

# 航空宇宙技術研究所資料

TM-55

ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用

河崎俊夫・谷喬

1965年5月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風胴について (I)	1961年 11 月	平橋 一登, 木本 登, 清水 福寿
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	橋本 一雄, 戸川 隼人, 高橋 芳之, 三好 力三, 美海 良三, 鳥洲 秀夫, 長洲 川巖, 細川 登, 橋本 和之, 竹内 和之, 池田 為治
TM- 4	18 cm×20cm超音速風胴について	1962年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	
TM- 6	18 cm×18cm遷音速風胴整備試験	1962年 8 月	井上 政一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	山根 皓三郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9 月	坂元 思無邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永井 文雄, 小川 鉦一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹林 幸彦, 中井 映一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3 月	小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中井 映一, 小安 藤泰, 井海 一三, 中井 映一
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	高橋 本正, 高木 俊朗, 鳥崎 忠雄, 山中 龍夫, 小野 幸一
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5 月	藤井 正昭
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	新井 忠, 原 亘利
TM-19	吹出式超音速風胴による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	
TM-20	1 m×1 m吹出式超音速風胴における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7 月	高木 廣治, 谷 喬忠, 齋藤 秀夫, 新井 宗四郎, 竹内 和之, 飯田 治夫, 北谷 勇中, 永井 文雄
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9 月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年 11 月	
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1 月	高橋 利之
TM-26	吹出式風胴の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋本 宏, 中井 映一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風胴試験	1964年 1 月	谷 喬三, 原 亘利, 榎原 盛三, 外立 政隆, 中井 映一, 橋本 俊朗, 安藤 泰勝, 高宮 沢政
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	
TM-30	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	1964年 3 月	小橋 安次郎, 竹内 理
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風胴に おける試験	1964年 3 月	河崎 俊夫
TM-32	遷音速風胴の防音	1964年 4 月	牛田 健二, 高橋 宏義
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	榎並 敬之, 山本 稀義
TM-34	極超音速風胴ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月	長洲 秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 胴ノズルの設計計算法	1964年 5 月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年 6 月	高木 廣治, 齋藤 秀夫, 石原 久蔵, 石井 孝雄
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年 7 月	
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年 10 月	田畑 浄治, 大坪 孔治, 滝沢 実次, 関 昌次, 田寺 木一
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年 10 月	古泉 日出夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験 結果	1964年 12 月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男, 松本 宏, 石井 浅五郎, 広木 強, 山中 国雅, 竹内 和之, 藤枝 郭俊一, 幸尾 治朗, 岡 遠一
TM-46	胴翼結合金具の疲労特性	1964年 12 月	
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年 1 月	平林 一, 橋本 登崇, 幸尾 治朗, 岡 遠一, 照井 祐之, 鎌田 幸男
TM-48	極超音速風胴用ペブル加熱器の予備実 験	1965年 2 月	
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年 2 月	

# ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用\*

河崎俊夫\*\*・谷 喬\*\*

## §1. ま え が き

当研究所の1 m×1 m 吹出式超音速風洞は空気源を加熱していないのでその最高マッハ数は4.0までである。一方、当所の極超音速風洞は現在建設中であり、わが国には他にも大型模型の力関係データを計測しうるマッハ数4以上の風洞がない現状である。しかも最近ロケットの性能向上にともないマッハ数5～6付近の実験の要求が増している。これに対する一つの手段として周知の超音速相似則を応用し、模型を変形して実験を行ないこれによってもとの模型の高いマッハ数におけるデータを推定することを試みた。結果として簡単な形態については全機模型試験にもこのような方法が利用しうる事が確かめられ、これによって風洞の最高マッハ数を高めたと同じ効果が得られた。

## §2. 解 析

超音速に限らず圧縮流体の相似法則を用いて風洞実験結果を整理することは広く行なわれているが、以下にはこれによって前記の風洞の最高マッハ数以上におけるロケット全機性能を推定した例について報告する。この場合の相似法則はいうまでもなく厚み比および迎角とマッハ数との間にある関係がなりたつような同種の形態をもつ物体まわりの流れが相似となるという法則であって、簡単な形態についての例は多くの教科書に記載されている<sup>1)</sup>。

本報告には相似則として最も簡単な線型化された超音速流に対するものを用いたが、よく知られているようにこの形は極超音速相似法則と結合した極超一超音速相似則と解釈することもできる。また、この相似則の表現法にもいろいろの方式があるが、われわれは風洞における模型試験に応用する目的で模型が長さ方向にのみ変形する場合を考察した。これは六分力計測に内挿式のスティングバランスを用いているので胴体の直径を同一に保つことが実用上便利だからである。

---

\* 昭和40年5月8日受付

\*\* 空気力学第二部

相似則そのものの導き方はよく知られていることであるから省略して以下には要点と結果のみ述べることにする。

いまマッハ数  $M$  の超音速一様流中に模型がおかれたとき、これによる擾乱速度ポテンシャル  $\phi$  に対する線型化された方程式は

$$(M^2-1)\phi_{xx}-\phi_{yy}-\phi_{zz}=0 \quad (1)$$

であたえられる。物体上の境界条件は模型の表面

$$F(x, y, z)=0 \quad (2)$$

上で

$$UF_x+\phi_yF_y+\phi_zF_z=0 \quad (3)$$

であたえられる。ここに  $U$  は一様流の流速である。

ここで  $a$  を常数として変換

$$\xi=ax, \eta=y, \zeta=z \quad (4)$$

を導入するとき (1) は

$$a^2(M^2-1)\phi_{\xi\xi}-\phi_{\eta\eta}-\phi_{\zeta\zeta}=0 \quad (5)$$

また、境界条件は

$$F(\xi/a, \eta, \zeta)=0 \quad (6)$$

上で

$$aUF_\xi+\phi_\eta F_\eta+\phi_\zeta F_\zeta=0 \quad (7)$$

となる。

問題 (5)~(7) は次のように解釈される。すなわち (5) において

$$a^2(M^2-1)=M'^2-1, \quad M'=\sqrt{a^2(M^2-1)+1} \quad (8)$$

となるような  $M'$  を考えると

$$(M'^2-1)\phi_{\xi\xi}-\phi_{\eta\eta}-\phi_{\zeta\zeta}=0 \quad (9)$$

と表わすことができるから、(5)~(7) の解はマッハ数  $M'$  の流れのなかにおかれた、もとの物体 (2) を  $x$  方向に  $a$  倍にのばした物体まわりの流れを表わすものと考えられる。もとの物体において代表的な長さを  $l$ 、厚さを  $t$  とすれば厚み比  $\tau$  を

$$\tau=t/l$$

であたえることができる。(5)~(7) 空間ではこの代表的な長さは  $l'=al$  となるが厚さは変わらないから厚み比  $\tau'$  は

$$\tau'=t/l'=t/al=\tau/a \quad (10)$$

となる。慣例によって

$$\beta=\sqrt{M^2-1}, \quad \beta'=\sqrt{M'^2-1}$$

とおけば (8) より

$$a\beta = \beta' \tag{11}$$

(10) と組み合わせて相似則として用いられる表現

$$\beta\tau = \beta'\tau' = k \tag{12}$$

が導かれる。ここに  $k$  は相似パラメータであり、この式は  $k$  の等しい流れの間に相似関係の成立することを示している。なお、極超音速流においては相似パラメータとして  $k' = M\tau$  が用いられるがこの表現は  $M$  の大きい値においては (12) と一致するから、(12) を超-極超音速領域を含めた相似則と解釈することができる。

