度
 P_0 : 風洞集合胴圧力

* 昭和 47 年 3 月 4 日受付

** 空気力学第 2 部 (併) 宇宙研究グループ

*** 空気力学第 2 部

Q: 動圧

S: 胴体平行部断面積, 基準面積 $\pi d^2/4$

V: 速度

x, y, z : 模型に固定の機体軸系

X, Y, Z : 空間に固定の軸系

α : 迎角

ϵ : 干渉係数

ζ : 減衰比

φ, σ, ϕ : オイラー角

ω : 動安定試験時の振動数

ω_{sp} : 機体の短周期運動振動数

空力係数

C_X : 軸力係数

C_N : 垂直力係数

C_l, C_m, C_n : x, y, z 軸に関するモーメント係数

$C_{N\alpha}$: $\partial C_N / \partial \alpha$

$C_{m\alpha}$: $\partial C_m / \partial \alpha$

C_{lp} : $\partial C_l / \partial (pd/V)$

C_{mq} : $\partial C_m / \partial (qd/V)$

$C_{m\dot{\alpha}}$: $\partial C_m / \partial (\dot{\alpha}d/V)$

$C_{n\dot{\varphi}}$: $\partial C_n / \partial (\dot{\varphi}d/V)$

C_{npa} : $\frac{\partial^2 C_n}{\partial \alpha \partial (pd/V)}$ マグナスモーメント係数

添字

B: 胴体単独

e: 露出翼単独

3. 模 型

図1に風洞試験用模型を示す。風洞模型 NAL-7C は中間胴部の長さを変えて試験できるようになっているが実機より短い。実機程度の長さがあると、動安定試験時に強制振動を模型に与えることが非常に困難なため、風洞模型では長さを短くし、胴体の短い順に S, M, L 型 (細長比はそれぞれ 12, 15, 20) を用意した。模型は半頂角 10° の頭部円錐, 交換可能な中間胴と後部胴体, 尾翼からなる。尾翼は後退角 21.96° (翼根弦長 115.7 mm, 翼端弦長 72.8 mm) の台形の平板で, 先端部断面は半頂角 13° のくさびになっている。なお, 胴体接合部は実機と同じような構造で 2 ケ所を 8 本ずつのねじでとめ, そのねじの頭部が 1 mm 程度胴体表面からとびだしている。

9926 模型は NAL-7C-S より更に細長比が小さく 7.61 である。尾翼は台形翼と三角翼の 2 種で, 後退角はそれぞれ 25.46° (翼根弦長 120 mm, 翼端弦長 70 mm), 45° (翼根弦長 120 mm), 翼先端部断面は半頂角 5° のくさびで他は平板である。風洞試験用の模型は軽量化のため, いずれも翼部分を除いてはアルミニウム合金で作られている。

図2は飛しょう試験用 NAL-7 の寸法を示す。実機は必要なロケットエンジン, テレメータ装置, じょう乱用小型ロケット等を搭載するため, この場合は胴体を短くすることが困難で細長比は 27.1 である。また

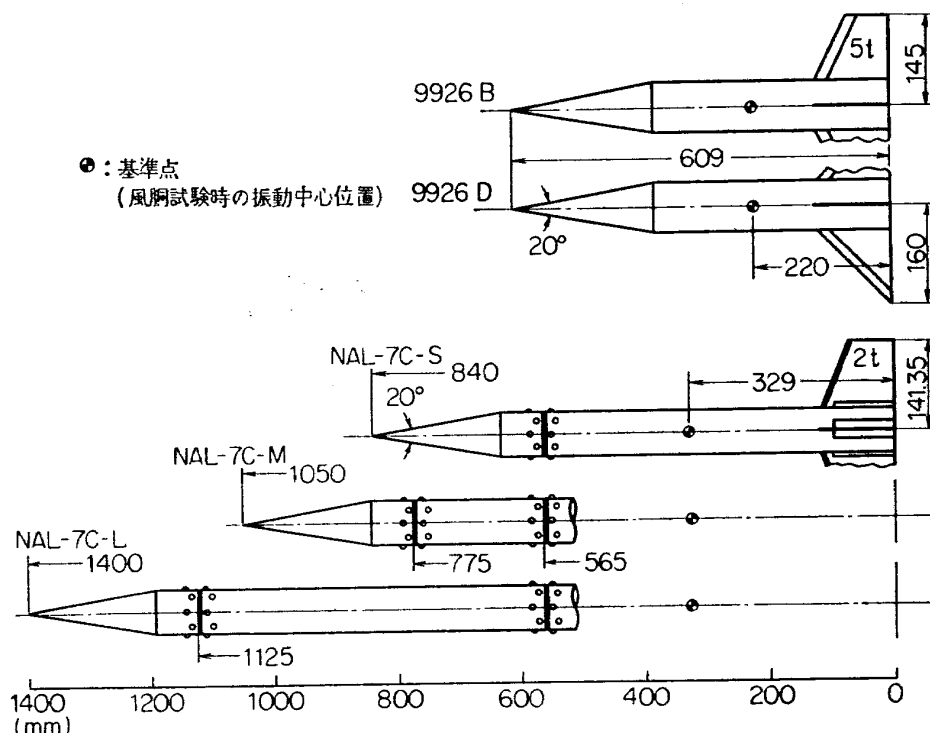


図1 風洞試験用模型

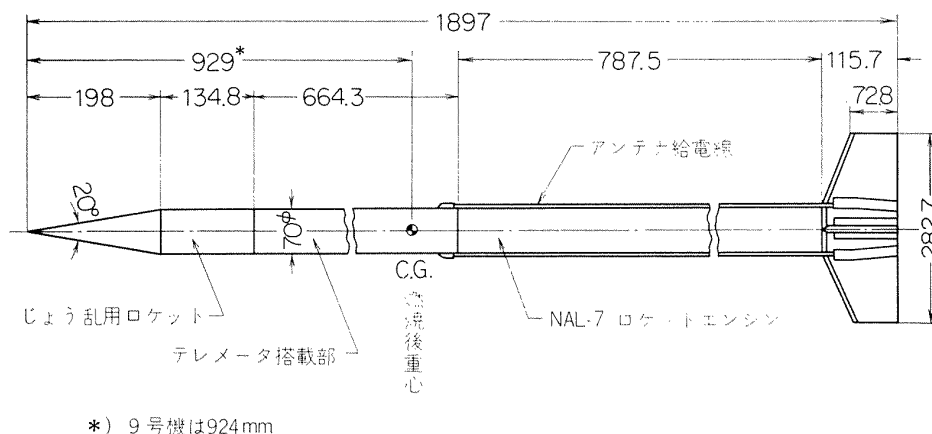


図 2 NAL-7 実機外形

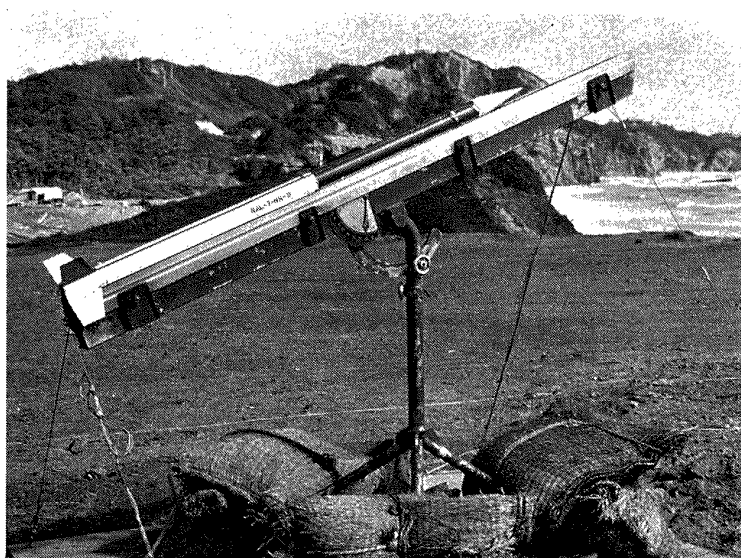


図 3 ランチャー上の NAL-7, 8 号機

風洞模型と違って胴体表面にはアンテナ用の給電線、
じょう乱用小型ロケットのための信号線等があり、そ
の上、尾翼取付部の胴体は円柱ではなく先細状態にな
っている。しかし、以上の部分は大きい空力的影響をも
たらすとは考えられず、長さの点を除いては風洞模型
と実機とは空力的に同じ外形と考えてよいであろう。

ここで注意すべきはモーメント基準点位置の違いである。NAL-7C 風洞模型は後端から 329 mm の点で、動安定試験時に振動中心となるよう設計されているが、実機は飛しょう中の重心位置が基準点であり、その推定値は後端から 968 mm の点になる。基準点位置の違いのため、得られた測定値を直接比較することは困難であるが、この点については後で述べることにする。図 3 に打上げ直前の NAL-7 実機を示す。

4. 試験内容

表1に各模型の試験内容、試験条件を示す。表1の試験内容欄の T、Bはそれぞれ遷音速風洞、超音速風洞で行なったことを意味する。この場合各風洞におけるマッハ数はそれぞれ 0.6~1.4, 1.5 以上である。主として実験設備の使用上のスケジュールの点から、ある実験条件の場合を割愛せざるを得なかった。たとえば NAL-7C-M 模型の超音速風洞における静的試験、9926 模型の迎角ありの横揺れ動安定試験等である。しかし、ある程度の結論は今回の実験結果から得られる。

NAL-7C の風洞試験は 実機に最も近い L 型を中心として行ない、S 型はその対比に、M 型は事情が許せる場合のみ試験した。

表 1

模 型 名	試 験 内 容	マ ッ ハ 数 無次元振動数 ($\omega d/V$) レイノルズ数 ($M=0.6$)	全翼面積 (cm^2) アスペクト比 基準点位置	備 考
NAL-7C-S	静 的 (T.B) 縦揺れ (T.B)	0.6 ~2.0 0.0178~0.0062 6.4×10^5	286.7 2.79 0.6083	
NAL-7C-M	静 的 (T) 縦揺れ (T.B)	0.6 ~2.0 0.0176~0.0054 6.4×10^5	286.7 2.79 0.6867	静的試験は $M=0.6 \sim 1.4$ のみ
NAL-7C-L	静 的 (T.B) 縦揺れ (T.B) 横揺れ (B) $\alpha=0^\circ$ 横揺れ (T) $\alpha=0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 5^\circ, 7^\circ$ Re 2 種	0.6 ~2.0 0.0088~0.0044 6.2×10^5 ----- 4.0×10^5 (横揺れ) 7.5×10^5 (")	286.7 2.79 0.7650	
NAL-7-BS-8 NAL-7-BS-9	飛 しょう	0.802 ~1.083 0.0076~0.0089 9.7×10^5 ($M=0.6$ の時)	286.7 2.79 0.5103	2 機打上げ 1 機につき 2 点のデータ
9926 B 9926 B'	静 的 (T.B) 縦揺れ (T.B) 横揺れ (T.B) $\alpha=0^\circ$	0.6 ~3.0 0.0255~0.0069 7.3×10^5	303.1 2.77 0.6388	45° ロールさせた 取付状態 (B') でも実験
9926 D 9926 D'	静 的 (T.B) 縦揺れ (T.B) 横揺れ (T.B) $\alpha=0^\circ$	0.6 ~3.0 0.0204~0.0066 7.3×10^5	256.0 4.0 0.6388	同上。 ただし D' 状態の超音速、 静的試験は行なわず。

注 1：試験内容の T は遷音速風洞 ($M=0.6 \sim 1.4$) での、B は超音速風洞 ($M \geq 1.5$) での試験を意味する。

注 2：基準点位置は全長に対する先端からの距離の比。

5. 試験方法と試験結果

5.1 静的試験

静的試験は、その結果の一部を動的試験結果とくらべるため、および動安定微係数の推定値を得るための目的で補助的に行なわれたもので、通常の内挿式 6 分力天秤を用いて力、モーメントを測定した。図 4 に NAL-7C 模型の、図 5 (a), (b) に 9926 模型の迎角 0° での軸力係数、垂直力傾斜係数を示す。縦揺れモーメント係数は動安定試験結果の所で示される。

NAL-7C 模型の軸力係数 C_X は、長い模型ほど大きいのは当然であるが、胴体長の影響はそれ程大きくない。垂直力傾斜係数 $C_{N\alpha}$ は 3 模型とも殆ど同じで、

