

UDC 533. 6. 013  
533. 6. 011. 5

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-134

## AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の 超音速風洞試験

斉藤秀夫・石原久蔵・原 亘利  
野田順一・関根英夫

1968年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷 光 榮, 畑 山 茂 樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (I)	1966年9月	犬 丸 矩 夫, 岡部祐二郎 北 村 清 美, 川 幡 長 勝 木 村 友 昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川 井 忠 彦, 泉 日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸 川 隼 人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近 藤 博, 養 田 光 弘 山 崎 紀 雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備 (I) 一台上運転設備一	1966年10月	大 山 耕 一, 吉 田 晃 昇 中 山 晋, 菅 原 晃 五 味 光 男
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武 内 澄 夫, 宮 地 敏 雄 星 谷 昌 二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武 内 澄 夫, 宮 地 敏 雄 星 谷 昌 二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2025-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐 野 政 明, 菰 岡 一 洋
TM-97	高マッハ数風洞について (II)	1967年1月	吉 永 崇, 井 上 建 二 広 田 正 行, 楯 篤 志
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野 村 茂 昭, 相 原 康 彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大 月 正 男, 鈴 木 孝 雄 田 畑 浄 治, 門 居 繁 治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近 藤 博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望 月 昌, 斎 藤 信 弥 五 代 富 文, 伊 藤 克 弥 湯 沢 克 宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	塙 武 敏, 築 地 恒 夫 越 出 慎 一, 林 洋 一
TM-103	給合梁の振動について	1967年3月	築 地 恒 夫, 林 洋 一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中 井 暎 一, 森 田 甫 之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関 口 清 子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年5月	高 島 一 明, 榊 原 盛 三 原 亘 利, 北 出 大 三 金 成 正 好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)	1967年6月	犬 丸 矩 夫, 岡部祐二郎 北 村 清 美, 川 幡 長 勝 高 橋 友 昭
TM-103	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長 洲 秀 夫, 柳 沢 三 憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸 川 隼 人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロットッドフラップの実験的研究 (I)	1967年8月	犬 丸 矩 夫, 北 村 清 美 川 幡 長 勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西 村 博 史
TM-112	極超音速風洞用ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋 爪 宏, 橋 本 登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備 (II)	1967年9月	森 田 光 男, 岩 部 柱 相 関 根 静 雄, 武 田 克 己
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤 井 昭 一, 松 木 正 勝 五 味 光 男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究 (I)	1967年9月	大 塚 貞 吉, 鈴 木 邦 男 田 丸 卓, 乙 幡 安 雄

# AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の超音速風洞試験\*

斉藤 秀夫\*\*・石原 久蔵\*\*・原 亘利\*\*

野田 順一\*\*・関根 英夫\*\*

高マッハ数用の標準模型 AGARD HB-1, HB-2 について行なった三分力試験の結果について述べる。HB-2 模型は HB-1 模型に比べ、 $C_N$  については遥かに大きな垂直力が働き、 $C_m$  においてはマッハ数の増加とともに縦の安定は一層増加している。このことはフレアの効果を良く示している。垂直力傾斜・圧力中心の位置・最小軸力係数は発表されている他風洞の値<sup>3)</sup>と実用上差しつかえない範囲で一致している。

## 1. 結 言

航空宇宙技術研究所の1 m×1 m 吹出式超音速風洞の検定としては、さきに AGARD 標準模型 A および B の三分力試験が行なわれ、すでに発表されている<sup>1)</sup>。今回は同プログラムの延長として極超音速につながる高マッハ数用の標準模型 AGARD HB-1, HB-2 について行なった三分力試験の結果を報告する。

## 2. 記 号

$C_A$ : 軸力係数	
$C_{AB}$ : 底面軸力係数	
$C_{AT}$ : 全軸力係数	
$C_m$ : 縦揺れモーメント係数	
$C_N$ : 垂直力係数	
$C_{N\alpha}$ : 垂直力傾斜 $(\partial C_N / \partial \alpha)_{\alpha=0}$	[1/度]
$D$ : スティング直径	[mm]
$d$ : 胴体直径	[mm]
$L$ : 模型背後のスティング平行部長さ	[mm]
$l$ : 胴体長	[mm]
$M$ : 一様流のマッハ数	
$p_B$ : 底面圧力	[kg/cm <sup>2</sup> ]
$p_C$ : 天秤室圧力	[kg/cm <sup>2</sup> ]
$p_s$ : 一般流の静圧	[kg/cm <sup>2</sup> ]

$p_0$ : 集合胴圧力	[kg/cm <sup>2</sup> a]
$q$ : 一般流の動圧	[kg/cm <sup>2</sup> ]
$R$ : レイノルズ数 (胴体直径基準)	
$x_{cp}/l$ : 圧力中心 (胴体長で表わす)	
$\alpha$ : 迎え角	[度]
軸系 : 機体軸	

## 3. 風洞, 模型および計測装置

風洞 :

試験は航空宇宙技術研究所 1 m×1 m 吹出式超音速風洞において行なった。風洞については文献<sup>4)</sup>に述べられている。

模型 :

HB-1, HB-2 模型は高マッハ数領域の標準模型として近年 AGARD において制定されたものである<sup>3)</sup>。従来の遷一超音速用標準模型 AGARD A, B がいずれも先端が尖り、翼のある小型のミサイルまたは飛行機に近い形態であったのに比して、HB-1, HB-2 模型は共に頭部は鈍く、また翼を欠き、大型ロケットの最終段あるいは再突入物体に近い形を持っている。これはこのような超高速飛しょう体に対する風洞試験の要求が増すとともにこれに適した高マッハ数風洞の検定が必要となってきたためであろう。この模型に対し、最近各国の試験結果が発表されつつあり、すでに当所衝撃波風洞においても測定が行なわれている<sup>5)</sup>。われわれの吹出式超音速風洞のマッハ数領域はこのような試験