また、物体が迎角をもつときは  $(\xi, \eta, \zeta)$  空間ではもとの迎角の  $1/a$  となり、圧力係数は  $1/a^2$  となることが知られる。実験値の比較はこの状態において行なわねばならないが、いま全機の実機について考えると次のように簡単な比較ができる。すなわち上記の変換によって模型の表面面積は  $a$  倍となり一方基準面積は胴体断面積にとれば不変である。したがってこの場合の全機の垂直力あるいは垂直力係数は圧力係数および表面積に比例するから  $(\xi, \eta, \zeta)$  空間では  $1/a$  となる。そしてこの量が迎角に比例するものとしてこれによる微分  $C_{Na}$  を考えるとこの量は不変に保たれることとなる。他方、ロケットの性能上特に重要な圧力中心位置については全長に対する比で表わすときは相似な流れの間で当然一致するはずである。

実際上の目的は低いマッハ数のデータから高いマッハ数のものを推定することであるから  $a$  の値としては 1 より小にとることとなる。変形された模型は実機より短縮されることとなるがもちろん  $a$  の値には制限がある。すなわち変形後の模型の厚み比  $\tau$  がある程度以上大きくなることは許されない。この範囲を明確に定めることはできないが、理論の基礎が小擾乱流を仮定している以上局所的にも模型表面傾斜の急なところを生ずるのは好ましくない。このような範囲を調べることが実は今回の実験目的の一つであった。

なお、相似法則は粘性を省略したポテンシャル流から導かれたものであるから、摩擦抗力や底面圧についてはこの関係は適用できない。また、衝撃波の強さの差なども考慮されないから抵抗の推定にはあまり適当ではないと思われる。垂直力等における非線型項についても同様のことが予想される。

### §3. 模型, 実験

実験は 2 種類の模型について行なわれた。第 1 の例は実機の全長・直径比  $L/D$  が比較的小さい機種であったが到達マッハ数が 5 以上を予想されたので縮尺比  $a$  を  $2/3$  にとることとした。模型の概形とこの場合の対応するマッハ数の関係を図 1, 2 に示す。図 2 において縮尺された模型のマ

マッハ数  $M'$  における実験結果が、もとの模型のマッハ数  $M$  におけるデータに相当することを示している。

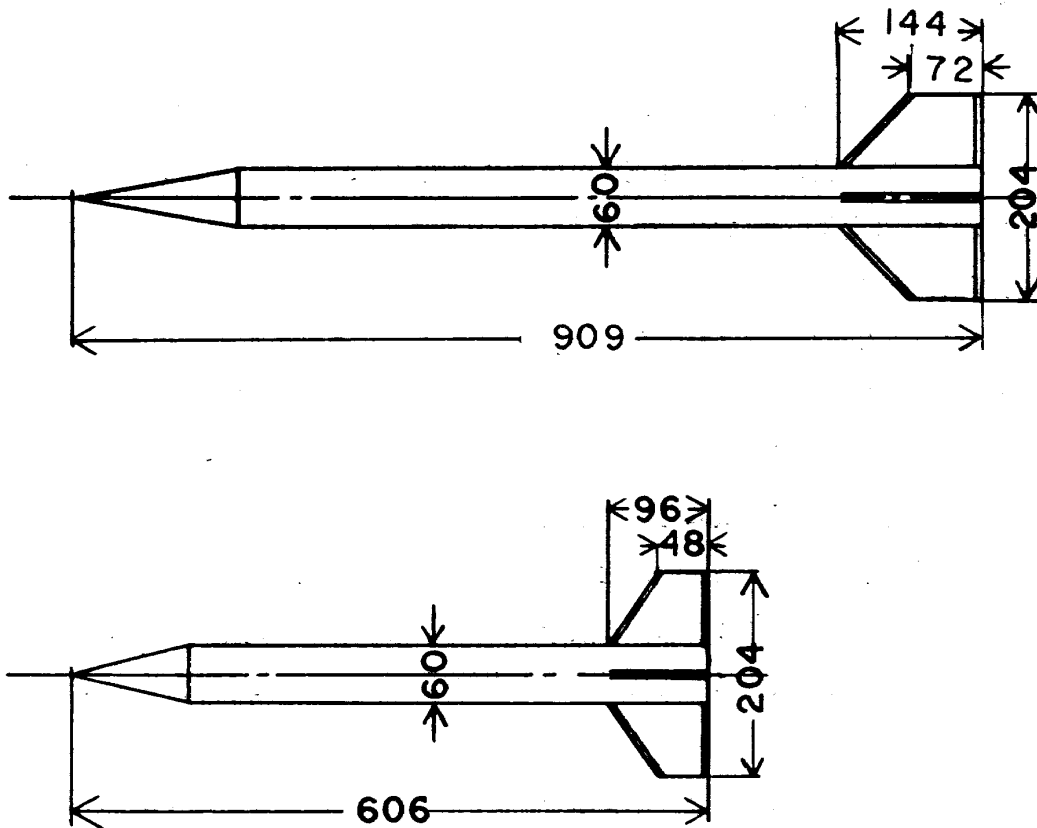


図 1

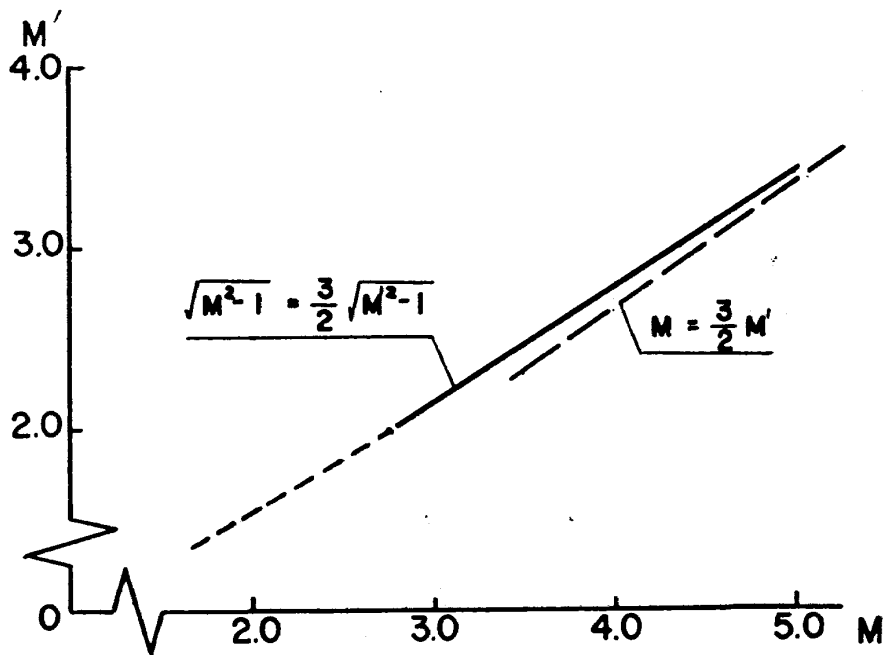


図 2

第2の例は逆に  $L/D$  のかなり大きい機種であったが要求マッハ数が5以下であったため  $a$  として  $3/4$  にとって縮尺を行なった。図3, 4に同様模型の概要とマッハ数の対応関係を示した。