胴体長の影響はごく僅かである。

図 5 からわかるように、9926 B, D 両模型とも尾翼が + 状態の場合と、それを 45° ロールさせた \times 状態の場合の $C_X, C_{N\alpha}$ の差は認められない。B, D 両模型の違いは尾翼形状 (アスペクト比、後退角等、表 1 参照) の違いによるもので、遷音速で B 模型の C_X が大きく、また、全マッハ数にわたって B 模型の $C_{N\alpha}$ が 5~15% 大きい。

5.2 縦揺れ動安定試験

縦揺れ試験は 1 自由度の強制振動法によった。模型に振幅 1° の振動を与え、その際の空気力を動的試験用天秤で検出し、増幅後、変位と同相、 90° 移相の両成分にレゾルバで分解して復元モーメント、減衰モー

メントを得る。あらかじめ求めておいた無風時の同様のデータを通風時の値から差引けば空気力によるモーメント信号が得られ、無次元化して静安定微係数 $C_{m\alpha}$ および動安定微係数 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ が求まる。モーメント信号のレゾルバによる各成分への分解は、完全に理想的には行なわれず、そのため、各成分間の干渉が生じる。その干渉のうち重要なものは、 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の測定値に与える $C_{m\alpha}$ の影響で

$$(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_{\text{true}} = (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_{\text{meas.}} + \frac{\epsilon}{k} C_{m\alpha \text{ meas.}} \quad (1)$$

の関係があることが示されている¹⁾から、干渉係数 ϵ を求めてその補正を行なった。

なお、以下の説明で表われる微係数は $C_{m\alpha}$, $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$, C_{lp} 等、通常負値のものである。それらの値を比較する時に大小の表現を使用するが、それは数学的な意味とは反対で、負値の絶対値の大小を示している。つまり、静的または動的により安定になる場合を値が大きくなったということにする。

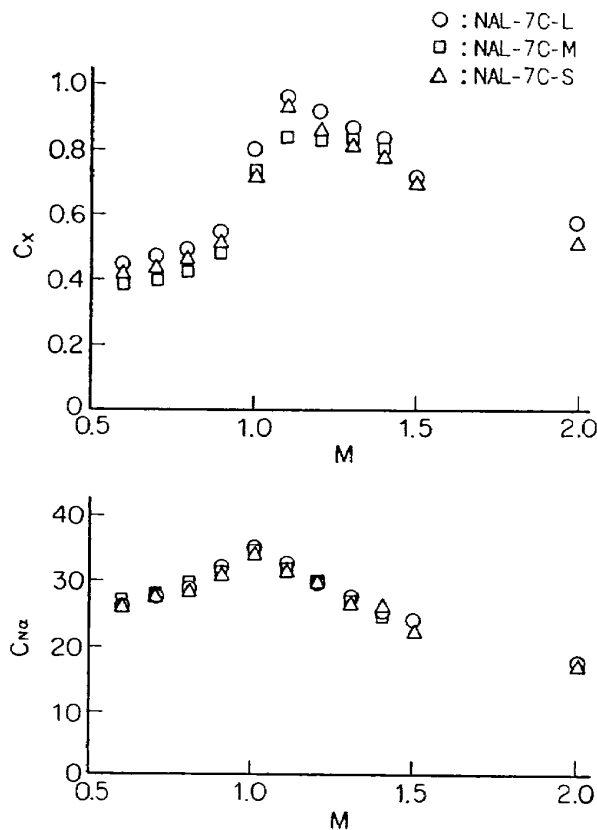


図 4 NAL-7C 模型の静的風洞試験結果

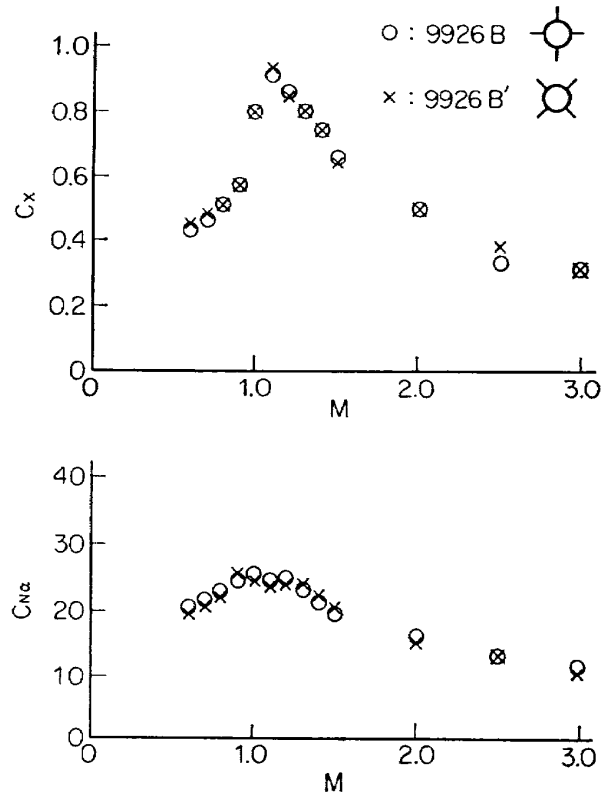


図 5(a) 9926B 模型の静的風洞試験結果

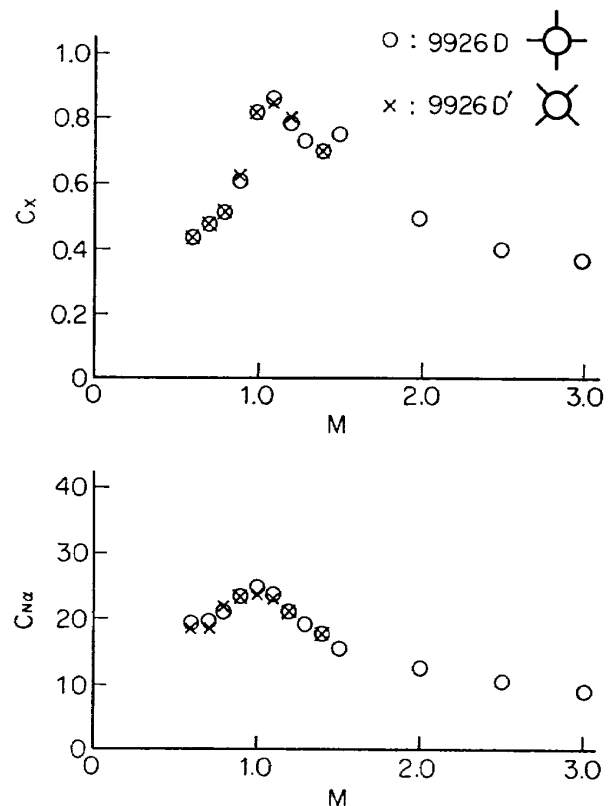


図 5(b) 9926D 模型の静的風洞試験結果

図 6 (a)～(c) は NAL-7C 風洞模型の動安定試験結果である。動的試験で得られた静安定微係数 $C_{m\alpha}$ の値は静的試験で得られた値にくらべると殆どの場合、小さく表われているが、マッハ数に対する変化傾向は同じである。さらに、図 7 に示すように、細長比に対する変化傾向は若干のばらつきがあるが同じであると言える。胴体が長くなる程、先端部に働く揚力の影響で空力中心は前進し、 $C_{m\alpha}$ が小さくなるのは当然である。マッハ数 1.4 と 1.5 の間はデータの点が滑らかにつながらない場合があるが、これは風洞の違いによるもので、レイノルズ数、壁干渉、天秤および測定計器類の誤差の傾向と大きさ等が急変する。 $M=1.4\sim 1.5$ 間のデータ急変の傾向は以下の多くのデータにもみられる。

次に図 6 (a)～(c) に示される動安定微係数 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ について考えて見る。この図で推定値は静的試験で得られた垂直力傾斜係数を使って

$$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = -\left(\frac{l}{d}\right)^2 C_{N\alpha} \exp \quad (2)$$

で求めた。apparent mass 法によれば (2) 式の形は成立する²⁾。 $C_{N\alpha}$ に実験値を用いたのは、apparent mass 法では表われないマッハ数、形状変化の影響を考慮するためである。他に、このような模型の動安定微係数を翼胴結合体として

$$(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_{WB} = [K_{B(W)} + K_{W(B)}] (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_e + (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_B \quad (3)$$

で計算する方法³⁾もある。ここで $K_{B(W)}$ は翼存在時の胴体の揚力と翼単独の揚力との比、 $K_{W(B)}$ は胴体存在時の翼の揚力と翼単独の揚力との比である。この式でも胴体部分の計算は apparent mass 法を基本とするから、計算が複雑な割にはそれ程良い結果が得られない。推定値は (2) 式を用いることにする。そうすると NAL-7C 模型では基準点～後端間距離 l がすべて等しいから、動安定微係数の推定値は $C_{N\alpha} \exp$