\* 昭和43年4月26日受付

\*\* 空気力学第二部

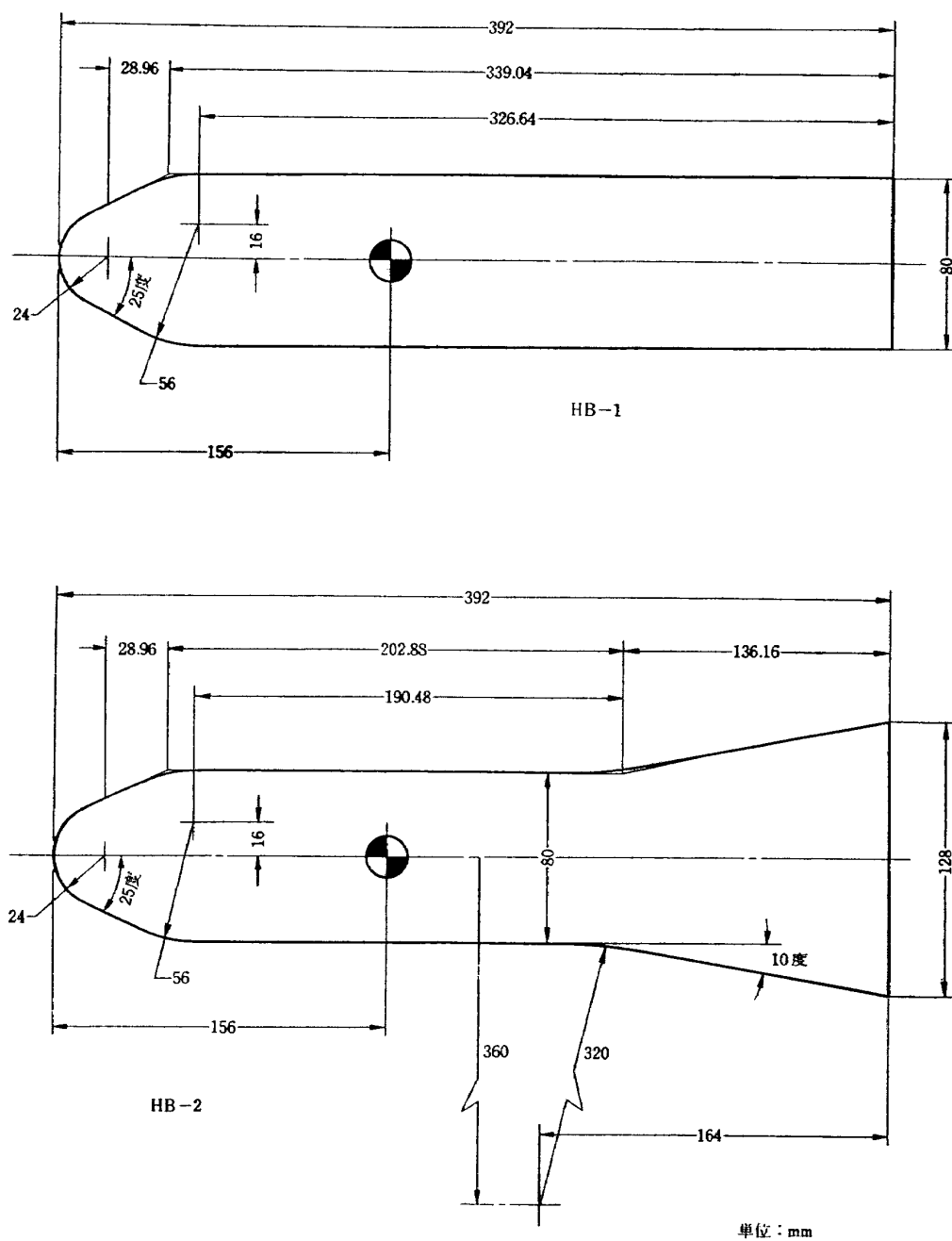


图 1 模型寸法

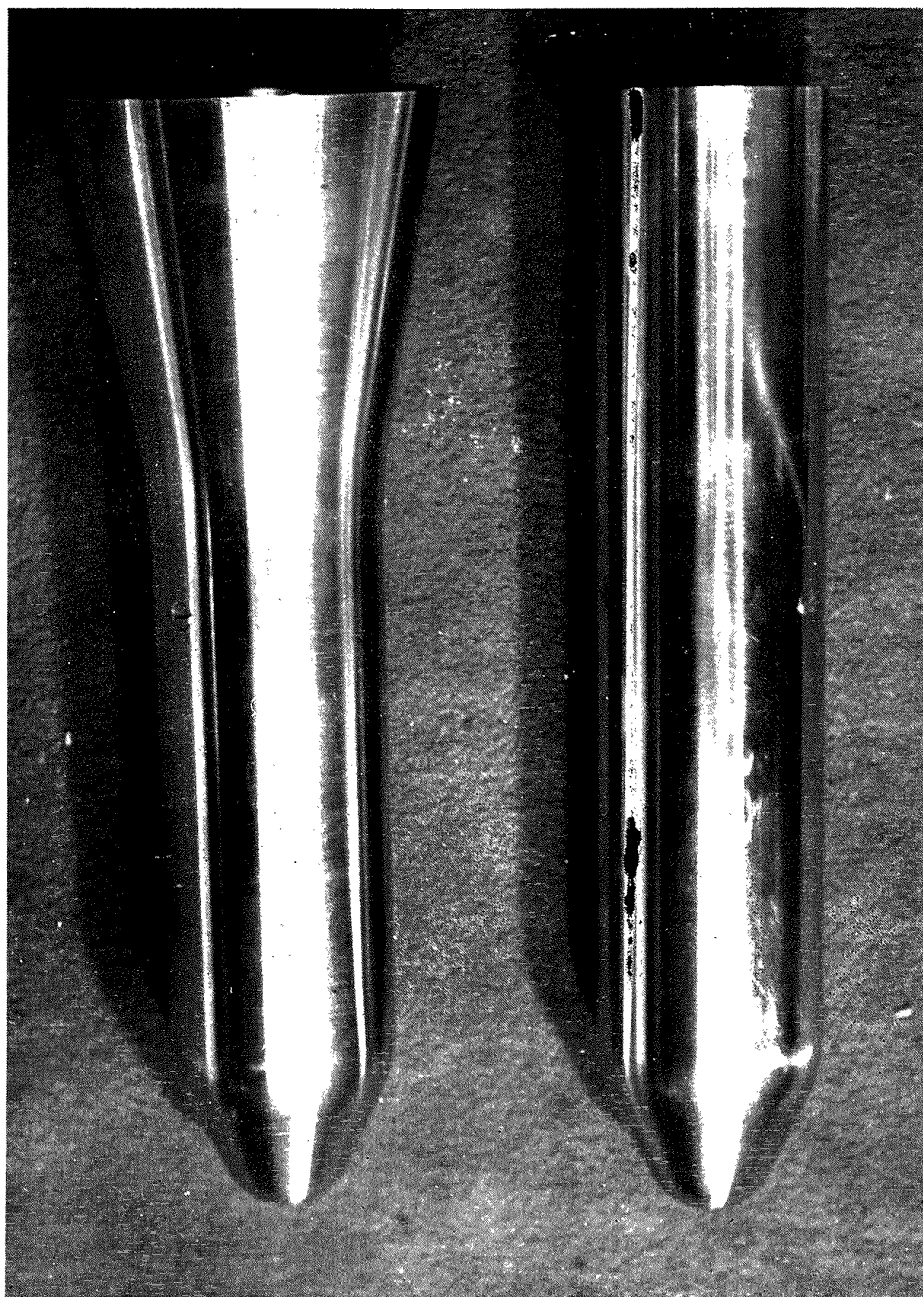


図 2 模 型 写 真

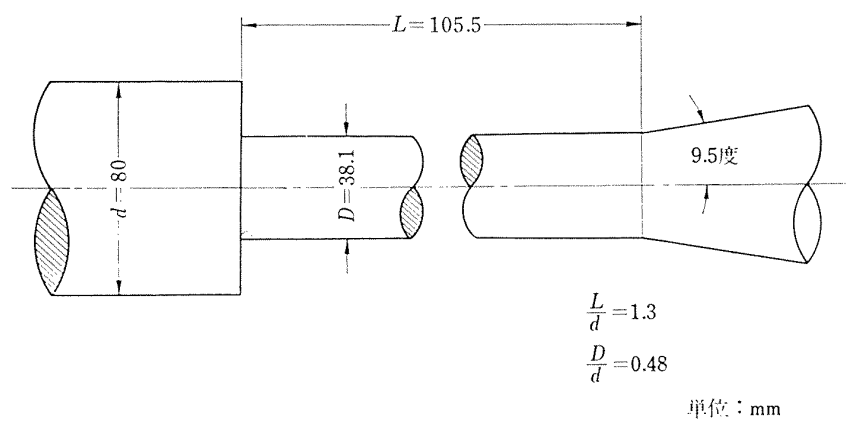


図 3 模型底面とスティングの関係

に対しては低すぎるうらみはあるが、鈍頭物体の試験に対する要求が次第に増しているの、われわれのデータを極超音速領域における試験結果とつなぐ必要上から今回の試験が計画された。

使用した HB-1, HB-2 両模型の形状寸法を図 1 に、その写真を図 2 に示す。図からわかるように HB-1, HB-2 は、ともに軸対称で、頭部は鈍い円錐、胴体は円柱からなり、HB-2 はその円柱後部にフレアをもっている。両模型とも各接続部は丸みをもっている。模型製作に当っては、模型を直接天秤に取りつけずに内筒を天秤に固定し、その上に模型を取りつけるようにして天秤とりつけピン 4 本が直接模型の表面に出るのを防いでいる。したがって、従来同風洞で使った模型に比べて、ピン孔は半分になり胴体表面を滑らかにすることができた。

底面圧  $p_B$  は、模型後端のスティング上に取りつけられた管によって変換器に導かれており、また模型内部の天秤室圧力  $p_c$  を測定できるように模型内部の天秤の前方より模型のなかを通して模型後端まで 1 mm I. D. の銅パイプが導かれている。模型の材料はステンレス鋼 (SUS-27) を使用した。