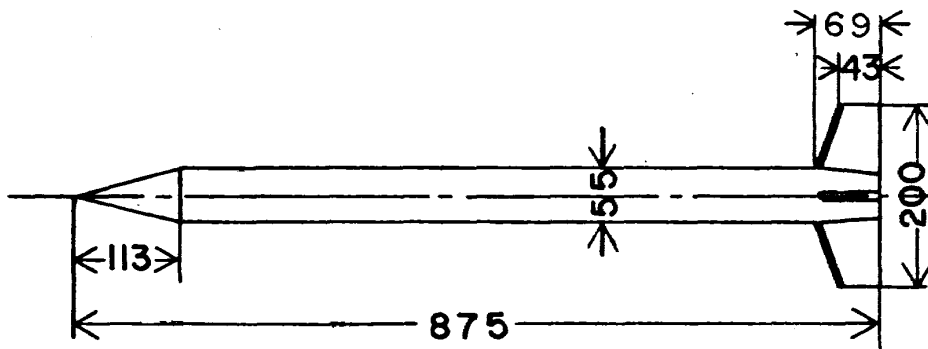
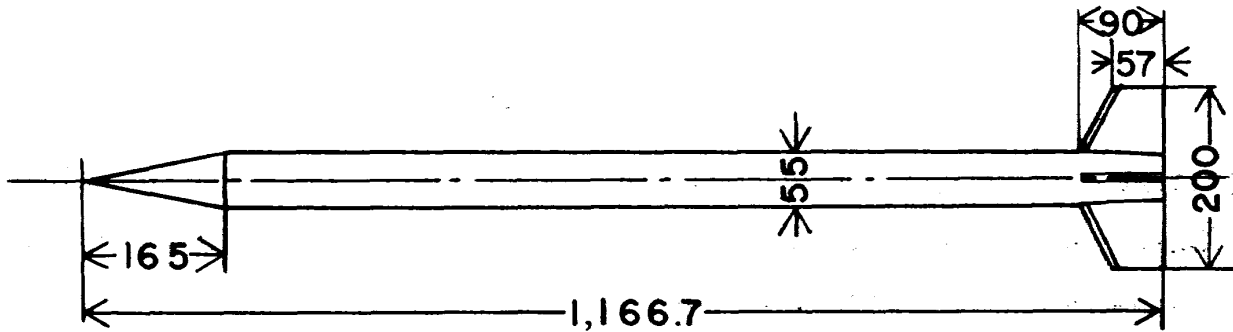


図 3

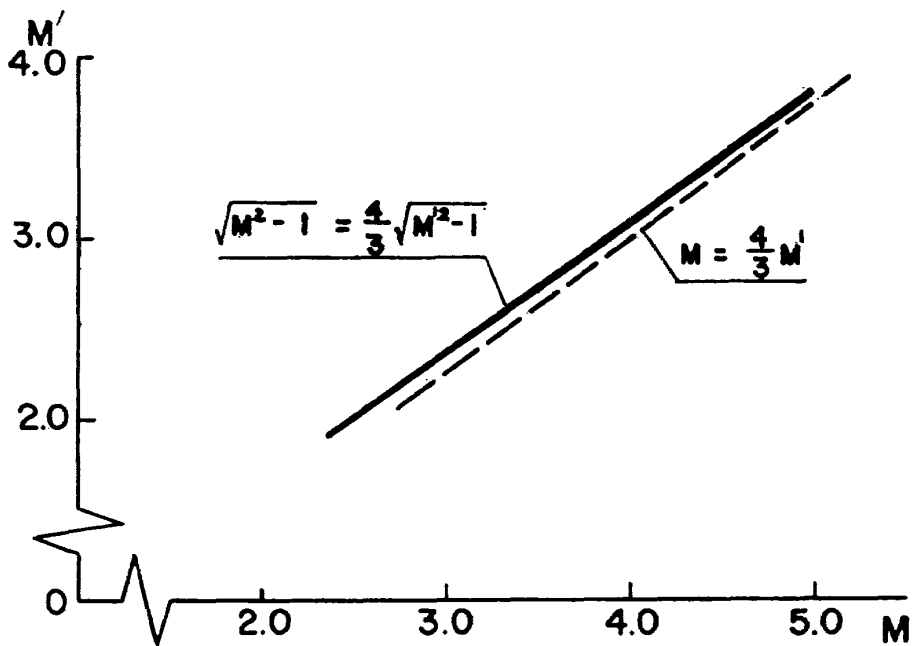


図 4

試験を行なったのは当研究所の吹出式超音速風洞であって、その概要は文献 2) に述べられている。また、実験の要領は文献 3) に準じて行なわれた。試験マッハ数範囲は 1.5~4.0、レイノルズ数は 1 m あたり  $2 \sim 4 \times 10^7$  程度である。

#### §4. 結 果

表 1 に第 1 例の基本模型および相似模型の実験マッハ数を示す。相似模型における  $M' = 2.75$  以下の実験はもとの模型のマッハ数 4 以下のデータに対応するものであるがこの方法のチェックのために行なったものである。その一例を図 5 に示す。