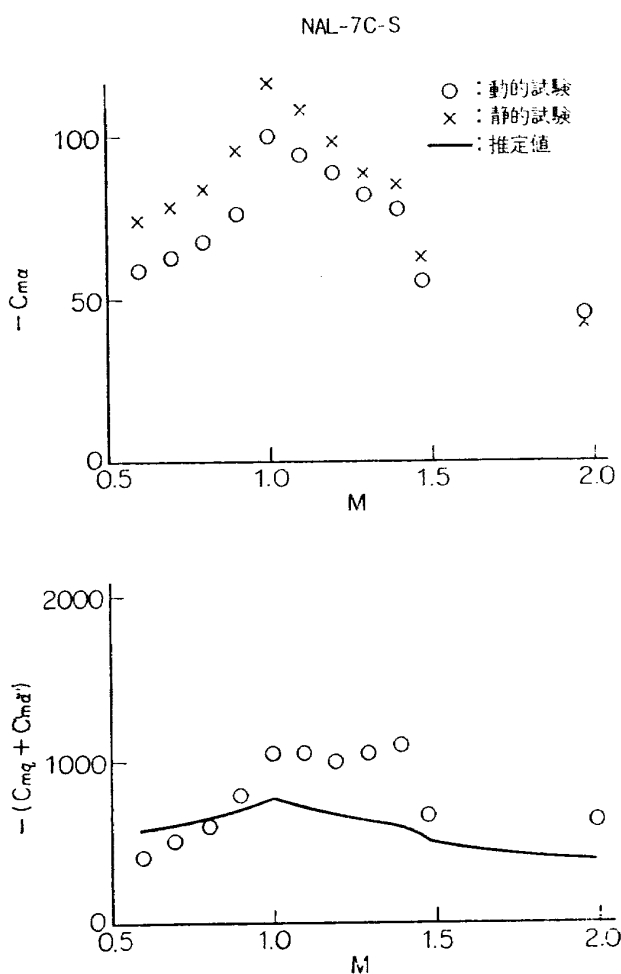


図 6(a) NAL-7C-S 型模型の縦揺れ試験結果

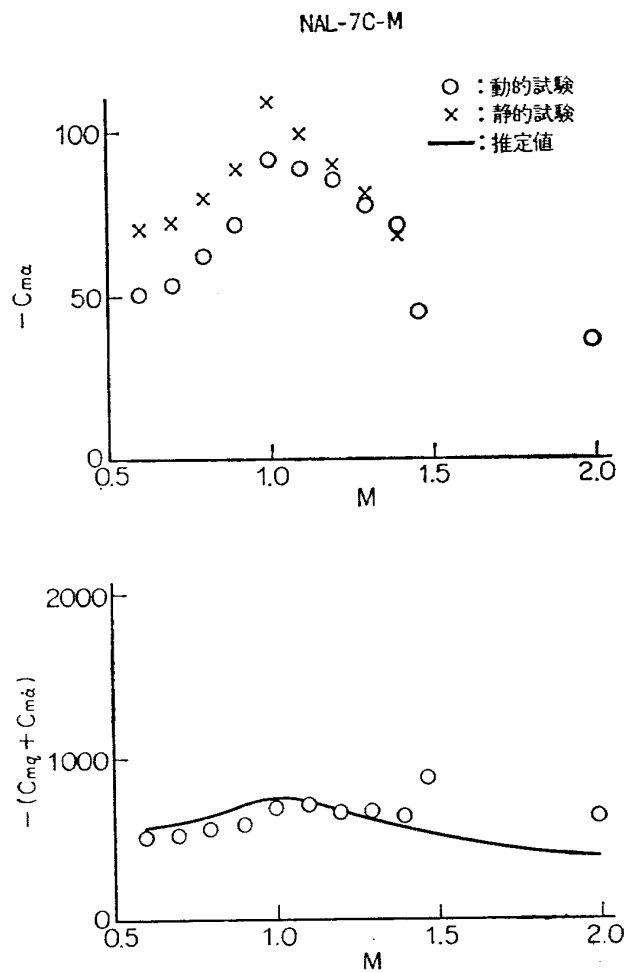


図 6(b) NAL-7C-M 型模型の縦揺れ試験結果

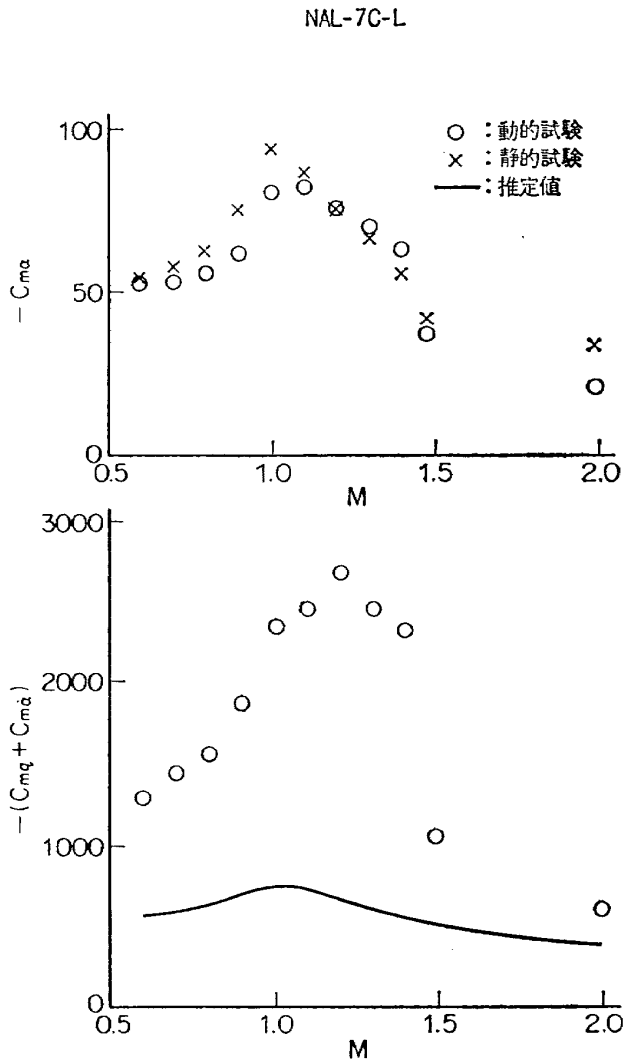
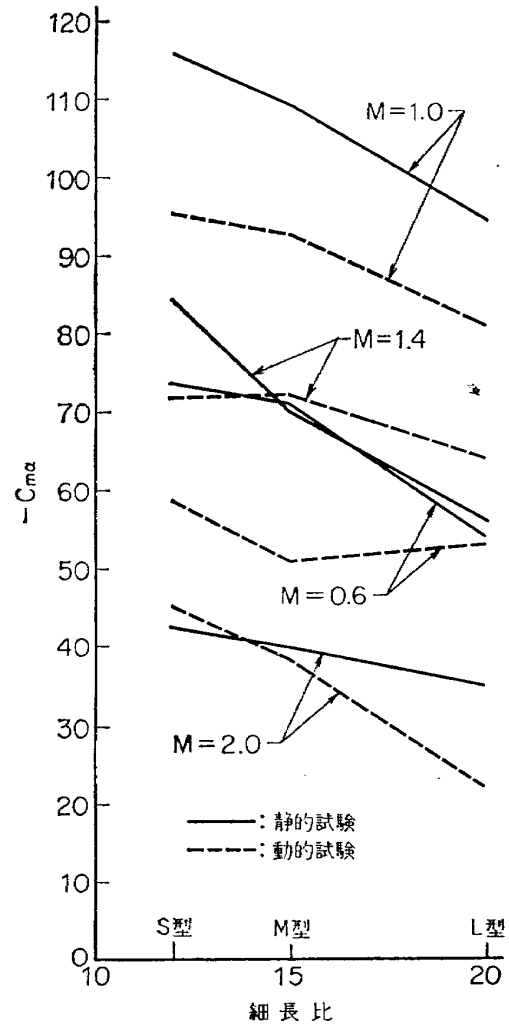


図 6(c) NAL-7C-L 型模型の縦揺れ試験結果


 図 7 細長比変化と C_{ma}

の違い程度となり、前部胴体の長さは殆ど影響を与えない。これは航空機の動安定微係数が尾翼の位置、大きさでほぼきまることと同じである。

この推定値にくらべて実験値はかなりずれている。特に最長の模型 L 型の遷音速風洞でのデータは非常に大きい違いを示している。この原因は L 型模型が長すぎてこの種の試験には不適當であったのではないかとされる。すなわち、慣性力が非常に大きくなったこと、振動中、模型の曲がりがあったこと、そのため、模型の一部が振動時に固定部分へ接触する可能性があったこと等である。他の S 型、M 型ではデータと推定値の差は L 型程極端ではなく、マッハ数変化に対するデータの変化傾向は推定値と同じである。

図 8 (a)～(d) は 9926 模型の動安定試験結果である。B', D' 模型は B, D 模型をそれぞれ 45° ロールさせて取付け、尾翼が \times 状態になっていることを示

す。

B, B' 模型について見ると、 C_{ma} の静的試験、動的試験結果はそれぞれ良く一致しており、また、B 模型と B' 模型の C_{ma} も一致していて 45° ロールさせたための影響はない。動安定微係数は B, B' 模型とも推定値より大きく表われているが、マッハ数変化に対する $C_{mq} + C_{ma}$ の変化傾向は同じである。また、B' 模型の動安定微係数が B 模型のそれより大きい。

D, D' 模型ではやや様子が違い、静的、動的試験で得られた C_{ma} の値は若干差があり、動的試験値が小さい。これは NAL-7C 模型の場合に得られた傾向と同じである。さらに、 45° ロールの影響が動的試験で得られた C_{ma} の値には見られ、D 模型の C_{ma} が D' 模型のそれより大きい。D, D' 模型の動安定微係数のうち、超音速風洞で得られた D' 模型の $C_{mq} + C_{ma}$ を除いては、実験結果は推定値附近にばらついている。

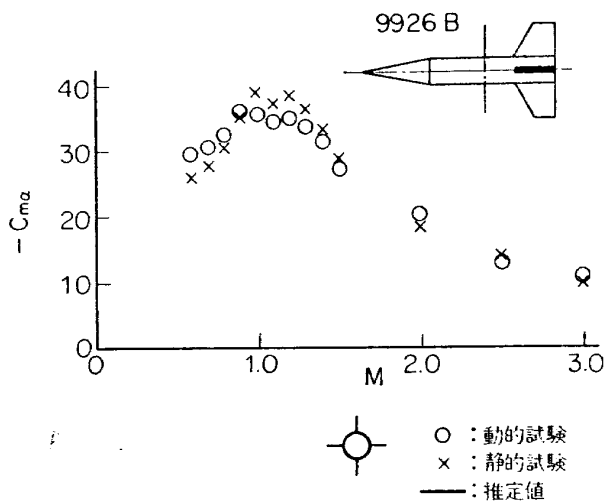


図 8(a) 9926 B 模型の縦揺れ試験結果

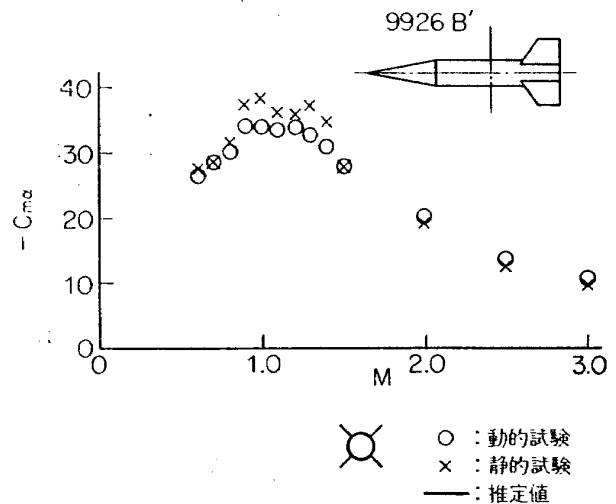


図 8(b) 9926 B' 模型の縦揺れ試験結果

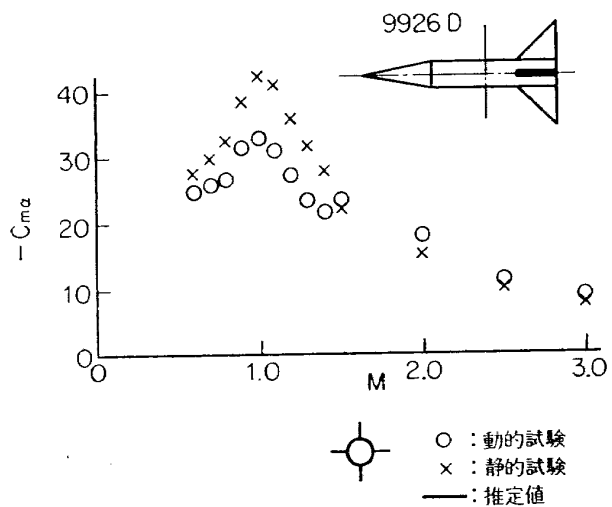


図 8(c) 9926 D 模型の縦揺れ試験結果

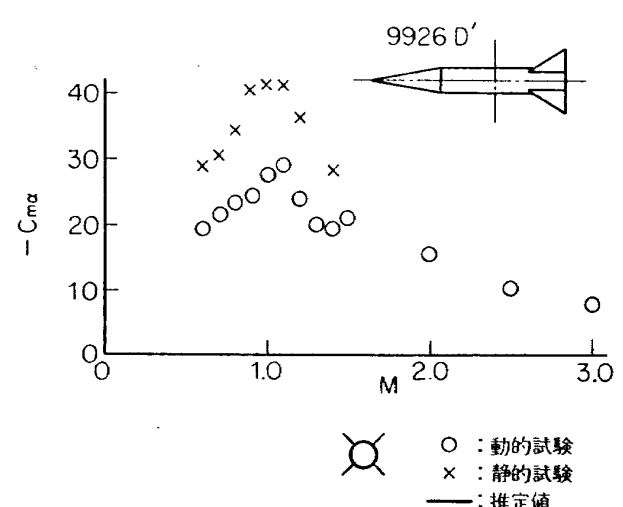


図 8(d) 9926 D' 模型の縦揺れ試験結果

B, D 模型の動安定微係数をくらべると、尾翼の後退角が小さく、全翼面積の大きい B 模型の方が、推定値、実験値とも僅かに大きい。

5.3 横揺れ動安定試験

横揺れ試験は模型に種々の回転数の強制回転を与えて行なった。模型と一体になって回転している 6 分力天秤から横揺れモーメントを測定し、それを無次元回転数に対してプロットして得られる一本の線の勾配から横揺れ減衰係数 C_{lp} を求めた。NAL-7C-L 型模型については、風洞の内圧をかえることによって 2 種のレイノルズ数に対する実験を、いくつかの一定迎角の状態で行ない、偏揺れモーメントを測定し、その結果から縦揺れ動安定微係数を推定した。

迎角のある横揺れ動安定試験は図 9 (a), (b) のような可変曲がりスティングを使用して遷音速風洞で行な

った。この試験では、始め図 9 (a) の褶動型曲がりスティングを用いたが、スティング後部の円弧状角度調節部が大きく、そのための静的バランス用重錘の必要などから全体が大きくなり空気力学的な影響が強くなり、実験上不都合な場合もあったから、図 9 (b) のひじ型曲がりスティングを後で製作し、実験に供した。図 10 は L 型模型をひじ型スティングに取付け、迎角 7° を取った状態である。

迎角のある横揺れ試験で得られるモーメントについて考える。

図 11 はこの試験の場合の座標、モーメントの関係を示す。簡単のため、模型の重心、天秤中心は一致し回転軸上にあるとした。強制回転は X 軸まわりに種々の速度 $\dot{\phi}$ で与えられる。6 分力天秤で直接測定される量は模型に固定の x, y, z 軸に関する 6 分力である。