模型とスティングとの関係寸法は図 3 に示したとおりで、底面圧力に影響をおよぼさないと考えられている標準寸法<sup>3)</sup>  $L=3.0d$ ,  $D=0.3d$  とはかなり相異して

いる。これは起動時の過負荷に対する強度上の制約によるものであるが、底面圧  $p_B$  は別に計測して補正しており、また、模型表面上の境界層には影響ないとみられるから本質的には問題とならないと考えられる。なお天秤室圧力  $p_c$  による補正も底面圧にふくめて行なっている。

計測装置：

使用した天秤は、米国 TASK 社製の 1.50MK XVA インターナル・ストレーンゲージバランスでその容量は次のとおりである。

第 1, 第 2 垂直力 各 450kg

第 1, 第 2 横力 各 450kg

軸力 67.5kg

底面圧力および模型内部の圧力は別に計測している。

#### 4. 実 験

実験の設定マッハ数は 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0 の 6 種類で、迎角は  $-4^\circ \sim +14^\circ$  の範囲で毎秒 2 度の速度で連続的に変化させた。また、底面圧力は迎角零度で測定した。レイノルズ数は模型中央部の胴体直径を基準にとり、境界層はすべて自然遷移のままで実験を行なった。 $C_N$ ,  $C_m$ ,  $C_A$  の算出には基準面積として胴体中央部断面積を、基準長は胴体中央部直径を、基準点には胴体尖端から 156 mm の点を使用した。