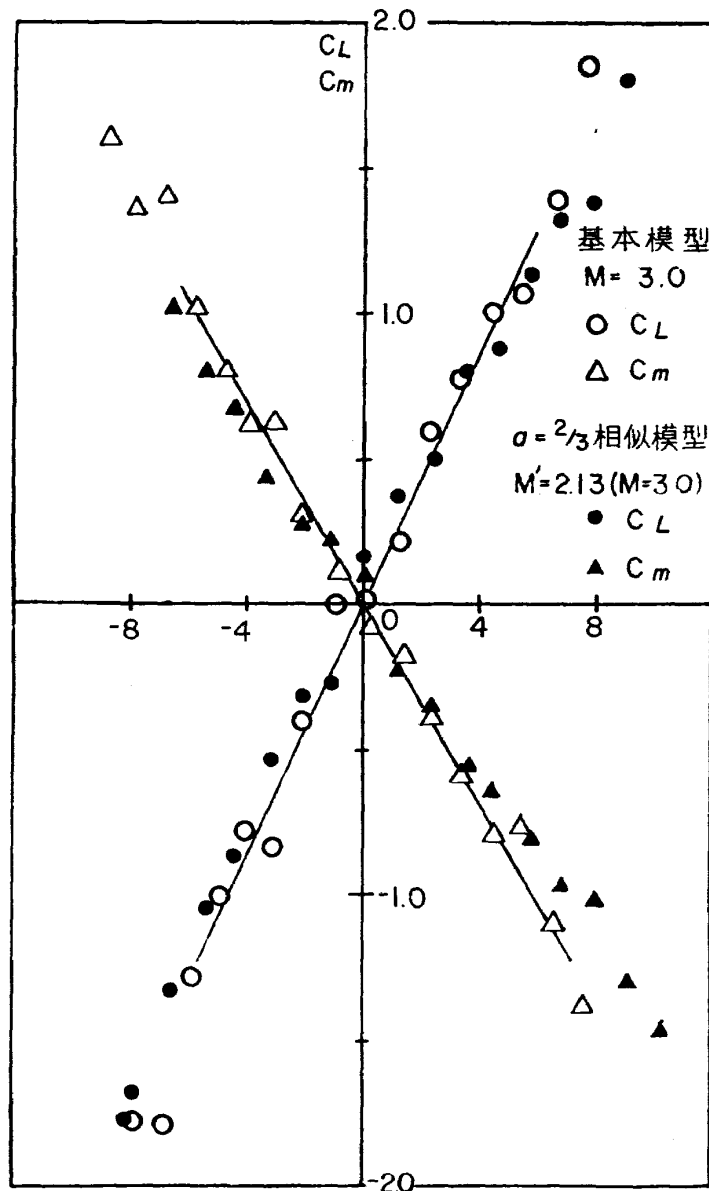


図 5



表 1

基本模型		$\sigma = 2/3$ 相似模型		
Run No.	$M$	Run No.	$M'$	$M$
1185	1.50	1357	2.04	2.85
1184	2.00	1371	2.13	3.0
1182	2.52	1352	2.48	3.6
1174	3.00	1353	2.61	3.75
1175	3.40	1374	2.79	4.0
1179	3.95	1376	2.96	4.3
		1418	3.01	4.4
		1420	3.19	4.7
		1378	3.36	4.95

これは相似模型の  $M'=2.13$  における  $C_L, C_m$  の値を迎角に対してとったものであってもとの模型の  $M=3$  の値に相当するものであり、それらも比較のため図示してある。実験点にかなりバラツキがみられるがほぼ同じ線上にあるものとみられる。図6は同じ実験例において圧力中心位置

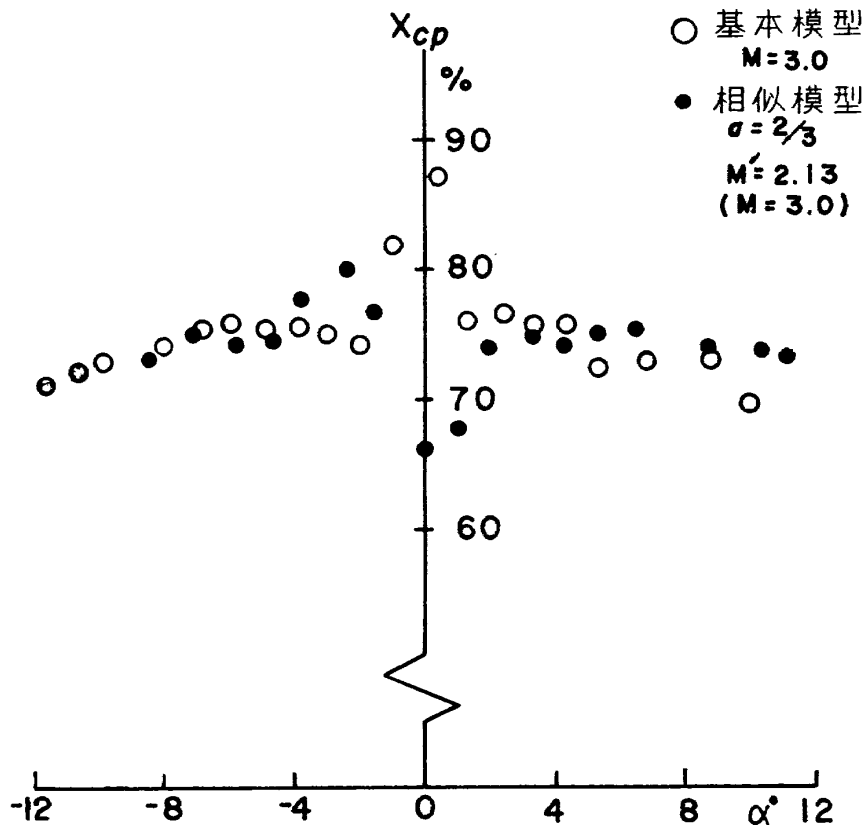


図 6

を示したもので、迎角0付近をのぞいてよい一致を示している。この値は天秤の二つの垂直力成分出力から直接計算したもので、出力の小さい迎角0付近で精度の下ることはやむをえない。これら

からみると変形された相似模型には局所的にかなり傾斜の急なところもあったが全機としてみればほぼ線型理論の適用範囲にあったものと判定できよう。

図7および図8は縮尺された相似模型の  $M'=3.36$  における実験結果であってこれはもとの模型が  $M=4.95$  における流れを相似しているものと考えられる。これはもちろん本風洞の最高マッハ数以上の値である。

図9はこのようにして求められた相似模型の垂直力係斜を実験マッハ数に対して示したもので図中の推定値は NACA Report 1307 の方法によったものである。図10はこの値をマッハ数を換算して、もとの模型に対する実験結果と同時に図示したものである。 $M=4$  以下で両者はほぼ同じ値を示すものとみられる。図11は同様圧力中心を示したもので  $M=4$  以下の一致はさらに良好であ