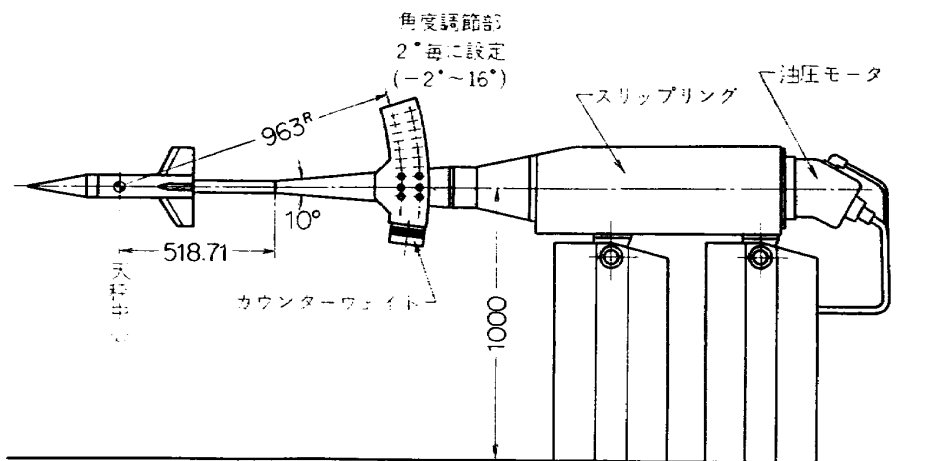


図 9(a) 褶動型曲がりスティング

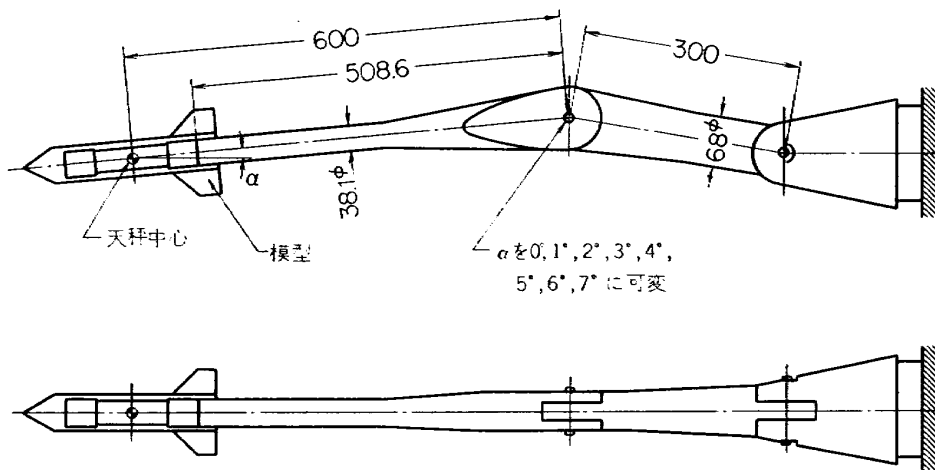


図 9(b) ひじ型曲がりスティング

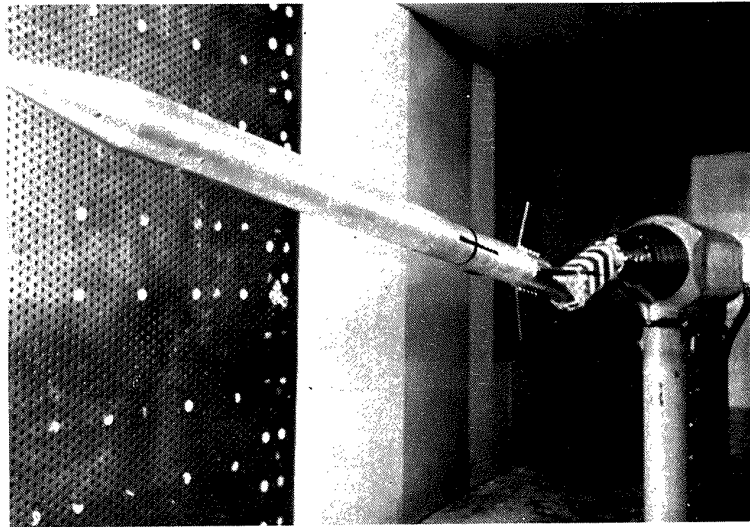


図 10 NAL-7C-L 模型の遷音速風洞での横揺れ試験

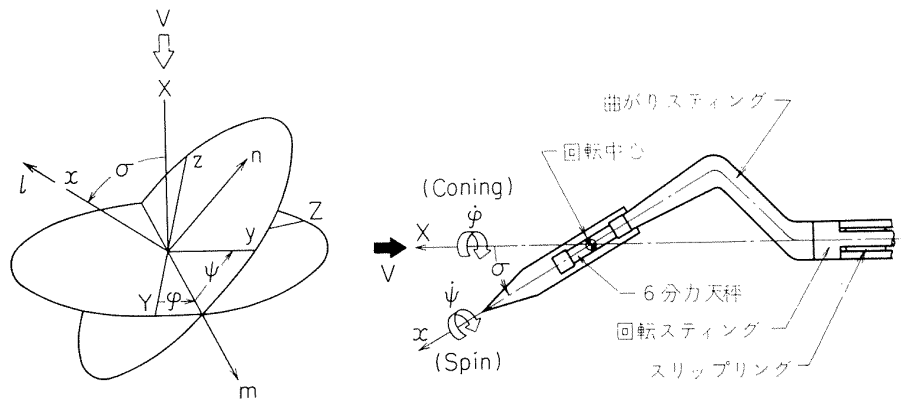


図 11 横揺れ試験時の座標とモーメント

今回の試験では模型に spin を与えないから $\phi, \dot{\phi}$ は 0 であり、図 11 の z 軸とモーメント n の方向は一致する。 x 軸まわりの回転速度 p は

$$p = \dot{\phi} \cos \sigma + \dot{\phi} \quad (4)$$

すなわち、迎角 $\sigma(\alpha)$ の曲がりスティングを用いた時は、機体軸まわりの横揺れ速度は $\sigma=0$ の場合にくらべて $\cos \sigma$ だけ小さくなっていく。この試験でとった最大の σ は 7° であり、 $\cos 7^\circ = 0.99255$ だから

$$C_{lp} = C_{l\dot{\phi}} / \cos \sigma \doteq C_{l\dot{\phi}} \quad (5)$$

としても誤差は 1% 以下である。

この場合に測定される、機体軸に関する偏揺れモーメント係数は、模型が回転体であり、迎角 σ 、無次元回転数の小さい範囲では

$$C_n = \sigma \left(\frac{\dot{\phi} d}{V} \right) (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) + \sigma \left(\frac{(\dot{\phi} + \phi) d}{V} \right) C_{np\alpha} \quad (6)$$

の関係がある⁴⁾。

今回の場合は $\dot{\phi}=0$ であり、マグナスモーメント係数 $C_{np\alpha}$ が小さいと

$$C_{n\dot{\phi}} = \sigma (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \quad (7)$$

と書ける⁵⁾。

(7) 式は C_Y, C_N の係数に対しても同様な形で得られる。この実験で用いたロケット模型は尾翼があるから回転体ではないが、 90° 回転対称性があり、どの回転位置でも、ほぼ同じ空力的性質を有するものと考えられるから (7) 式を用いて縦揺れ動安定微係数 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ を求めた。

この式で奇異に感じることは、ある試験自身は迎角 $\sigma(\alpha)$ 一定で行なわれるにもかかわらず、加速度項 $C_{m\dot{\alpha}}$ が存在することである。この理由は文献 6) に示されているから省略する。要するに、模型に固定の回転座標系からみたポテンシャルの式は、非回転の座標系での定常流に対するポテンシャルの式（加速度に

比例した力、モーメントの存在の可能性はない) と若干異なり、機体軸系の回転角速度 $\dot{\phi}$ を含む式となり、(7) 式の妥当性を物語るのである。

実際の試験では、天秤中心は回転軸上にくるよう設計されているが模型の重心は天秤中心からすこしづれ、遠心力の影響が存在する。その働く方向から言って垂直力、縦揺れモーメントに強い影響があり、偏揺れモーメントの測定には直接の影響を与えない。しかし、天秤での6分力受感素子間の干渉を通じて間接的影響を与え、問題になる場合もある。

5.3.1 横揺れ減衰係数

図 12 は迎角 0° の場合の NAL-7C-L 模型の C_{lp} をマッハ数に対してプロットしたものである。摺動型スティングを用いた場合はスティングの角度調節部に発生する空気力が大きく、マッハ数 1.2 附近から模型、油圧サーボモータとは無関係に自然回転がおり、実験不可能となった。このスティングを利用した場合のデータは、低超音速では離脱衝撃波によって、亜音速では当然、模型後方の影響が含まれていると言える。亜音速の実験値は推定値³⁾より小さく、マッハ数 1.3~2.0 では推定値に近い値が得られている。 C_{lp} は模型が回転することによって生ずる、左右翼、上下翼の揚力差に起因する横揺れモーメントを表わすから、 C_{Na} とほぼ同じ変化傾向を示すと予想されるが亜音速および低超音速ではかなり異なることが、図 4 と比較してわかる。

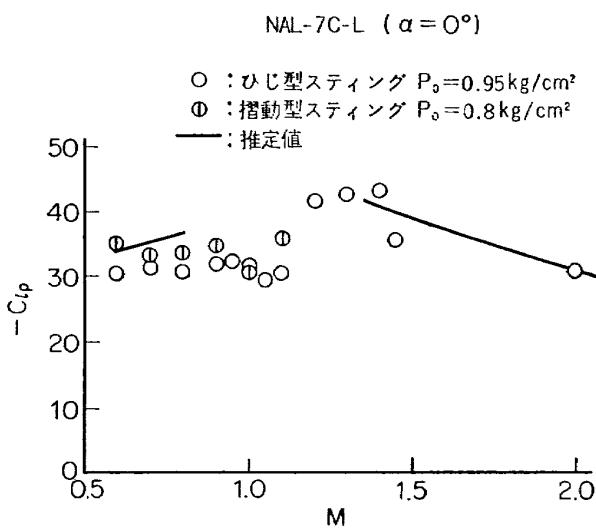


図 12 NAL-7C-L 模型の横揺れ減衰係数 $\alpha = 0^\circ$

この現象は尾翼間干渉によるものと思われる。亜音速ではこの干渉は当然存在する。ある半径で切断した円柱面を展開すると一つの翼列が得られ、揚力の減少が予想される。また低超音速では、模型回転時、4枚の尾翼の回転方向側の面では圧縮波が、反対の面では膨脹波が発生する(図 13)。それらの波はお互いに打ち消しあうように働くから、各翼に働く回転による揚力は干渉がない場合より小さくなり、結局、 C_{lp} が大きくなる。あるマッハ数を越えると尾翼間の干渉はなくなり、 C_{lp} は急上昇する。後でのべる 9926 模型では、マッハ数に対する C_{lp} の変化は C_{Na} に近く、B 模型で僅かに尾翼間干渉が見られる。B 模型の尾翼形状は NAL-7C-L のそれに近いから、9926 B 模型と NAL-7C-L 模型の C_{lp} 変化の違いを尾翼間干渉だけで説明することは不十分であり、さらに詳しい追試験を必要とする。

図 14 は L 型模型の C_{lp} の種々の迎角での変化をマッハ数に対してプロットしたものである。レイノルズ数の低い場合、亜音速での $\alpha = 0^\circ \sim 5^\circ$ に対する C_{lp} はほぼ同じ値であるが迎角 7° の場合の C_{lp} は小さい。これに対し、レイノルズ数の大きい場合は亜音速での C_{lp} は迎角によってかなり変化する。迎角 $0^\circ \sim 5^\circ$ のデータはいずれも亜音速~低超音速の範囲で尾翼間干渉の影響を示すが $\alpha = 7^\circ$ のデータはレイノルズ数に無関係に、値も小さく、またマッハ数に対する変化も他のデータと異なっている。

