

UDC 533.6.011.5:  
533.6.013

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-351

小型ロケットの大迎角時における  
超音速風洞試験

野田 順一・清水 福寿・関根 英夫

1978 年 5 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 小型ロケットの大迎角時における 超音速風洞試験\*

野田 順一\*\* · 清水 福寿\*\* · 関根 英夫\*\*

## 概 要

頭部形状の異なる飛しょう体模型について行った、大迎角時の力試験結果について述べる。垂直力係数は迎角とともに増加しており、頭部形状による違いはみられるが、マッハ数による変化は著しくない。軸力係数は頭部形状、迎角およびマッハ数の変化による違いが著しく表われている。

### 1. まえがき

飛しょう体の高速時の空力特性については、今まで調べられてきたのは、ほとんどが迎角零度付近についてであった。実際に通常の飛しょう体が、高速で正常に飛行するとき、突風などを考慮しても、その迎角はたかだか数度から十数度のもので考えられてきた。しかし最近問題となってきたのは、スペース・シャトルの再突入時には、高マッハ数で数十度の迎角が計画されている。また、もっと身近な問題としても、燃焼終了後の補助ブースタや、下段胴体が切り離された後の運動は、安全水域決定のため重要であるが、これらは空力的に安定な形状とは限らないので、 $\alpha = 0^\circ \sim 180^\circ$ の大迎角で落下することを考慮しなければならない。

米国等においても、最近スペース・シャトル研究の一環として、このような大迎角時の空力特性の研究が目だってきたが<sup>1),2)</sup>、その実験法や解析法はまだ確立されていないようである。航空宇宙技術研究所吹出式超音速風洞<sup>3)</sup>において、大迎角力試験を行ないその結果を検討したので報告する。

### 2. 記 号

$A$  : 胴体断面積  $\text{cm}^2$   
 $C_A$  : 全軸力係数

$C_{d_n}$  : 横断流抵抗係数  
 $C_N$  : 垂直力係数  
 $C_p$  : 圧力係数  
 $D$  : スティング直径  $\text{mm}$   
 $d$  : 胴体直径  $\text{mm}$   
 $l$  : 模型の全長  $\text{mm}$   
 $M_\infty$  : 一様流のマッハ数  
 $p_0$  : 集合胴圧力  $\text{kg/cm}^2 \text{ abs}$   
 $p_s$  : 静圧  $\text{kg/cm}^2$   
 $q$  : 動圧  $\text{kg/cm}^2$   
 $Re$  : 1 mに対するレイノルズ数  
 $S$  : 平面投影面積  $\text{cm}^2$   
 $\alpha$  : 迎え角 度  
 $\eta$  : 効率  
 $\theta$  : 半頂角 度  
 軸系 : 機体軸

### 3. 実験装置および模型

航空宇宙技術研究所吹出式超音速風洞の模型支持装置<sup>3)</sup>は、航空機の正常飛行条件を考慮して製作されているので、迎角範囲は特別の曲がりスティングを用いても二十数度にすぎない。そこで大迎角用の模型支持装置として、測定部下部壁に設けられた過負荷防止装置<sup>4)</sup>の格納箱に、角度を $15^\circ$ から $5^\circ$ 間隔で $90^\circ$ まで変化可能な支持台を設置し、これに装置したスティングに通常の方式で天秤と模型を図1のように取り付けた。

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 450 kg
第1, 第2	横 力	各 450 kg
軸	力	67.5 kg
	ローリング・モーメント	13.8 kg·m