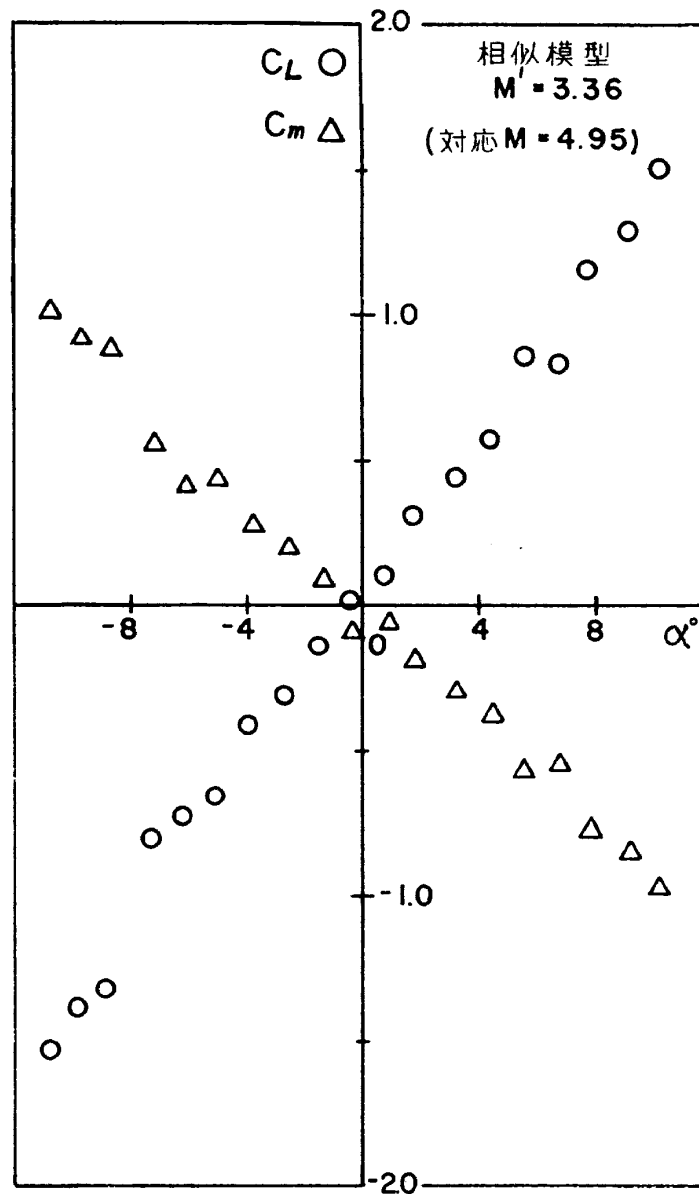


図 7

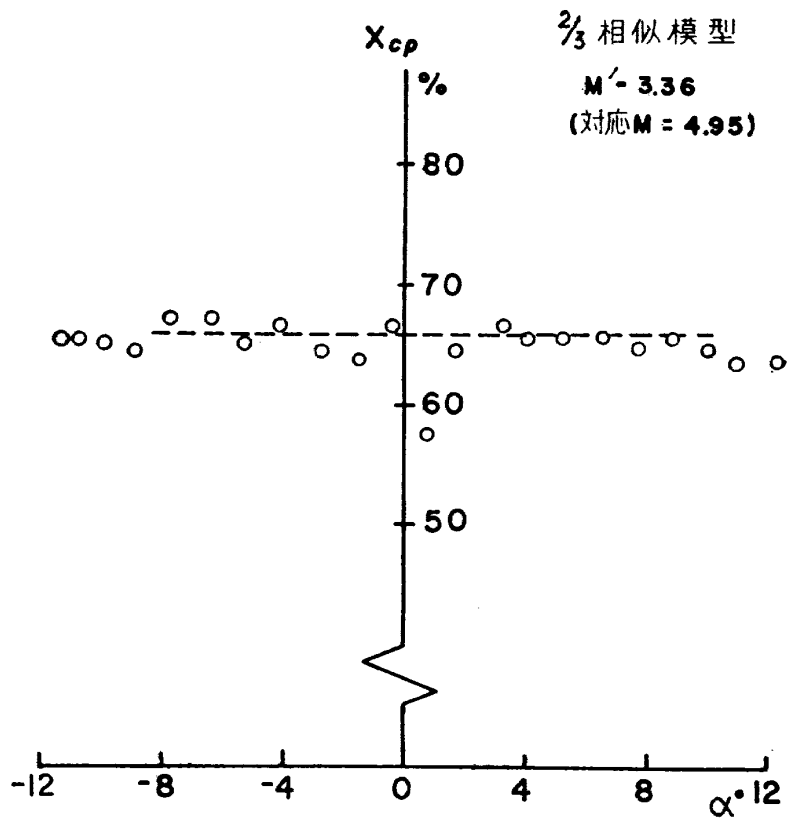


図 8

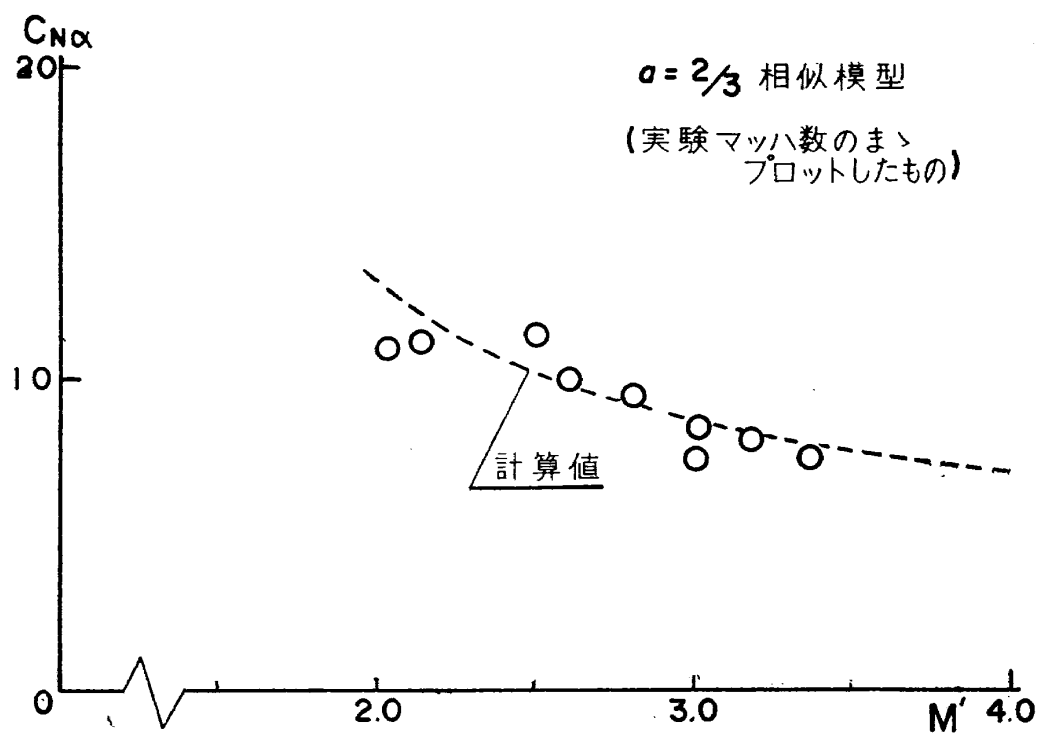


図 9

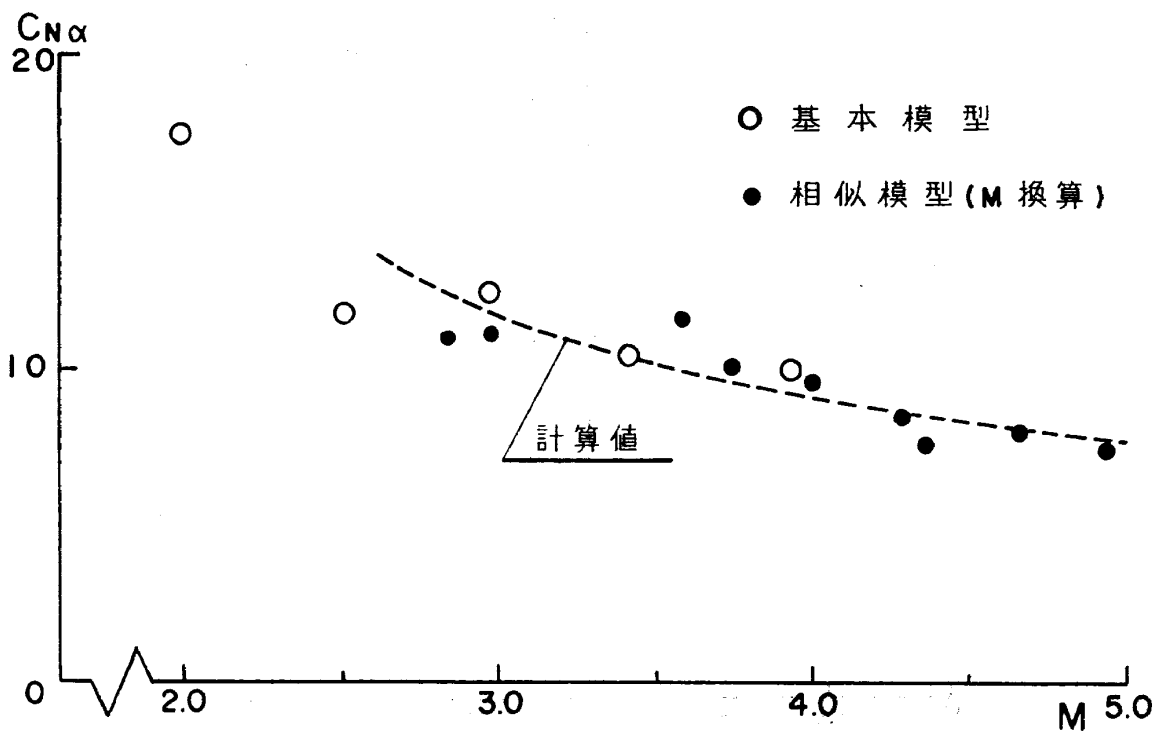


図 10