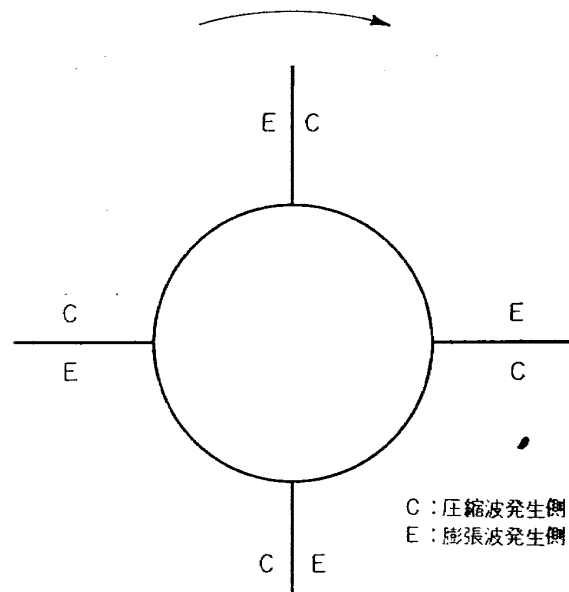
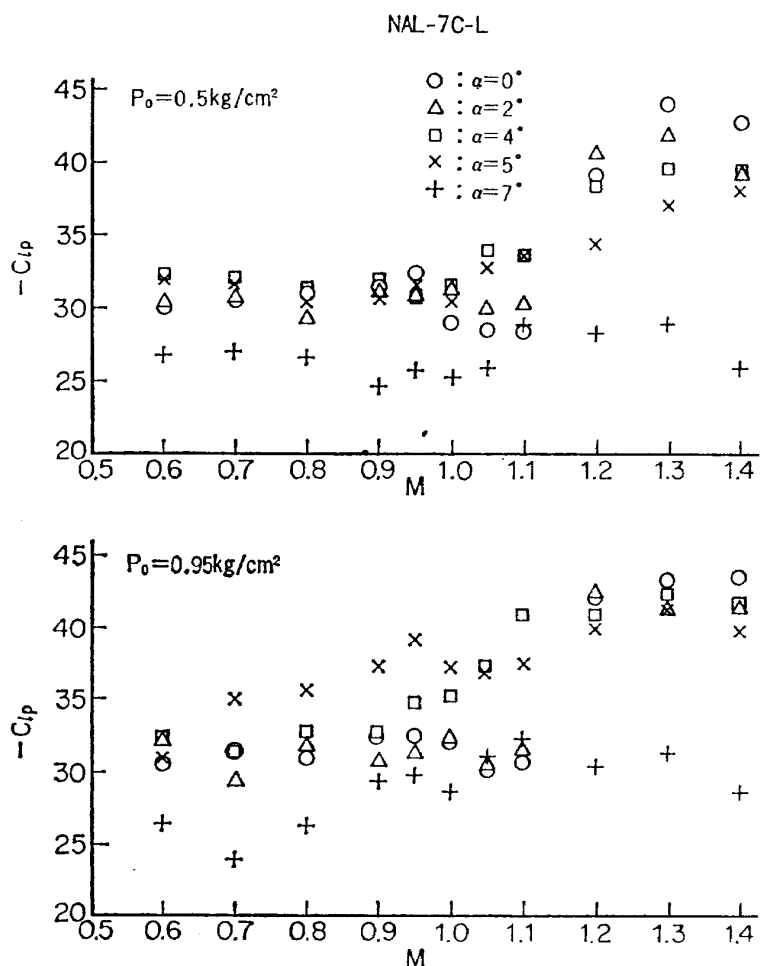
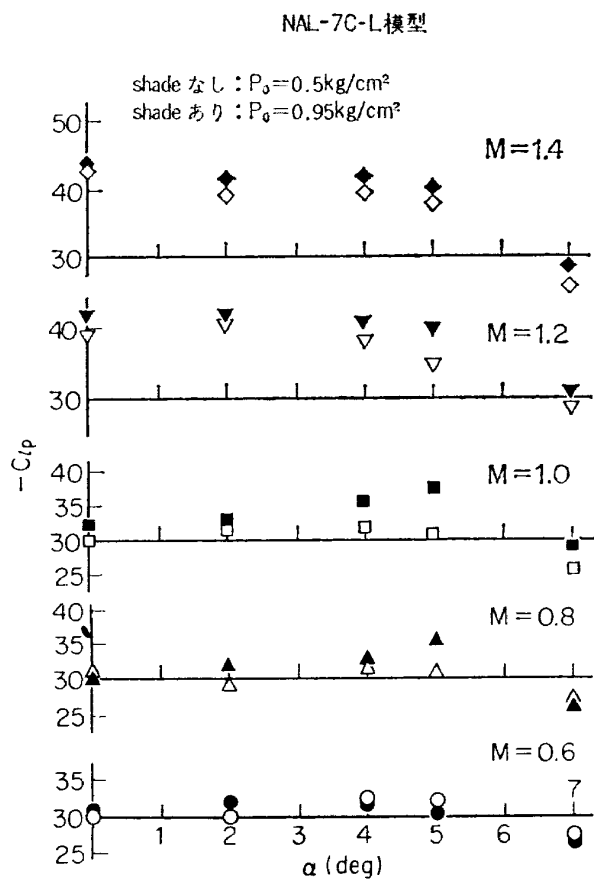
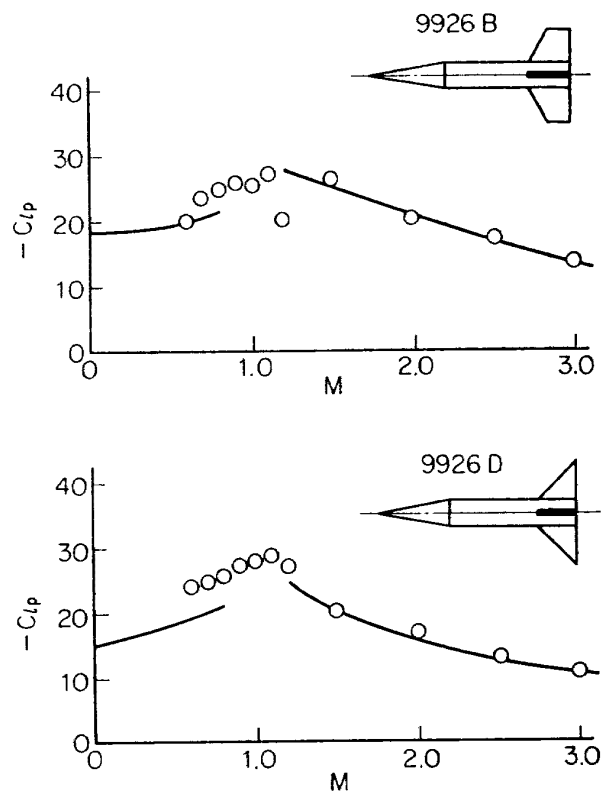


図 13 横揺れ試験での尾翼間干渉

図 14 NAL-7C-L 模型の C_{lp} , $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 5^\circ, 7^\circ$ 図 15 C_{lp} の迎角による変化図 16 9926 模型の C_{lp}

いくつかのマッハ数での C_{lp} を迎角に対してプロットすると図 15 が得られる。いずれのデータも $\alpha = 5^\circ \sim 7^\circ$ で減少している。レイノルズ数の影響は $\alpha = 5^\circ$ 附近でマッハ数 0.8~1.2 の範囲で顕著である。後に述べる $C_{n\dot{\varphi}}$ のデータでは更に顕著な影響が見られる。

図 16 は 9926 模型の C_{lp} である。マッハ数 0.6~1.2 の試験は褶動型曲がりスティングを使い、 $\alpha = 0^\circ$ の場合のみ試験した。B 模型ではマッハ数 0.9~1.1 の間で NAL-7C-L の C_{lp} にみられたような変化傾向が認められる。三角翼の D 模型にはそのような傾向は認められず C_{lp} の変化は C_{Na} の変化に似ている。両模型ともマッハ数 1.5~3.0 での実験値は推定値と非常によく一致している。

5.3.2 縦揺れ動安定微係数

すでに述べた (7) 式を用いることにして、NAL-7C-L 型模型の縦揺れ動安定微係数を求めた。

図 17 (a), (b) は迎角に対する $C_{n\dot{\varphi}}$ の変化を示す。

図でわかるように、迎角 $0^\circ \sim 4^\circ$ の範囲では $C_{n\dot{\varphi}}$ は直線的に増加しているが迎角 $4^\circ \sim 5^\circ$ ではその状態から大きくずれ、減少する場合もある。この特異な変化はレイノルズ数が低く、亜音速~低超音速の範囲で顕著であり、マッハ数 1.4 附近では $C_{n\dot{\varphi}}$ の減少はない。迎角 0° での $C_{n\dot{\varphi}}$ が 0 でないのは模型製作上の誤差等によるものである。その値を補正するため (7) 式の代りに

$$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = \frac{1}{\alpha} [(C_{n\dot{\varphi}})_{\alpha=\alpha} - (C_{n\dot{\varphi}})_{\alpha=0}] \quad (8)$$

を用いて縦揺れ動安定微係数を求めた。図 18(a), (b) にその結果を示す。

図 18 で迎角 0° の場合の値は、 $C_{n\dot{\varphi}}$ が線型の変化をしている迎角 $2^\circ, 4^\circ$ の場合の値の平均値を採用した。図 17 の $C_{n\dot{\varphi}}$ の変化から予想されるように、 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ は迎角 $0^\circ \sim 4^\circ$ では一定、 $4^\circ \sim 5^\circ$ で急に減少する。レイノルズ数の影響はマッハ数が小さい場合に大きい。