試験の一覧表を表 1 に示す。

表 1 HB-1, HB-2 試験一覧表

ラン No	M	$p_0$ kg/cm <sup>2</sup> a	$q$ kg/cm <sup>2</sup>	$R \times 10^{-6}$	$C_{Na}$ 1/度	$C_{AB}$	$x_{cp}/l$	備 考
2738	1.52	1.581	0.671	1.97	0.0475	-0.136	0.216	HB-1
2737	1.99	2.190	0.790	2.30	0.045	-0.099	0.184	"
2734	2.49	3.029	0.783	2.52	0.050	-0.063	0.235	"
2735	2.97	4.954	0.872	3.37	0.051	-0.057	0.265	"
2736	3.55	8.000	0.863	3.90	0.056	-0.039	0.287	"
2997	1.53	1.800	0.770	2.22	0.079	-0.349	0.458	HB-2
2740	1.98	2.156	0.780	2.27	0.078	-0.329	0.439	"
2998	2.58	3.190	0.764	2.69	0.083	-0.208	0.466	"
2742	2.96	4.989	0.884	3.23	0.0845	-0.174	0.474	"
2743	3.45	7.958	0.933	4.10	0.083	-0.136	0.482	"
2958	3.99	12.50	0.922	4.66	0.047	+0.016	0.296	HB-1
2959	3.99	12.50	0.922	4.66	0.079	-0.043	0.527	HB-2

## 5. 結果の検討

図4(a), (b)にマッハ数1.5~4.0におけるHB-1, HB-2模型の迎角による各 $C_N$ の変化を示す。各マッハ数を通じてHB-2模型はHB-1模型に比べ迎角の増加に対する垂直力は遥かに大きい。この差がフレアによる垂直力の増加分と考えられる。

次に図5(a), (b)に迎角によるHB-1, HB-2模型の $C_m$ の変化を示す。HB-1模型についての $C_m$ は、マッハ数1.5で迎角の増加とともに $C_m$ は不安定側で増加するが、迎角 $12^\circ$ 付近から逆転し始める。これは胴体上面の境界層はく離によるものと思われる。この逆転点はマッハ数の増加とともに迎角 $10^\circ, 8^\circ$ 付近と変化している。HB-2模型については、各マッハ数を通じて $C_m$ は安定側にある。これはフレアの揚力が迎角の増加とともに増し頭下げのモーメントを生ずるため、マッハ数の増加とともに縦の安定は一層増加する傾向を示している。

垂直力傾斜：

垂直力傾斜をマッハ数に対してプロットしたのが図6である。他の風洞の実験値<sup>3)</sup>と比較するとHB-1模型は傾向は合致しているがマッハ数2.0, 3.5においてばらつきが見られる。HB-2模型はマッハ数2.0で若干低めの値を示しているが、他は非常に良い一致を示した。比較に用いたAEDC VKFの値は、本風洞と比較的レイノルズ数の近いものを採用しているが、必ずしも一致していないので、図の下に示してある。文献<sup>3)</sup>によればレイノルズ数の効果は、これより低い $1.0 \times 10^{-6}$ 以下の範囲でかなり顕著であるが、本風洞と現在の天秤ではこのような範囲は実験できないので、その比較はできなかった。

圧力中心の位置：

迎角の小さい範囲において胴体尖端からはかった圧力中心の位置 $x_{cp}$ を、胴体実長を基準にしてマッハ数に対してプロットしたものを図7に示す。他の風洞の実験値<sup>3)</sup>と比較してHB-1模型については、マッハ数1.5をのぞきやや前方に出ているがほぼ同じような傾向を示している。HB-2の圧力中心は基準点の後方でマッハ数の増加とともに後退する傾向を示し、この場合も他の風洞の実験値<sup>3)</sup>よりわずかに前方に位置している。

最小軸力係数：

無揚力時における軸力の測定結果を図8に示す。この値は底面抵抗 $C_{AB}$ を含んだ値 $C_{AT}$ であって、その値はレイノルズ数およびスティングの形状に大きく支配されるので、これらの異なる他風洞の値<sup>3)</sup>と直接比

較するには適しない。

図9に底面軸力係数値を除いた $C_d$  (Forebody drag coefficient) の値を示し他風洞の値<sup>3)</sup>と比較した。この結果でみると、われわれのはかったHB-2模型の高マッハ数時の値が幾分低い以外は、ほぼよい一致を示している。また、マッハ数が増すとともに、ニュートン理論<sup>6)</sup>を用いて計算した $C_d$ の値に近づくものとみられる。その値を図9に書きこんである。

## 6. むすび

この試験の結果を総括したものを次に示す。

1. 各マッハ数を通じて、HB-2模型にはHB-1模型に比べ遥かに大きな垂直力が働きフレアの効果を示している。

2. 縦揺れモーメントについては、HB-1模型ではある迎角付近から胴体上面の境界層はく離のため逆転し始める。HB-2模型については、マッハ数の増加とともに縦の安定は増加する。

3. 垂直力傾斜は、両模型ともマッハ数2.5くらいまで増加するが、それ以後は減少する。

4. 圧力中心の位置は、HB-1, HB-2両模型ともマッハ数の増加とともに後退する傾向を示す。

5. 最小軸力係数は、HB-2模型についてはマッハ数の増加とともに減少する傾向を示したが、HB-1模型についてはほとんど一定の値を示した。

これらの結果は、発表されている他風洞の値<sup>3)</sup>と実用上差しつかえない範囲で一致している。

このことは、鈍頭物体の試験においても本風洞により実用上十分な結果がえられることを示している。

図10にシュリーレン写真を示す。

終りに、この試験を行なうについていろいろご指導をいただいた谷室長を始め試験にご協力を願った方々に深い感謝の意を表する次第です。

## 文 献

- 1) 高木 齊藤, 石原; AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験, 航技研資料TM-38(1964).
- 2) 高木, 谷, 齊藤, 新井; 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(1963).
- 3) J. Don Gray; Summary Report on Aerodynamic Characteristics of Standard Models HB-1 and HB-2, AEDC-TDR-64-137 (July 1964).
- 4) 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(1962).
- 5) 曾我; 極超音速における軸対称物体の前面抵抗, 航技研資料TM-57(1965).
- 6) D. E. Hoak, J. W. Carlson; USAF Stability and Control Datcom, Douglas Aircraft Company, Inc. (October 1960).