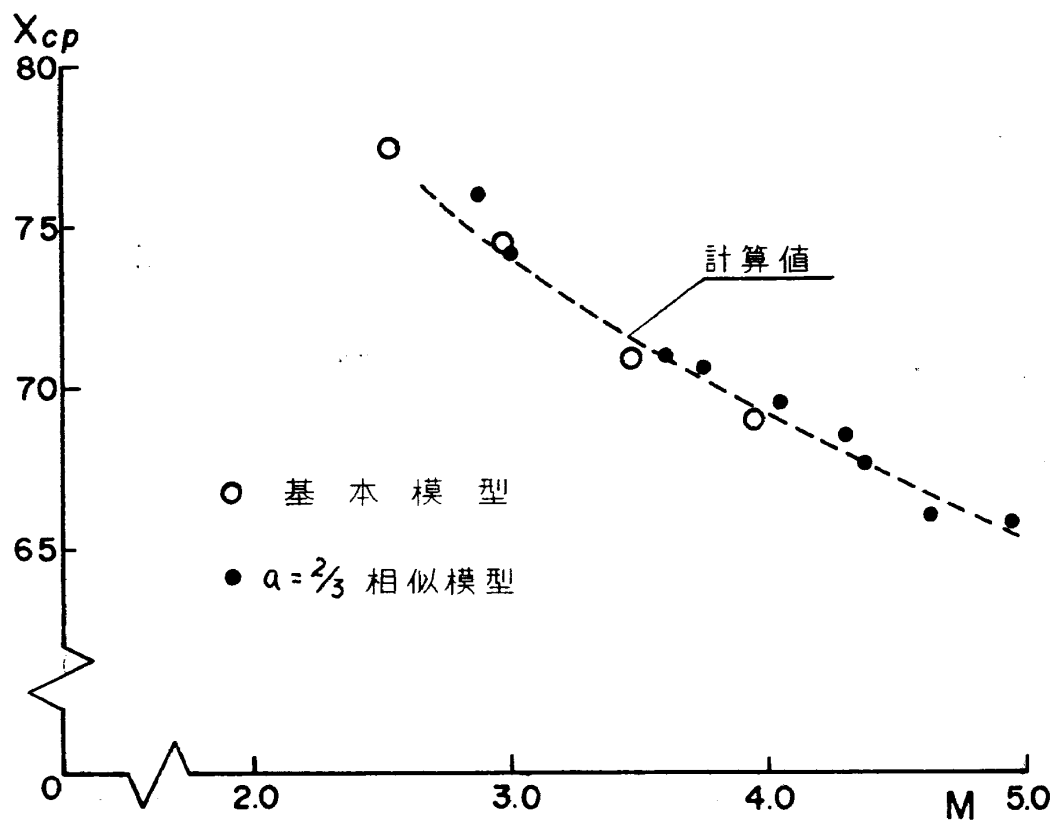


図 11

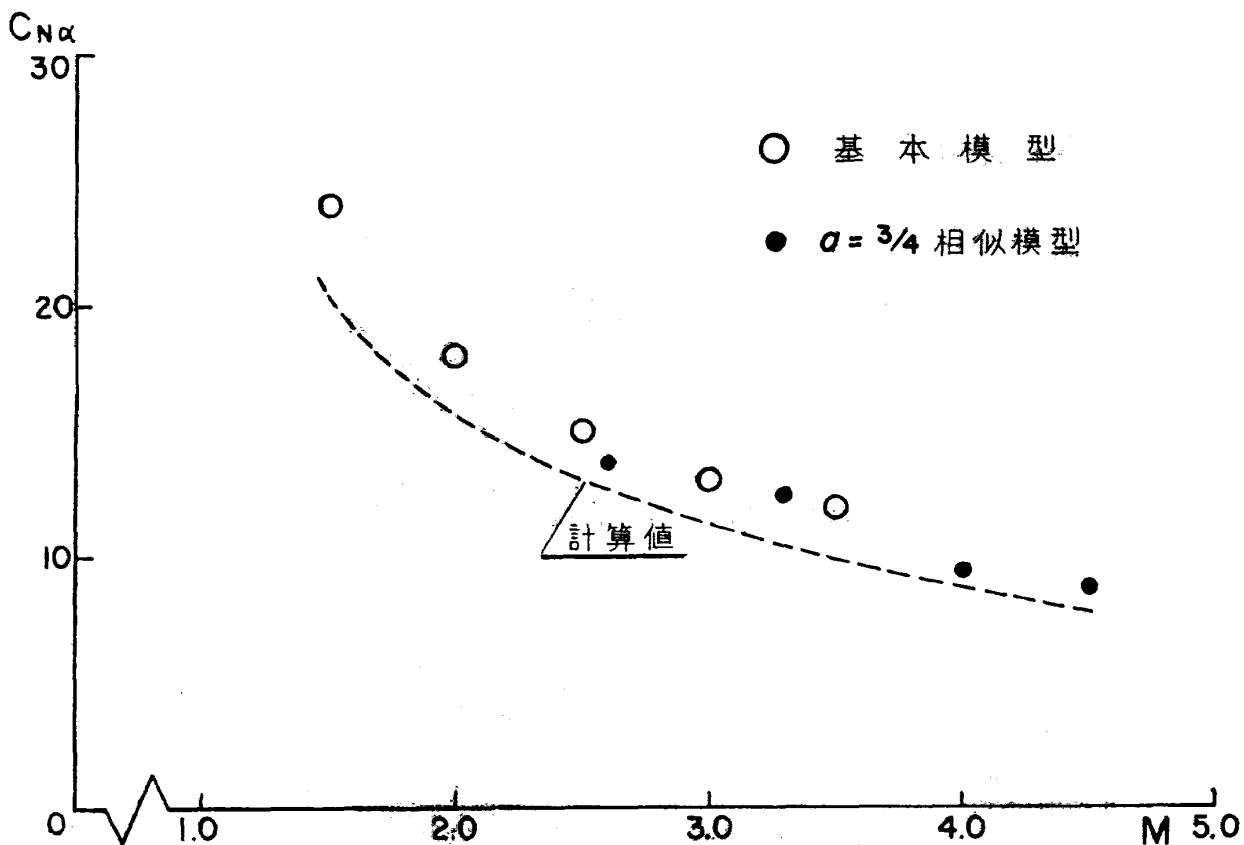


図 12

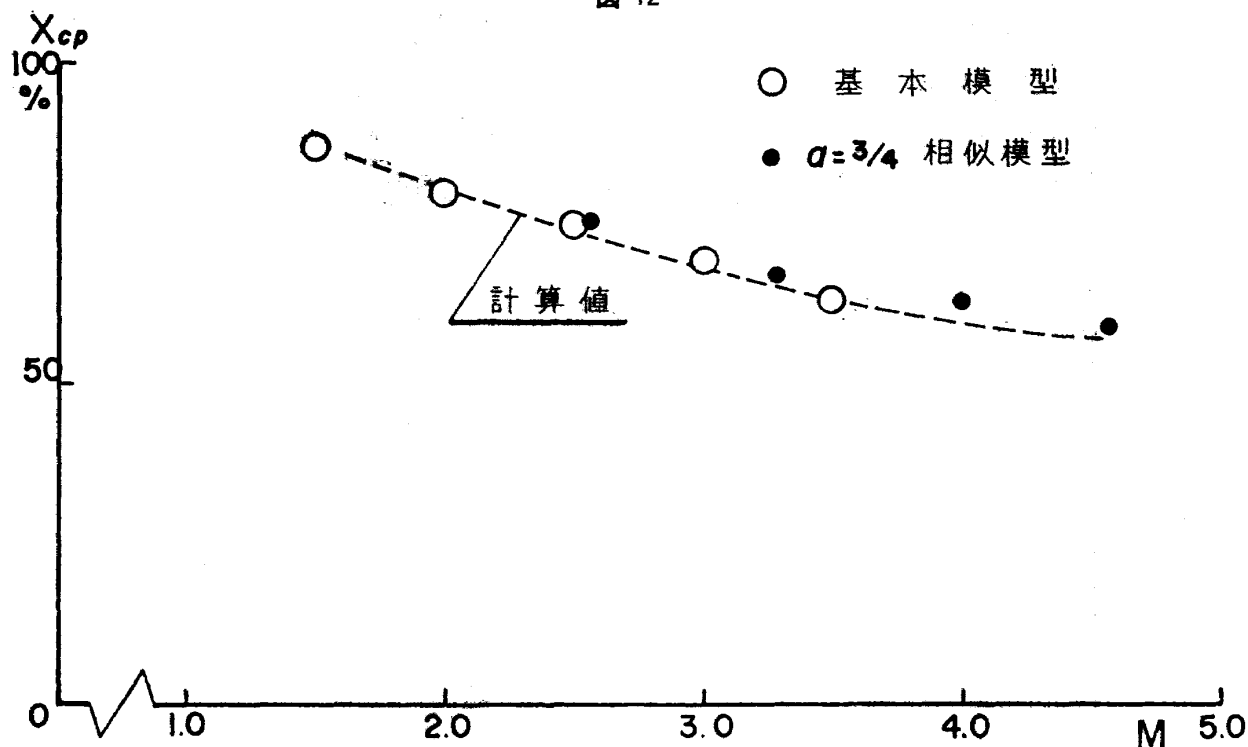
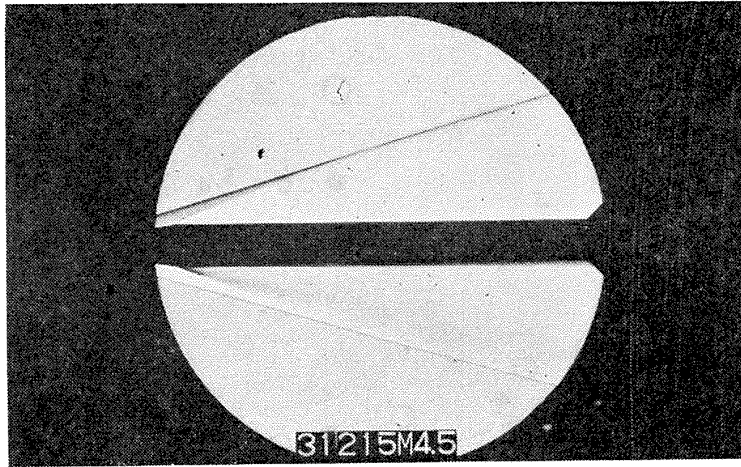


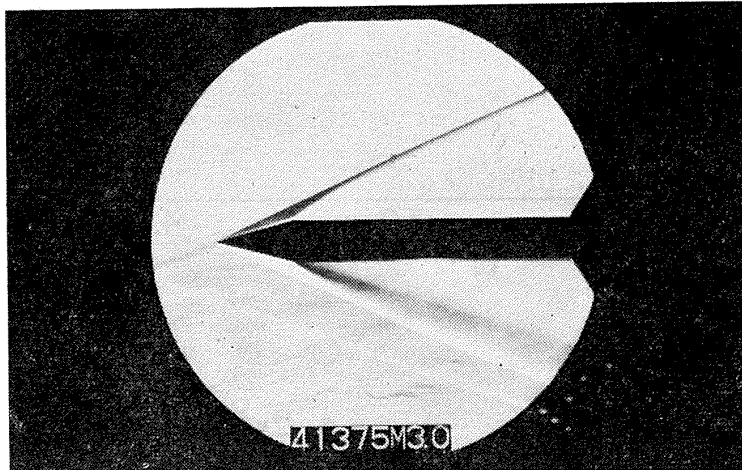