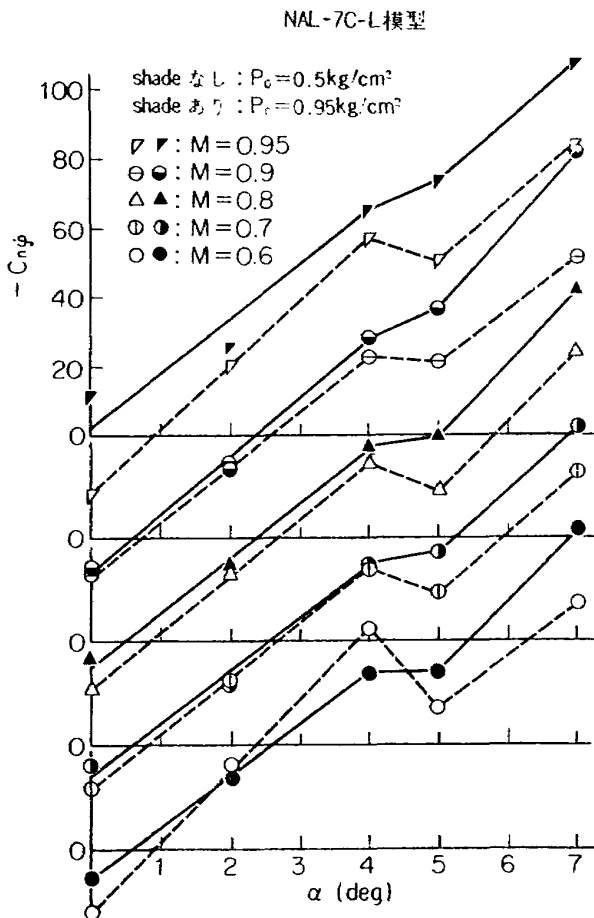


図 17(a) $C_{n\dot{\varphi}}$ の迎角による変化, その 1

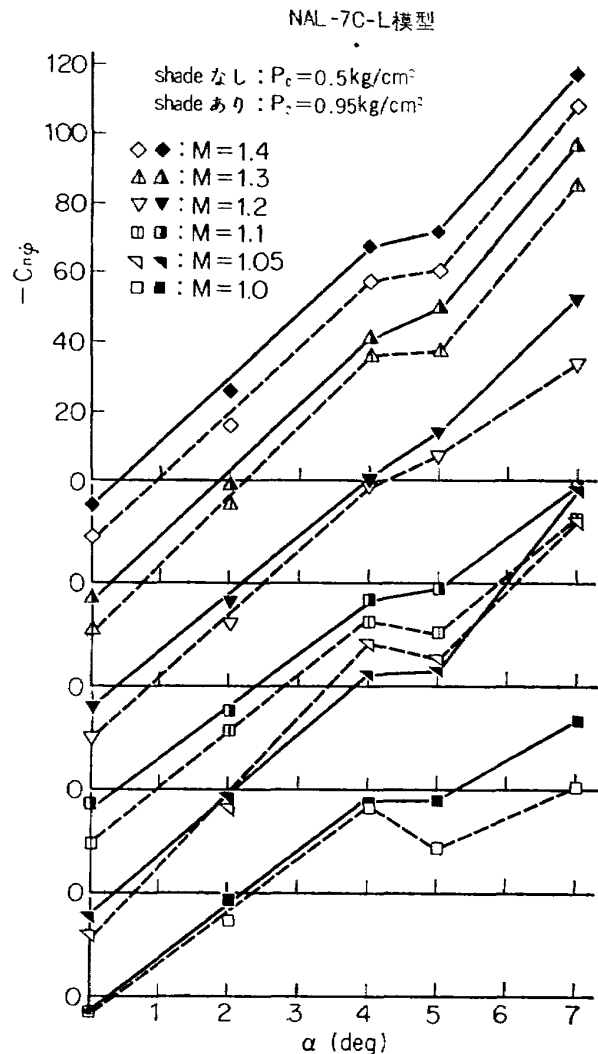


図 17(b) $C_{n\dot{\varphi}}$ の迎角による変化, その 2

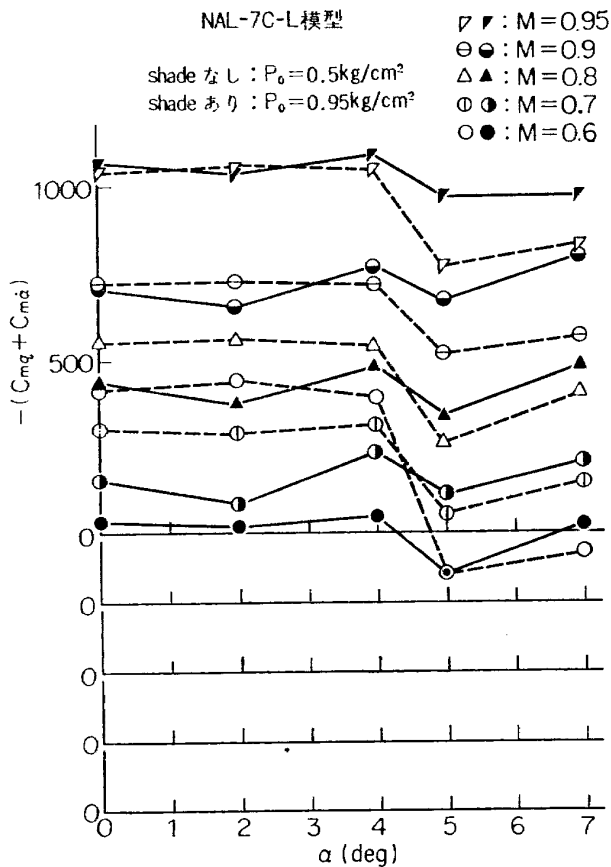
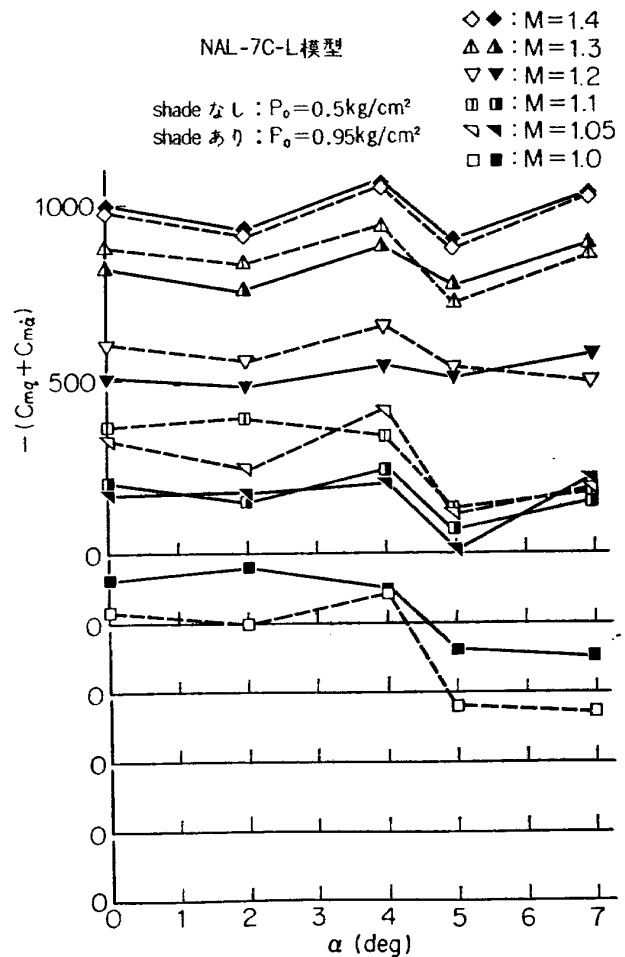
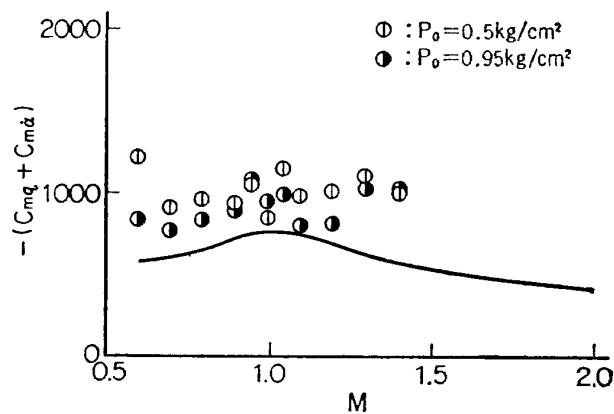
図 18(a) $C_{mq} + C_{ma}$ の迎角による変化, その 1図 18(b) $C_{mq} + C_{ma}$ の迎角による変化, その 2図 19 $C_{mq} + C_{ma}$ のマッハ数による変化

図 19 は迎角 0° の場合の $C_{mq} + C_{ma}$ をマッハ数に対してプロットしたもので推定値よりやや大きい。実験値はかなりばらつきがあり、マッハ数変化に対する傾向は不明瞭である。 $C_{n\dot{\phi}}$ から $C_{mq} + C_{ma}$ を求める手順を考えると、まず、 $C_{n\dot{\phi}}$ を求める際に微分操作をし、(8) 式でもう一度微分操作に近いことを行なうから、最終結果の精度はやや問題があり、図 19 のよう

なばらつきが存在すると言える。

一方、縦揺れ動安定試験を細長比の大きい模型で行なう場合は、スティングで模型を支持し、振動を与えるから強度、大きさ等の点から試験の実行が困難な場合が多い。このような細長比の大きい模型の動安定試験はスティング以外の支持法によるか⁷⁾ (磁力支持以外の方法では支持装置の影響はさけられない。) 次に

述べる飛しょう試験に頼らざるを得ない。

5.4 飛しょう試験

飛しょう試験ではロケットエンジン燃焼後、先端部におかれたじょう乱用ロケットを順次点火し、その際機体におこる運動による縦方向、横方向加速度をテレメータで測定する。測定された運動の振動数、減衰比から静安定微係数、動安定微係数が得られる。軸方向の加速度は飛しょう中常に測定しているから、各時点での機体の速度つまりマッハ数を知ることができる。この種の試験では他の空力係数 C_D , C_{Na} 等も測定できる^{8),9)}。

NAL-7, BS 型 8 号機, 9 号機の飛しょう試験は昭和45年9月7日, 宇宙開発事業団種子島センタで, 同事業団との共同研究のもとで行なわれた。表 2 は同機的主要諸元を示す。図 20, 図 21 はそれぞれ 8 号機の飛しょう中, および射角 20° で打ち上げられた発射直後

の同機の状態を示す。

図 22 は予想飛しょう径路とマッハ数である。図 23 (a) はテレメータ送信装置, 図 23 (b) は受信されたデータである。図 23 (b) の AGC 信号は受信器内の自動ゲイン調整回路の信号で, 機体の横揺れ位置によってアンテナからの電波放射特性がかわることを利用し, 回転量を知ることができる。搭載した加速度計は X, Y, Z_1, Z_2 の 4 ケであったが一部の信号は受信できなかった。表 3 は加速度計の搭載位置である。

この試験はじょう乱に対する機体の応答を測定するのが主目的であるから, テレメータが主測定系統であるが補助手段として光学観測も行なった。しかし, 光学観測ではじょう乱時の機体の応答はまったく観測不可能であった。図 24 は使用したじょう乱ロケットの静止空気中での特性である。このじょう乱に対する加速度の最大値はじょう乱による運動方程式を解いた結

表 2

項	目	BS 8 号機	BS 9 号機	備 考
全	長 (mm)	1897	1897	
胴	径 (mm)	70	70	
全	翼 幅 (mm)	282.7	282.7	
重	量*(kg)	11.25(14.14)	11.20(14.17)	カッコ内は燃焼前
先 端 からの 重心 位置*(mm)		929(1030)	924(1029)	"
横 揺 れ 慣 性 モーメント*(kgmS ²)		0.4709(0.5397)	0.4685(0.5391)	"
じょう乱用ロケット位置 (mm)		201.6	201.6	発射後 3.4 秒で点火
"		271.6	271.6	" 2.4 秒 "