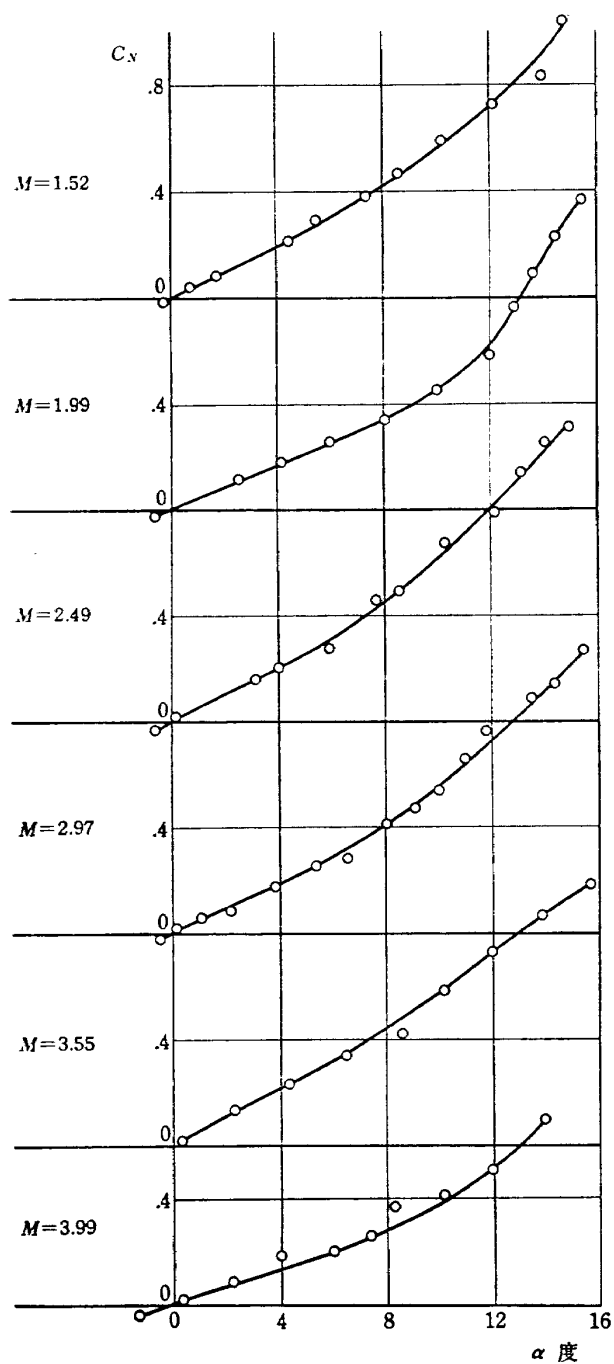


図 4 (a) HB-1 模型  $C_N \sim \alpha$

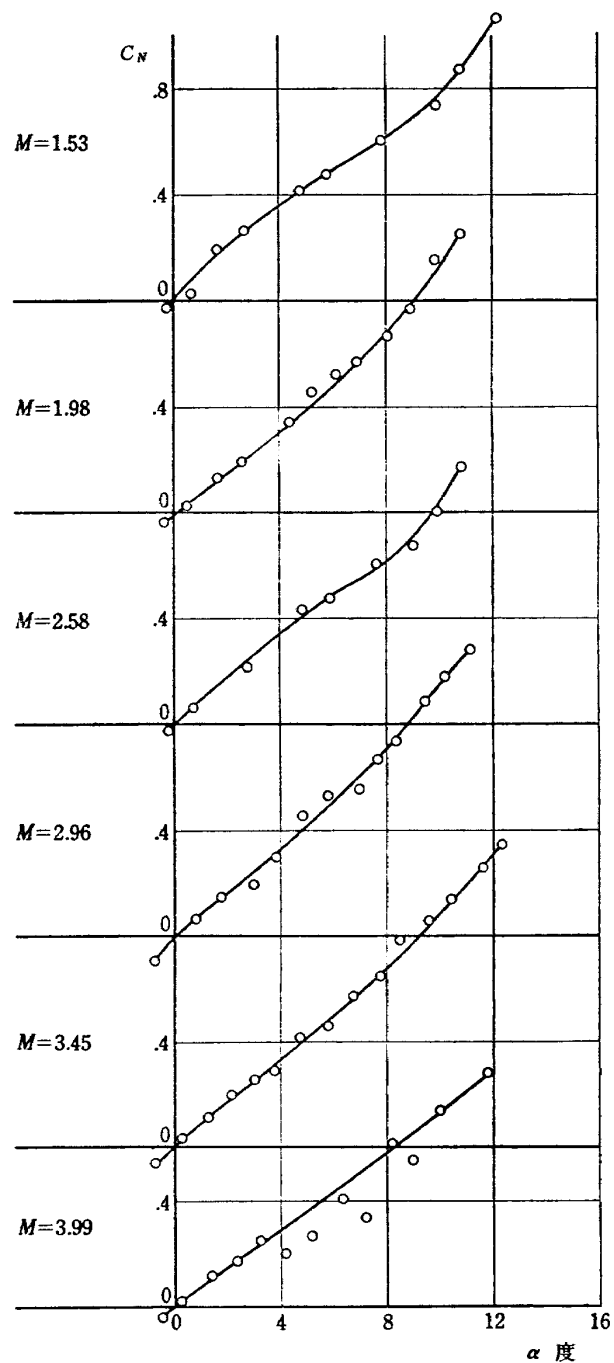