図 13

る。これによってこの機種の  $M=5$  における圧力中心が一応相定された。

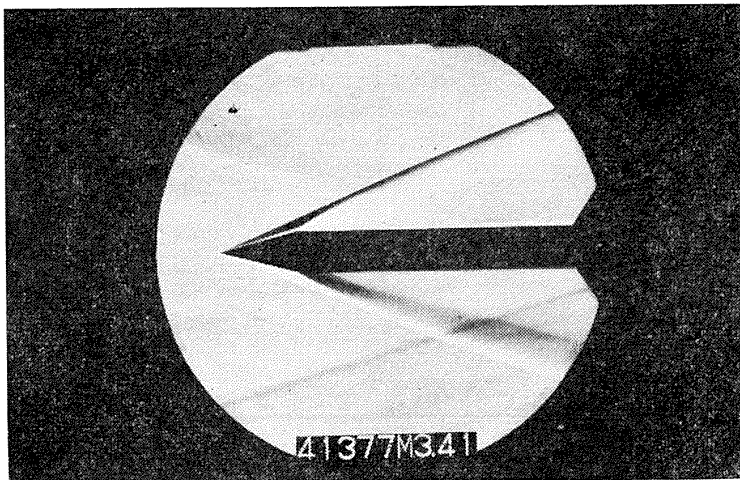
第2例に対する試験は表2に示す。最終的にまとめた結果は図12および図13である。この結果で見ると圧力中心は低マッハ数範囲でほぼ一致しているが垂直力は縮尺された相似模型の出力が若干