スティングの直径は模型の胴体直径に比べて十分小さ

\* 昭和 53 年 3 月 27 日 受付

\*\* 空気力学第二部

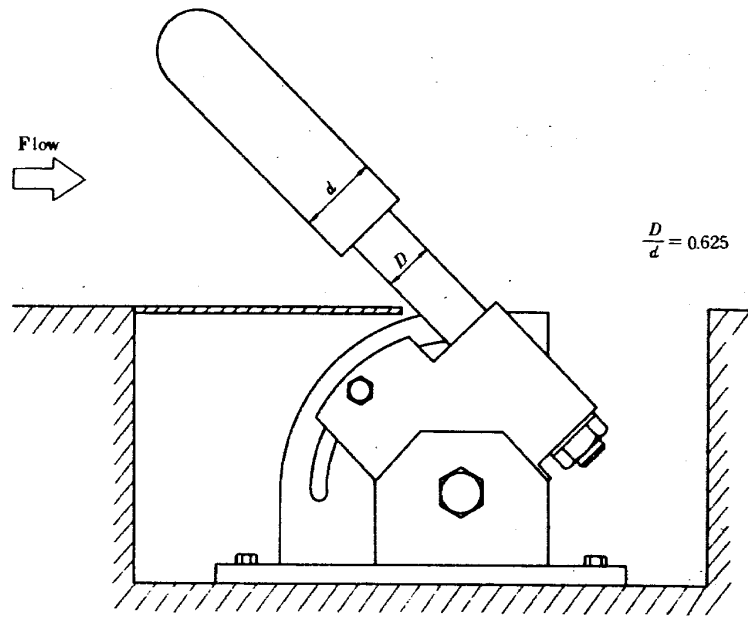


図1 模型支持装置

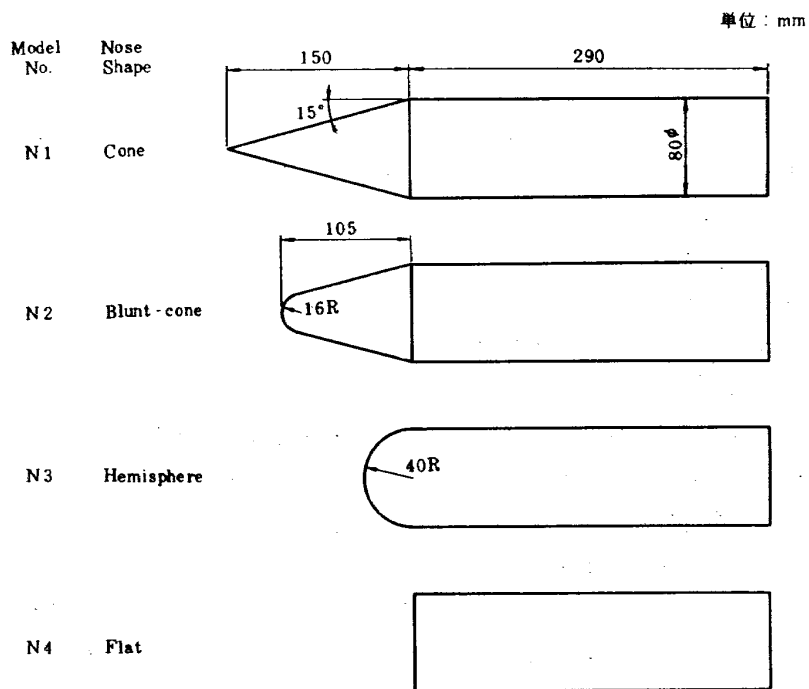


図2 模型寸法

いことが望ましいが、風胴の構造上模型を気流中に露出した状態で風胴を起動、停止させなければならず、起動時、停止時の過負荷に耐えるよう50mmをえらんだ。ちなみに38.1mmでは強度不足であった。

模型としては小型ロケットに見られる円錐-円筒や、分離された下段胴体を模擬した平頭-円筒等、図2に見られる基本形状4種類を用意した。またその大きさは、

安全を見て $\alpha = 90^\circ$ で4%以下となるように定めた。

#### 4. 実験

実験の設定マッハ数は1.5, 2.0, 2.5, の3種類について行なった。迎角は小迎角では10°曲りスティングにより0°~25°の範囲で通常のスティング・ストラット支持により毎秒2°の速さで変化させ、大迎角では図1の方法により45°, 55°, 60°, 70°, 90°, の5点で計測し

た。レイノルズ数は1m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。 $C_N$ 、 $C_A$ の算出には基準面積として胴体平行部断面積を、基準長は胴体直径を使用した。

試験の一覧表を表1に示す。

5. 結果の検討

実験結果には、通常の装置と曲がりスティングにより迎角20°まで計測した結果を合せて示してある。

これらの実験結果からまず問題となるのは、図10のシュリーレン写真に見られる迎角90°近くにおける支持スティングの干渉である。スティングの直径は模型の胴体直径よりは細いが、円柱状であるため大迎角時にはその前方に離脱衝撃波を生じ、これが模型自身による離脱衝撃波と合流しているため、模型底面は強い衝撃波後部の高圧部分に入るので、頭部に働く空気力よりもはるかに