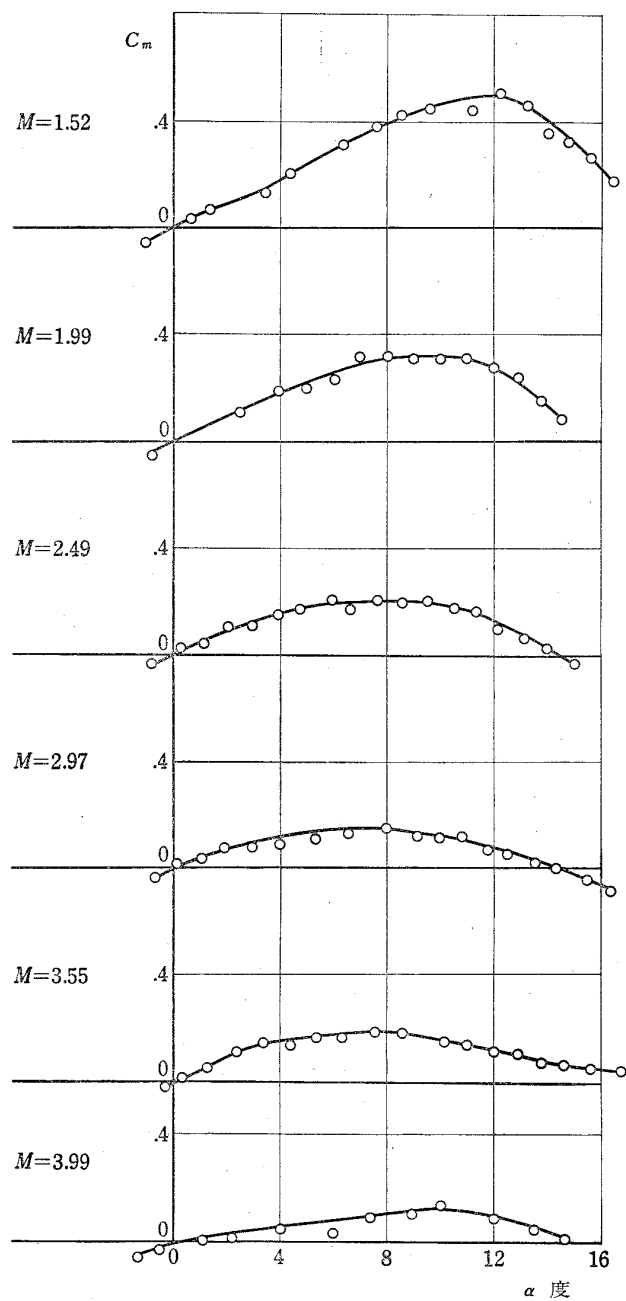
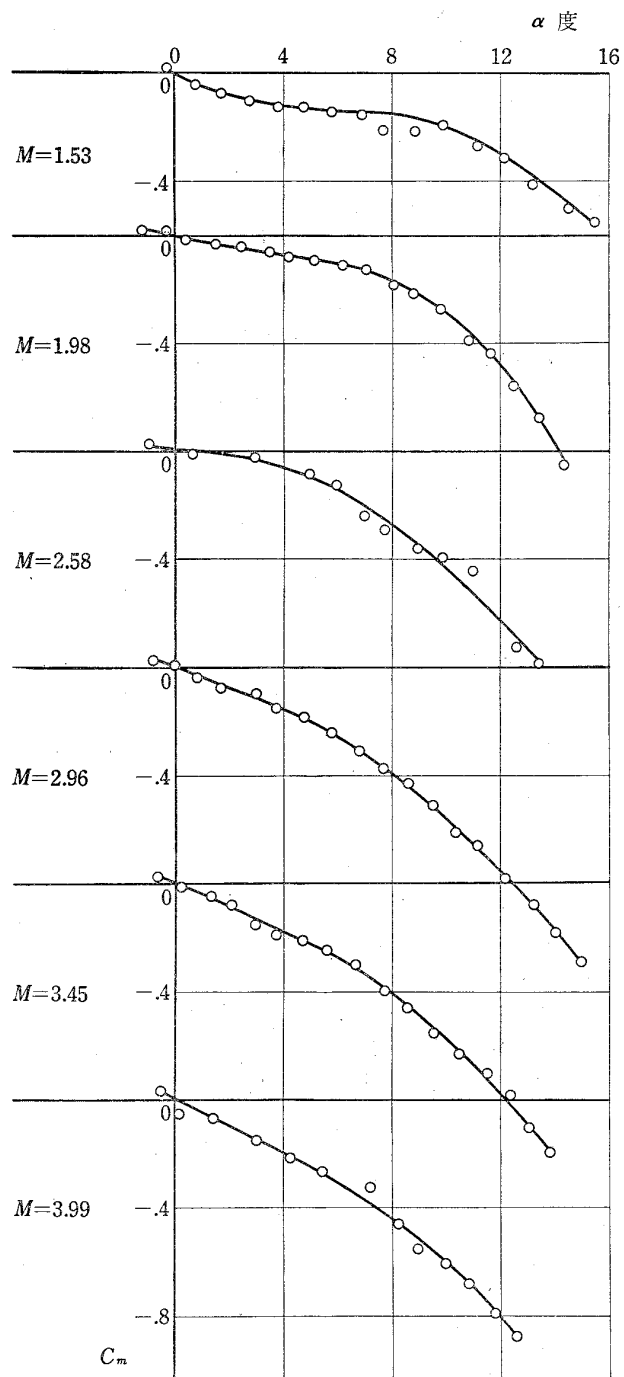