* 打上げスケジュールの都合で最終測定終了後も機体に種々の部品を取付けるから若干の誤差がある。

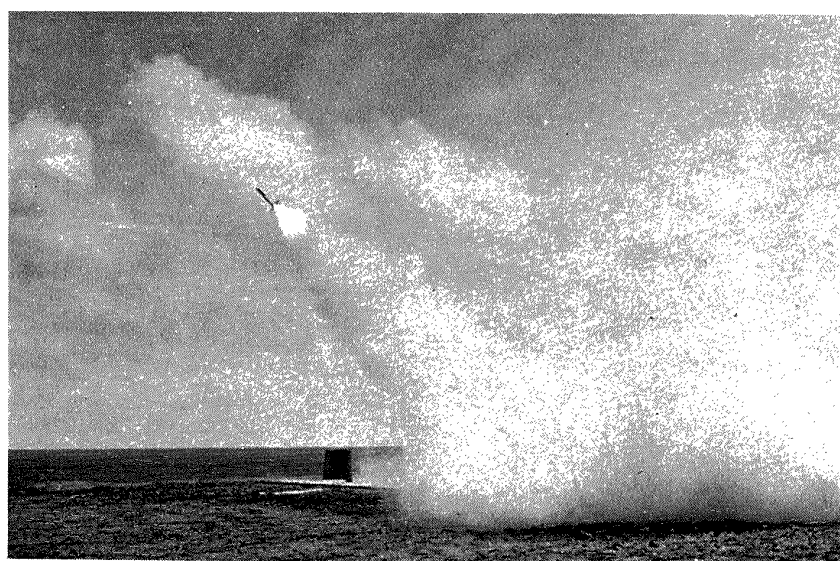


図 21 飛しょう中の NAL-7, 8 号機

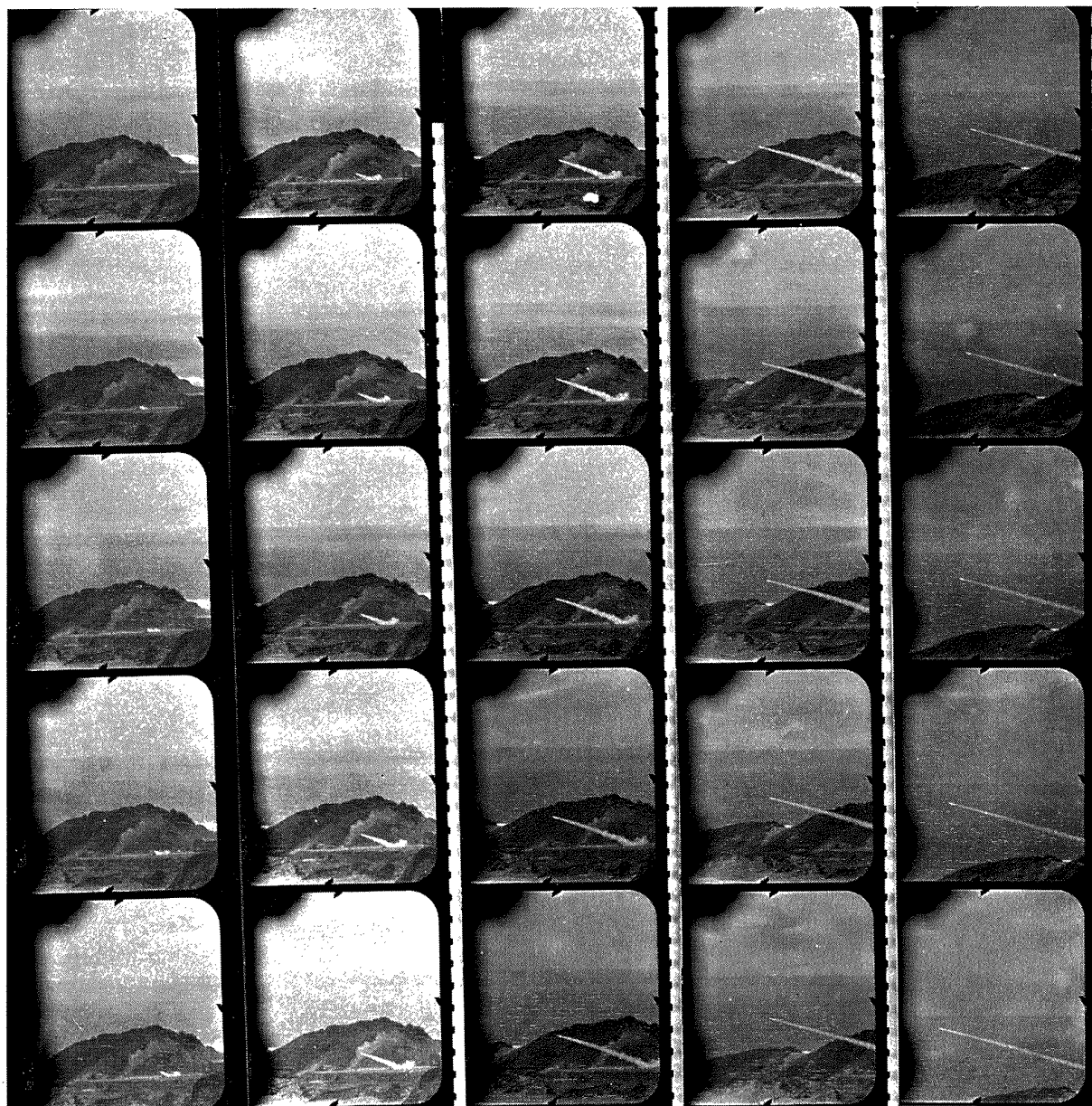


図 21 発射直後の NAL-7, 8 号機

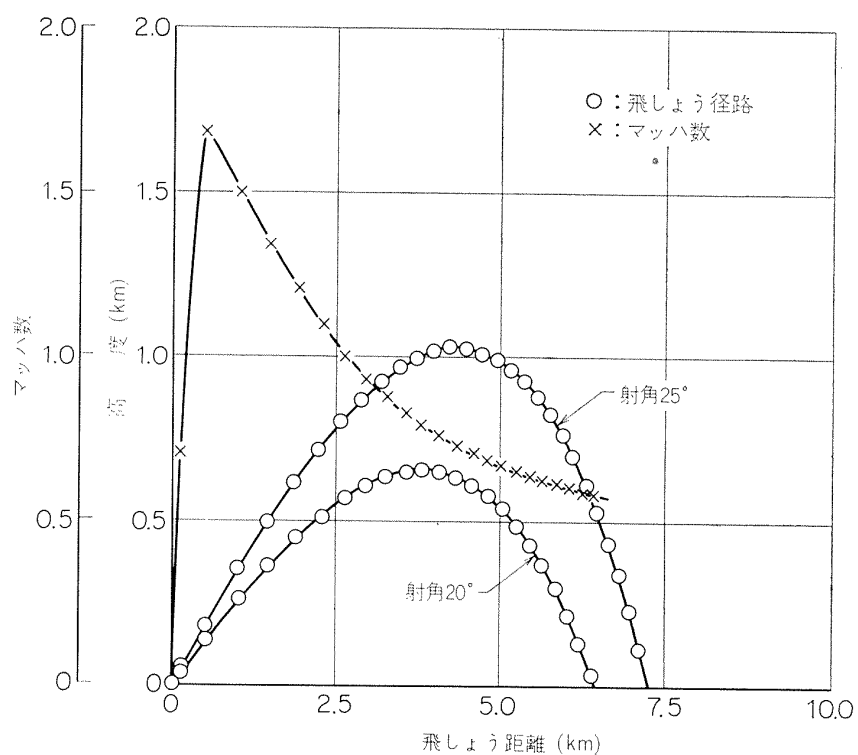


図 22 予想飛しょう径路とマッハ数

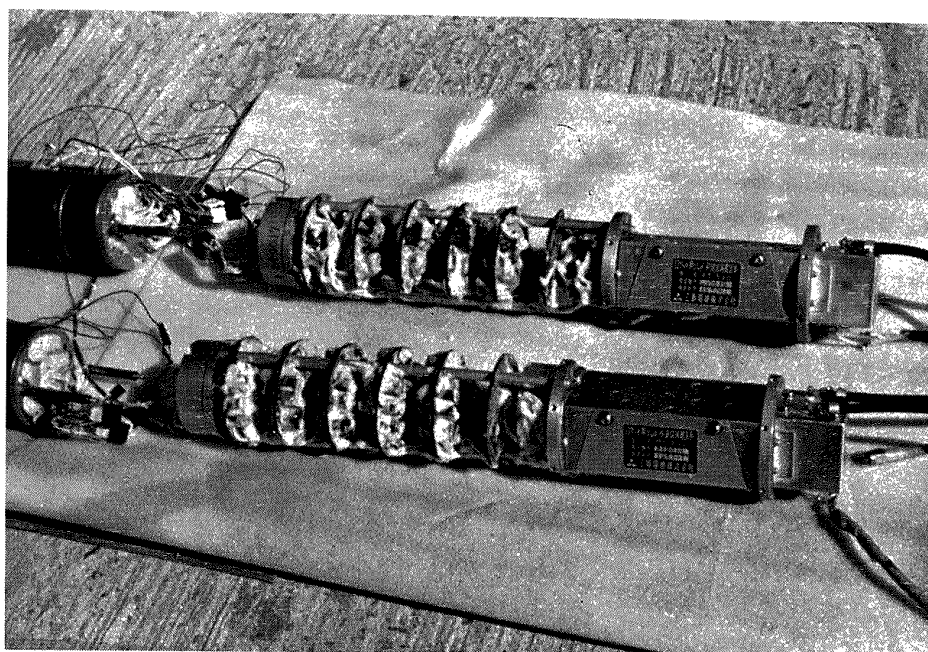


図 23(a) テレメータ送信装置

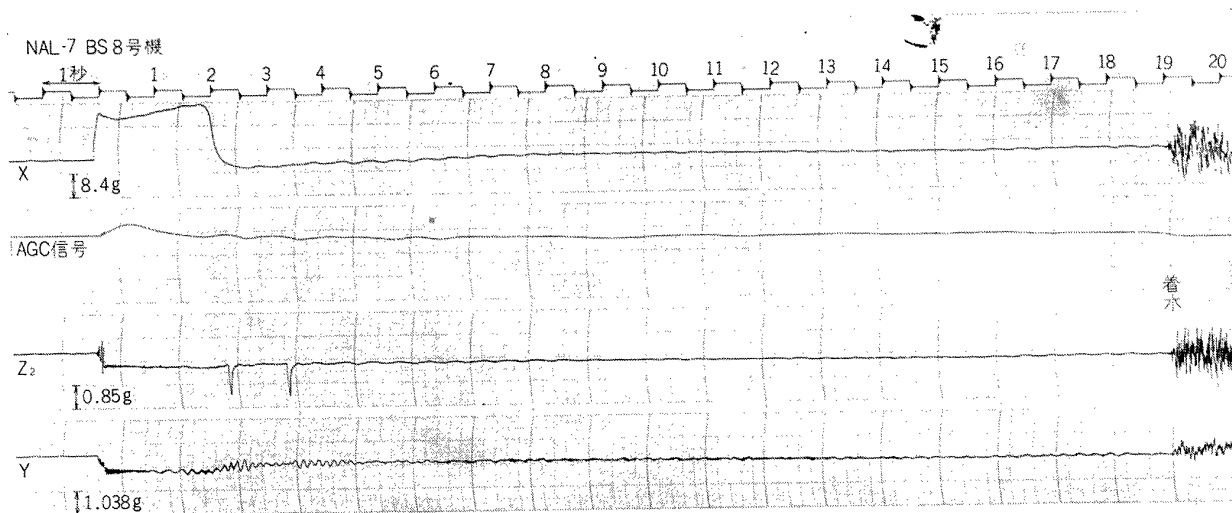


図 23(b) 受信された生データ

表 3

加速度計	先端から x (mm)	x 軸から y (mm)	x 軸から z (mm)	テレメータ チャンネル 番 号
X	739.8	10 12	-15 7	1
Z ₁	739.8	15 4	7 -15	2
Z ₂	364.8	0	0	3
Y	729.8	10 12	-15 7	4

注1 数字が2つあるのは、上段：8号機，下段：9号機。

注2 測定不能だったもの、8号機の Z₁、9号機の Z₂ と Y。

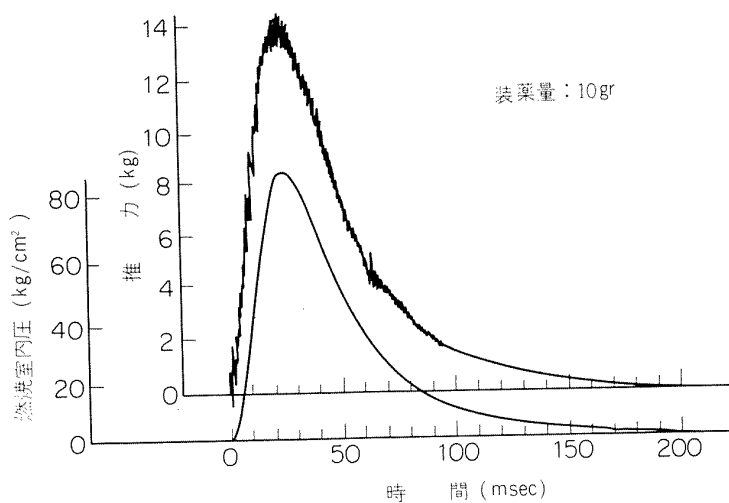


図 24 じょう乱用小型ロケットの特性

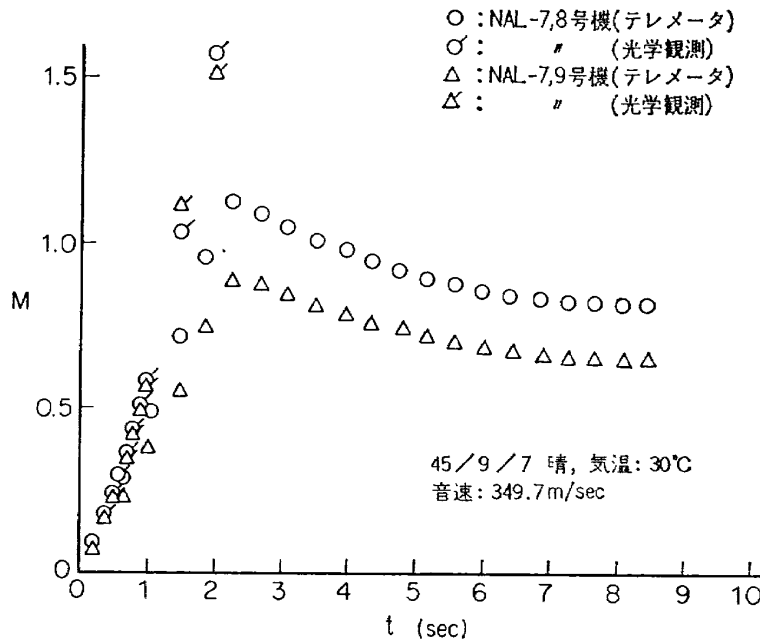


図 25 飛しょうマッハ数

果, 重心位置で 2g 程度と予想されるにもかかわらず実際の試験では 1g 程度と小さかった。これは胴体側面から吹き出されるじょう乱用のジェット気流が, 機体が飛しょうしているため種々の干渉を受けるため, ジェットの吹出し位置によって異なり, 多くの研究が行なわれている¹⁰⁾。機体の動特性を知るにはじょう乱消滅後の機体の自由振動の振動数, 減衰比が重要であり, 応答の大きさは非線型性がない限り問題でない。テレメータで得られた x 軸方向の加速度を積分して速度, マッハ数が得られ, 図 25 に示される。到達マッハ数は 1.13 で過去の NAL-7 型ロケットにくらべて小さいが, これはテレメータ送信装置, じょう乱用ロケット等搭載機器が多かったのと気温が高かったためである。また予想された到達マッハ数(図 22 参照)よりもかなり小さく, はっきりした原因は不明であるが空気抵抗, 実機重量, ロケットモータ性能等の評価に起因する。9 号機のマッハ数は著しく小さい。この原因はロケットモータの作動が良好でなかったためか, 加速度計の較正ミスか等の点が考えられる。光学観測による結果は大きい到達マッハ数が得られたことを示すが, 非常に離れた点から観測せざるを得なかったことと, 被写体が小さくフィルム面上での識別困難, その位置の微分等から誤差は大きいと思われる。以下ではテレメータによる結果を採用する。