に大きな負荷となり、みかけ上負の軸方向力を生ずることになるが、これは、もちろん自由飛行時の状態とは全く異なっているはずである。底面圧力だけならこの部分の圧力を計測して補正することができるが、模型胴体上でも底面付近の流れはかなりの影響を受けているおそれがあり、底面圧力の補正だけでは不十分ではないかと思われる。またこのような支持法では、迎角90°以上の試験は不可能である。

垂直力係数 $C_N$ は、頭部形状に関係なく迎角とともに増加する傾向にあり、各模型のマッハ数に対する $C_N$ の変化はあまり著しくない。頭部形状の違いによる $C_N$ の迎角に対する変化は、大迎角においてその相違が顕著に表われている(図3~6)。

全軸力係数 $C_A$ の迎角に対する変化は、N1のような尖った円錐-円筒模型では、迎角とともに増加する傾向にあり、N3、N4のような非常に頭部の鈍い模型は、

Model No.	$M_\infty$	$\alpha^\circ$	$q$ kg/cm <sup>2</sup>	$T_0$ kg/cm <sup>2</sup> abs	$P_s$ kg/cm <sup>2</sup>	$Re \times 10^{-8}$	$C_N$	$C_A$ ( )内はN4による換算値	
N 1	1.51	45	0.684	1.597	0.427	0.232	6.165	0.333	
		60	0.693	1.617	0.434	0.239	6.612	0.293	
		90	0.699	1.631	0.438	0.237	7.348	-0.377 (0.326)	
	1.99	45	0.80	2.23	0.29	0.272	4.975	0.493	
		55	0.80	2.23	0.29	0.272	5.882	0.452	
		70	0.81	2.25	0.29	0.273	6.869	0.194	
		90	0.83	2.31	0.30	0.279	7.185	-0.322 (0.358)	
	2.51	45	0.765	3.009	0.174	0.294	5.773	0.455	
		60	0.767	3.023	0.174	0.296	7.038	0.465	
90		0.768	3.027	0.174	0.291	7.668	-0.394 (0.373)		
N 2	2.00	45	0.80	2.23	0.29	0.272	4.828	0.569	
		55	0.80	2.23	0.29	0.272	5.722	0.457	
		70	0.80	2.24	0.29	0.272	6.657	0.358	
		90	0.82	2.29	0.30	0.276	6.986	-0.360 (0.320)	
	2.51	45	0.764	3.009	0.173	0.293	5.305	0.525	
		60	0.770	3.033	0.174	0.297	7.287	0.461	
N 3	1.50	45	0.689	1.608	0.429	0.233	5.414	0.622	
		60	0.689	1.608	0.432	0.237	5.859	0.343	
		90	0.699	1.631	0.473	0.237	6.737	-0.618 (0.085)	
	1.99	45	0.80	2.23	0.29	0.273	4.244	0.700	
		55	0.80	2.23	0.29	0.272	5.067	0.555	
		70	0.81	2.25	0.29	0.272	5.910	0.141	
		90	0.81	2.26	0.29	0.272	6.194	-0.509 (0.171)	
	2.51	45	0.769	3.047	0.173	0.291	4.553	0.684	
		60	0.722	3.033	0.175	0.297	6.103	0.512	
		90	0.769	3.037	0.174	0.292	6.600	-0.596 (0.171)	
	N 4	1.99	45	0.80	2.23	0.29	0.273	3.821	0.114
			55	0.80	2.24	0.29	0.272	4.529	0.889
70			0.81	2.25	0.29	0.272	5.340	0.173	
90			0.81	2.27	0.29	0.273	5.716	-0.680 ( 0 )	