図 4 (b) HB-2 模型  $C_N \sim \alpha$



図 5 (a) HB-1 模型  $C_m \sim \alpha$ 図 5 (b) HB-2 模型  $C_m \sim \alpha$

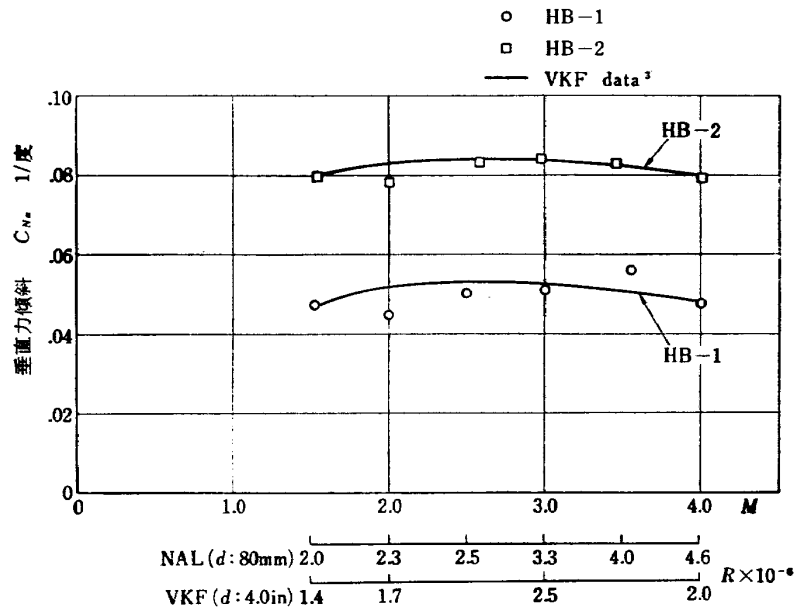


図 6 各マッハ数に対する垂直力傾斜

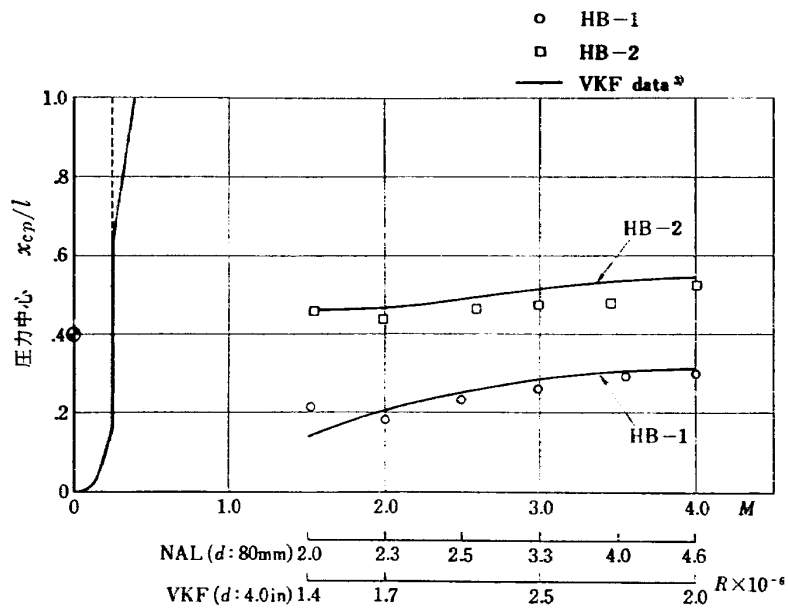


図 7 各マッハ数に対する圧力中心の位置

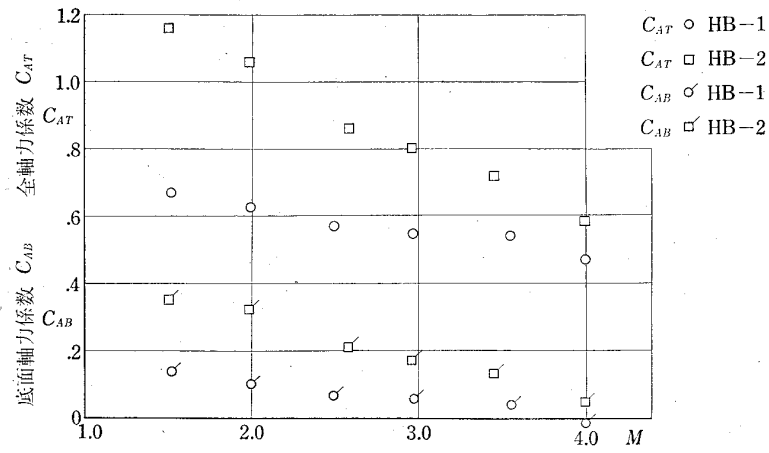


図 8 各マッハ数に対する全軸力係数および底面軸力係数

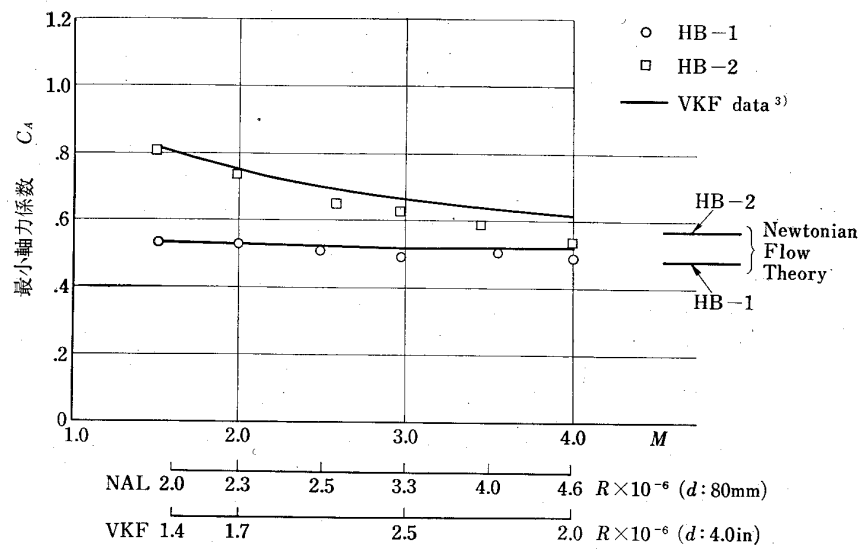
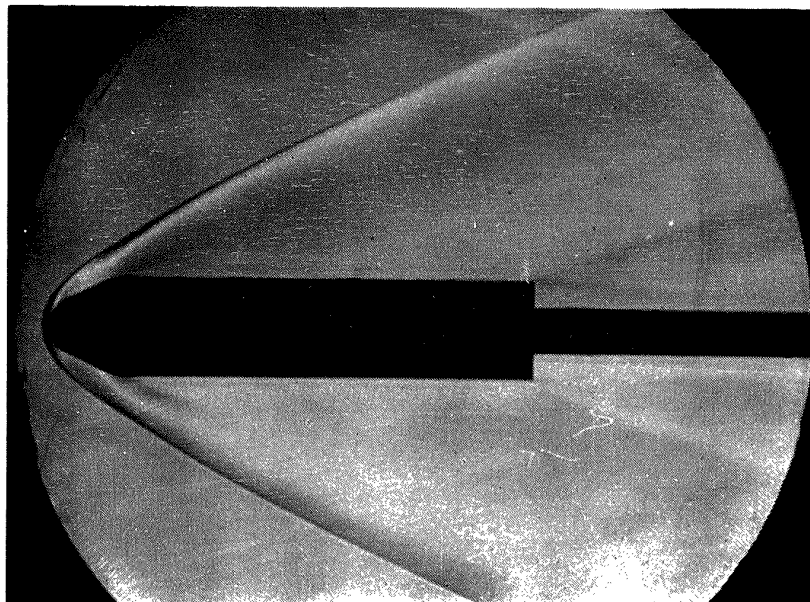


図 9 各マッハ数に対する最小軸力係数

HB-1  
 $M=3.0$   
 $\alpha=0^\circ$



HB-2  
 $M=3.0$   
 $\alpha=0^\circ$

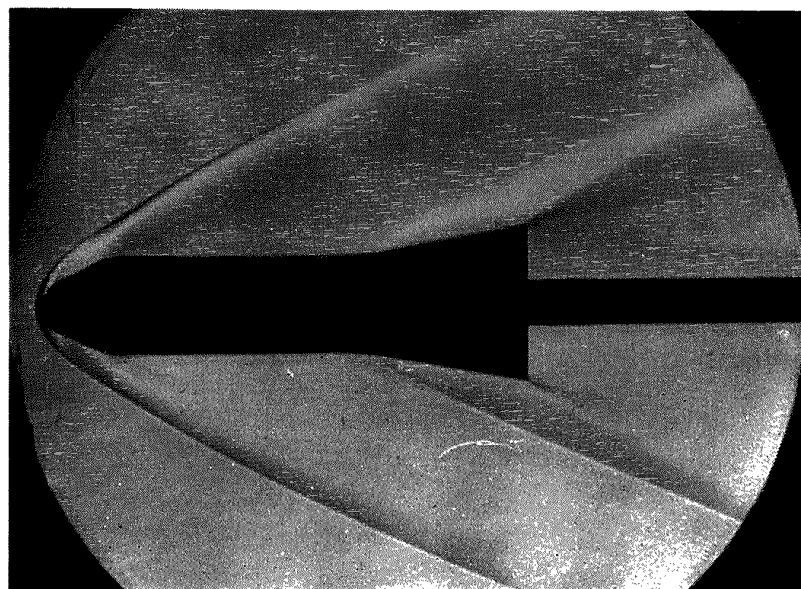


図 10 シュリーレン写真

TM-116 高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(I)	1967年9月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117 ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田慶治, 松崎良継
TM-118 操縦桿レート信号によるアイアンパー ド制御の安定効果とパイロットのモ デルについて	1967年9月	村上 力, 真柳光美
TM-119 ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑浄治, 松島弘一 成田健一, 塚本憲男
TM-120 円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中龍夫, 奥祖澄男