図 26 は飛しょう試験から得られた機体の応答の振動数, 減衰比である。8 号機の Z_1 信号は観測失敗, Z_2 信号は振動分がほとんど観測されない位置の加速

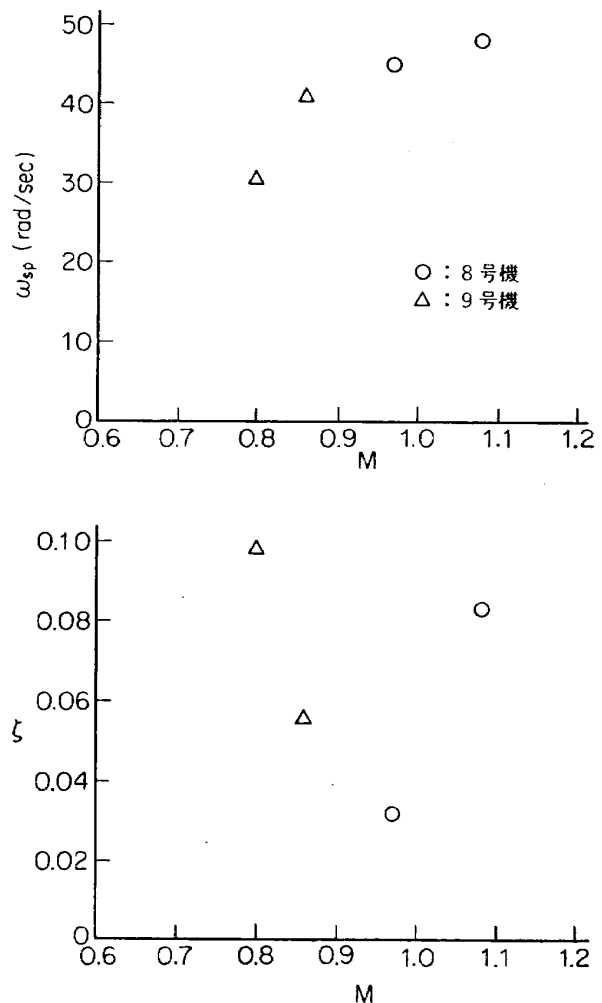


図 26 飛しょう試験で得られた振動数と減衰率

度計によるものであった¹¹⁾ため、 Y 方向に誘起される運動から振動数、減衰比を求めた。従ってこのデータには回転の影響が含まれている。回転の大きさは 8 号機では 4 rad/sec, 9 号機では 6 rad/sec がじょ乱時に存在した。機体の短周期振動数は 40 rad/sec 程度であり、回転の大きさが短周期振動数、減衰比に与える影響は小さい¹¹⁾。実機では完全な 90° 回転対称性はないが Y 方向のデータを使用しても最終結果に大きな影響は与えない。

図 26 の振動数、減衰比から

$$C_{m\alpha} = -\frac{I_Y}{Q S d} \omega_{sp}^2 \quad (9)$$

$$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = -\left(2\zeta\omega_{sp} - \frac{Q S C_{N\alpha}}{mV}\right) \frac{I_Y}{Q S d} \cdot \frac{V}{d} \quad (10)$$

で静安定、動安定微係数が得られ図 27 に示される。ただし (10) 式の $C_{N\alpha}$ には NAL-7C-L 型の風洞試験結果を用いた。また、図 27 の推定値も同模型の静的風洞試験結果を参考にした。 $C_{m\alpha}$ は推定値よりやや大きく表われている。また、動安定微係数はマッハ数 0.97 の点を除いては推定値の近くにある。マッハ数 0.97 の場合は非常に長い振動が観測されており、回転と縦、横運動の結合の影響と思われる。

5.5 結果の比較と誤差

図 27 の動安定微係数の値は基準点が風洞模型の場合

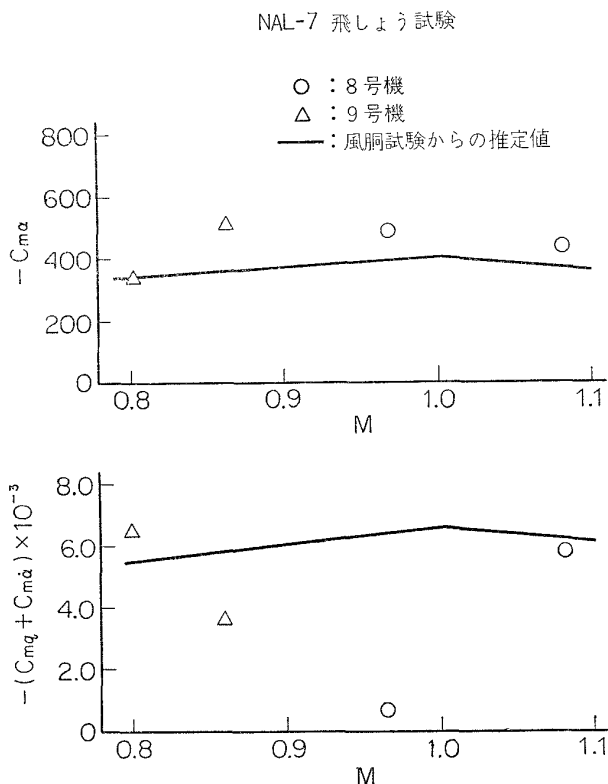


図 27 飛しょう試験で得られた空力微係数

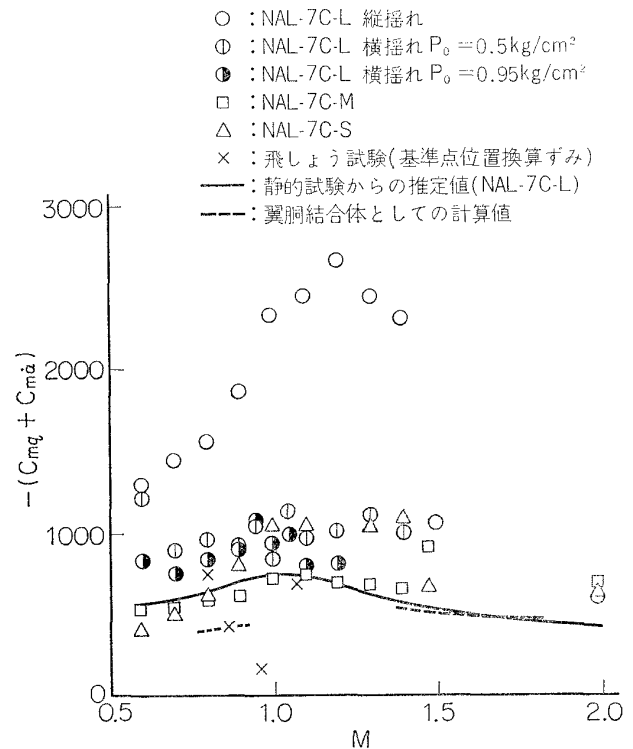


図 28 各種試験結果の比較

合よりも前方にあるから (2) 式を用い

$$(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_2 = (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_1 \left(\frac{l_2}{l_1}\right)^2 \quad (11)$$

で風洞模型と同じように後端から 329 mm の点を基準点とした値に換算し、風洞試験結果とくらべたものが図 28 である。飛しょう試験の値は全体的に風洞試験値よりも小さくでている。残念なことに飛しょう試験のデータは点数が少ないが、マッハ数 0.97 の小さい値を除けば風洞試験結果とくらべて大きな違いはない。図 28 のすべてのデータは、基準点位置が後端から 329 mm であるから (2) 式が成立するものであれば、ほぼ同一線上にならぶわけである。それ程の集中性はないが若干その傾向はあり、特に L 型模型の遷音速風洞での横揺れ試験で求めた $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値が超音速風洞での縦揺れ試験結果とよくつながっているのは興味深い。

ロケットのような細長比の大きい模型の動安定試験は種々の困難がともない、以上 3 種の試験法による結果をみても、点のばらつきが多く完全とは言えない。動安定試験で得られる静安定微係数は静的風洞試験結果と比較的合致しており、動安定試験自身に大きな誤りはない。この種の試験では、どの方法でもデータ処理が静的試験よりは複雑であり、誤差を大きくする。飛しょう試験結果を曲線適合法で処理して $C_{m\alpha}$, $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ を求める際、ある誤差に対する両微係数の感

度は非常に異なることが示されており¹³⁾、また、(1)式も動安定試験の困難さを物語っていると言える。

一方、できるだけ実際に近い運動状態で機体に働く空気力を求めようとするのがロケットの動安定試験の方向であると言えるから、迎角ありの横揺れ試験をさらに発展させ、マグナスモーメントを含めた動的空気力を測定する必要がある。文献 13) でみられるような 3 自由度の運動状態での空気力の測定など、我国でもこの方面への十分な努力を払わねばならない。

6. 結 論

1. NAL-7 型ロケットを主体としてロケット模型の動安定微係数を種々の試験方法で求め、その結果を比較し、良好な結果を得た。

2. 尾翼の大きい、単段ロケットの縦揺れ動安定微係数は簡単な式 (2) で推定できる。

3. ロケットの横揺れ減衰係数は亜音速～低超音速で尾翼間干渉のため小さくなる場合がある。超音速では十分な精度で推定可能である。

以上の多岐にわたる実験は多くの方々のご協力によるものである。特に、遷音速風洞関係では空気力学第二部の三堀、小国両研究員、超音速風洞関係では同部の原研究員、飛しょう実験では宇宙開発事業団第二回打上げ班と航空宇宙技術研究所 NAL-7 打上げ班全員、なかでも当所宇宙グループ河崎総合研究官および第 7 グループ新田リーダに厚く感謝致します。

文 献

- 1) 高島一明、榊原盛三、関根英夫；超音速風洞における動安定微係数の測定，航空宇宙技術研究所報告 TR-244 (1971)
- 2) A.H. Sacks; Aerodynamic Forces, Moments, and Stability Derivatives for Slender Bodies of General Cross Section, NACA TN 3283 (1954)

- 3) USAF Stability and Control DATCOM(1968) AFFDL Wright Patterson Air Force Base, Ohio
- 4) L.B. Schiff and M. Tobak; Results from a New Wind-Tunnel Apparatus for Studying Coning and Spinning Motions of Bodies of Revolution, AIAA J., Vol. 8, No. 11(1970/11)
- 5) M. Tobak, L.B. Schiff and V. L. Peterson; Aerodynamics of Bodies of Revolution in Coning Motion, AIAA J., Vol. 7, No. 1(1969/1)
- 6) M. Tobak and H.C. Lessing; Study of The Aerodynamic Forces and Moments on Bodies of Revolution in Combined Pitching and Yawing Motions, NASA TN D-316 (1960)
- 7) W.A. Millard and W.C. Curry; A Thin Strap Support for the Measurement of the Dynamic Stability Characteristics of High Fineness Ratio Wind Tunnel Models, AIAA paper No. 69-350 (1969)
- 8) 河崎俊夫，埴武敏，斎藤秀夫，高島一明，河本 厳；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，航空宇宙技術研究所報告 TR-237 (1971)
- 9) G.K. Hunt; Free-Flight Model Measurements of the Dynamic Stability of a Supersonic Strike Aircraft (TSR 2), C. P. 918 (1967)
- 10) B.G. Gilman; Control Jet Interaction Investigation, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 8, No. 4 (1971/4)
- 11) 高島一明；自由飛行模型 FFM-10 の運動特性と飛しょう試験におけるデータ処理法，航空宇宙技術研究所報告 TR-228, (1970)
- 12) C.F. Huff, R.B. Asher and H.R. Sebesta; Parameter Sensitivity of Aerodynamic Coefficients Determined from Experimental Data, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 7, No. 10 (1970/10)
- 13) J.D. Nicolaides and C.W. Ingram and T.A. Clare; Dynamic Wind Tunnel Testing Techniques for Analyzing the Aerodynamic Characteristics of Missiles, AIAA paper 70-578 (1970)

TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について	1971年7月	河崎俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年8月	松島弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田為治, 熊倉郁夫 竹内和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹邦彦, 遠藤修司 野口義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西村博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年1月	鳥崎忠雄, 小林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法	1972年2月	大石 晃, 山中龍夫 冠 昭夫
TM-217	フライングテストベッドの自動安定装置性能試験 (I) —製作時性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-218	フライングテストベッドの自動安定装置性能試験 (II) —実験前性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッドの脚性能試験	1972年5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッドのテレメータ性能試験	1972年5月	小野幸一, 十河 弘 池上 博

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221号

昭和47年5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)47-5911(大代表) 182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12