(a)  
基本模型  
 $M=4.3$



(b)  
 $a = \frac{2}{3}$ 相似模型  
 $M'=3.0$   
( $M=4.36$ )



(c)  
 $a = \frac{2}{3}$ 相似模型  
 $M'=3.41$   
( $M=5.0$ )

図 14

表 2

基 本 模 型		$a = \frac{1}{4}$ 相 似 模 型		
Run No.	$M$	Run No.	$M'$	$M$
1442	1.50	1620, 1632	2.03	2.6
1443	2.04	1621, 1633	2.53	3.3
1447	2.52	1622, 1634	3.03	3.95
1448	3.02	1624, 1635	3.55	4.65
1450	3.55			

低い値を示している。この原因として模型および測定の精度も関係していると思われるが、この例のように特に胴体部の長い模型では問題の相似則によらない胴体上面のはく離による垂直力の非線型成分が係数を求める際にもぎいているのではないかと思われる。今後このような機種についてさらに試験を行ないたいと思っている。

また、実験中シュリーレン写真の撮影が合わせて行なわれたのでその若干の例を図14に示す。写真は第1の機種に対するもので(a)はもとの形態の  $M \approx 4.3$  における流れの状況である。この状態は風洞の限界とされている  $M=4$  を越えていて流れは不安定であり力の計測はできなかった。(b)は変形された相似模型の  $M'=3.0$  の試験であってもとの模型の  $M=4.36$  に対応するものであるからほぼ(a)に対応するものである。この流れの状況を長さ方向にのみよれば大体(a)と一致することになる。(c)は  $M'=3.41$  の流れであってもとの模型の  $M=5$  におけるデータをあたえるものである。

## §5. む す び

以上超音速相似則に関してわれわれの行なったごく簡単な形状の2例のロケット模型についての結果を述べ高マッハ数における性能推定の可能性を示したものである。結論として実験に用いた機種ではほぼ予想された結果が得られ、風洞の最高マッハ数を増大したと同様の効果が得られたものと思う。このような簡単な形態についてはこれらは線型理論による計算によっても推定あるいは外挿しうる程度の結果であるが、われわれの目的は実際の大型風洞試験においてこの法則の適用範囲を検討しながら将来数値計算の困難な形態に拡張しようというところにあった。これについては今後さらに広い範囲の実験を行ないたいと思っている。

なお、この方法を用いる場合の一つの利点として吹出式超音速風洞に特有の起動、停止時の衝撃的荷重いわゆるスターティングロード、ストップロードが軽減されることがあげられる。これらは実験計測中の負荷の数倍にも達し、このため天秤容量の増大を必要とするが、これは測定精度の低下をきたすものである。この荷重はほとんど模型の側面積によって決まるものであるが、一

方、内挿式天秤は直径が決まってをり模型を細くすることができない。上記の方法で模型の直径を変えずに長さを短くすることができればこの荷重を減ずることができ、しかも模型重量を減じて実験中の振動によるノイズにもよい結果をあたえるようである。

終わりに本実験は空気力学第二部高木廣治室長はじめ吹出式超音速風洞制御研究室および計測研究室全員の協力によったものであることを付記します。

## 文 献

- 1) たとえば H. W. Liepmann & A. Roshko; Elements of Gasdynamics, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1956.
- 2) 航空技術研究所空気力学第二部: 1 m×1 m 吹出式超音速風洞の計画と構造, 航技研報告, TR-29 (昭和37)
- 3) 高木廣治, 谷 喬, 齊藤秀夫, 新井 忠: 1 m×1 m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型Bの三分力試験, 航技研資料 TM-20 (昭和38)
- 4) W. C. Pitt, J. N. Nielsen and G. E. Kattari: Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Supersonic Speeds, NACA Report 1307 (1957)



<p> I. 河崎俊夫  谷 喬  II. NAL TM-55  III. 533.6.013 </p>	<p> NAL TM-55  航空宇宙技術研究所  ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用 </p> <p> 1965年5月  14ページ </p>	<p> I. 河崎俊夫  谷 喬  II. NAL TM-55  III. 533.6.013 </p>	<p> 超音速相似法則を応用し模型を変形して低いマッハ数で行なった実験データからもとの模型の高いマッハ数における性能を推定する方法を試みた。これによって当研究所の1m×1m吹出式超音速風洞の最高マッハ数4以上におけるロケットの空力性能が求められた。 </p>	<p> 超音速相似法則を応用し模型を変形して低いマッハ数で行なった実験データからもとの模型の高いマッハ数における性能を推定する方法を試みた。これによって当研究所の1m×1m吹出式超音速風洞の最高マッハ数4以上におけるロケットの空力性能が求められた。 </p>	<p> 超音速相似法則を応用し模型を変形して低いマッハ数で行なった実験データからもとの模型の高いマッハ数における性能を推定する方法を試みた。これによって当研究所の1m×1m吹出式超音速風洞の最高マッハ数4以上におけるロケットの空力性能が求められた。 </p>
<p> I. 河崎俊夫  谷 喬  II. NAL TM-55  III. 533.6.013 </p>	<p> NAL TM-55  航空宇宙技術研究所  ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用 </p> <p> 1965年5月  14ページ </p>	<p> I. 河崎俊夫  谷 喬  II. NAL TM-55  III. 533.6.013 </p>	<p> 超音速相似法則を応用し模型を変形して低いマッハ数で行なった実験データからもとの模型の高いマッハ数における性能を推定する方法を試みた。これによって当研究所の1m×1m吹出式超音速風洞の最高マッハ数4以上におけるロケットの空力性能が求められた。 </p>	<p> 超音速相似法則を応用し模型を変形して低いマッハ数で行なった実験データからもとの模型の高いマッハ数における性能を推定する方法を試みた。これによって当研究所の1m×1m吹出式超音速風洞の最高マッハ数4以上におけるロケットの空力性能が求められた。 </p>	<p> 超音速相似法則を応用し模型を変形して低いマッハ数で行なった実験データからもとの模型の高いマッハ数における性能を推定する方法を試みた。これによって当研究所の1m×1m吹出式超音速風洞の最高マッハ数4以上におけるロケットの空力性能が求められた。 </p>

TM-50	LS-A型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	中井暎一, 塙武敏 泉日出夫
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	谷原亘利, 高島一明 板垣芳雄, 近藤洋史
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治 坂元思無邪, 光山敏
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	

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55号

昭和40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(0422)(4)9171(代表)
印刷所	奥村印刷株式会社 東京都千代田区西神田1~10

---