TM-121 大きなマトリクスの逆行列計算および 連立一次方程式の計算のためのプロ グラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122 NAL-7-P ロケットの強度および燃焼 試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川欽一, 朝田洋雄 豊原恒彦, 五代富文 湯西克久, 伊藤克弥
TM-123 “NAL-16.31” および “NAL-25.31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井暎一, 古関昌次 田寺木一, 高木俊朗 安藤泰勝, 森田甫孝 峯岸正勝, 菊地孝男 太田幹雄
TM-124 吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御に ついて	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原 亘利
TM-125 航技研 1m×1m吹出式超音速風洞にお けるハーフモデル試験について	1968年2月	石原久蔵, 原 亘利 榑原盛三, 関根英夫
TM-127 2024-T3アルミニウム合金の3-bay 有 孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年4月	飯田宗四郎, 猿本光明 斉藤信一郎
TM-130 リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年4月	近藤 博, 大城章一郎
TM-131 遷音速タービン翼列二次元試験(Ⅲ)	1968年5月	近藤 博, 蓑田光弘 山崎紀雄, 古川 昇
TM-132 行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川隼人, 戸川保子
TM-133 フィラメント・ワインディング円筒の 強度特性に関する研究	1968年5月	竹中幸彦, 斉藤浩一 古田敏康, 川島矩一郎 三本茂夫, 小川欽一 越出慎一, 朝田洋雄 態倉郁夫, 大竹邦彦

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134号

昭和43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)44-9171(代表)  
印所刷 一誠社綜合印刷株式会社  
東京都武蔵野市御殿山1-6-10