表1 試験一覧表

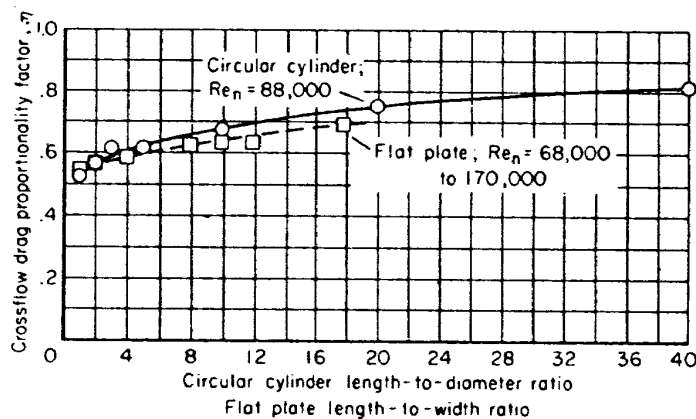
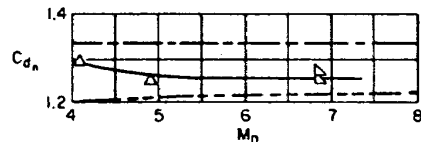
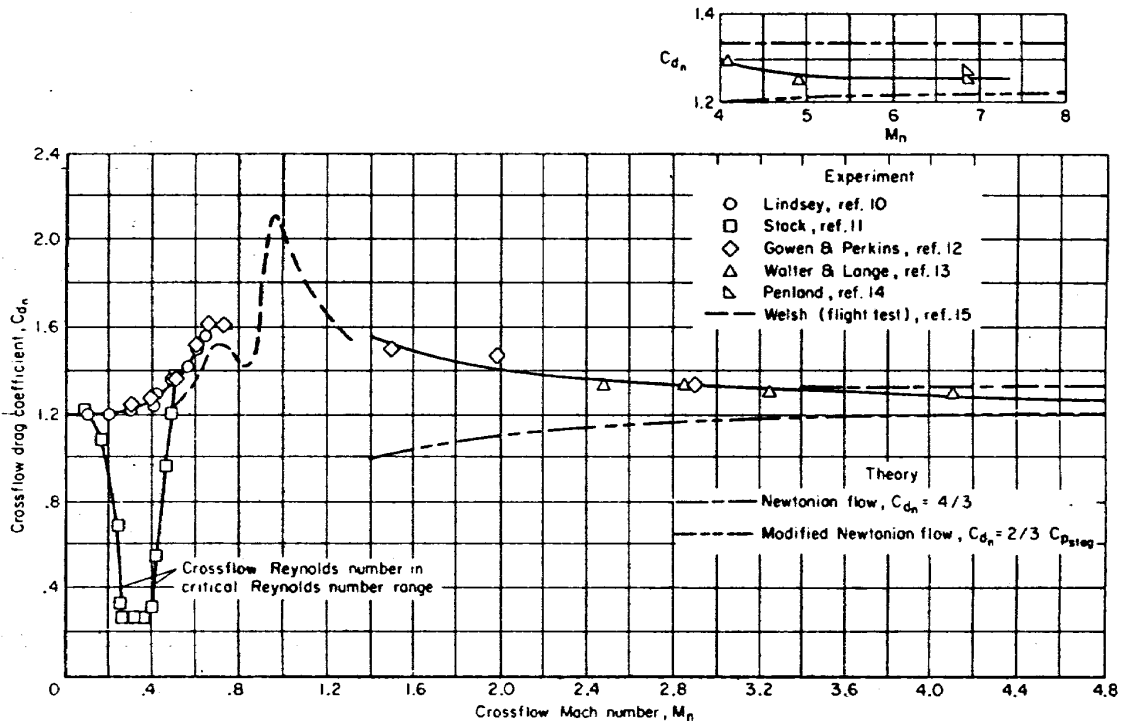
小迎角の範囲ではほぼ一定であるが、大迎角時にはむしろ減少している。 $C_A$ のマッハ数による変化は、頭部形状によってかなり様子が異なっている。鈍い頭部の場合にはマッハ数による変化はあまり大きくないが、頭部の尖った物体ではマッハ数による変化がかなり顕著である(図7)。N4模型はスティングの影響がないとすると、 $\alpha = 90^\circ$ で軸力は零となるはずである、このことから $\alpha = 90^\circ$ におけるスティングの影響による値がわかる。この値から各模型の $\alpha = 90^\circ$ の $C_A$ の値を補正して示した。

このような結果に対する理論推定法としては、当然ながら頭部の尖った模型に対しても大迎角では線形理論を適用することはできない。Jorgensenの与えた経験的な推算式<sup>2)</sup>は次のとおりである：

$$C_N = \sin 2\alpha \cos \alpha / 2 + \eta C_{dn} S / A \sin^2 \alpha$$

$$C_A = C_{A\alpha=0^\circ} \cos^2 \alpha$$

ここで $C_N$ の第1項は slender body theory による評価項であり、第2項は viscous cross flow の寄与による評価項である。 $C_{dn}$ は cross flow の drag coefficient であって $M_n (= M_\infty \sin \alpha)$ 、 $Re_n (= Re \sin \alpha)$ の関数として無限長円柱の値で評価し、模型が有限長であること等に対する3次元性の修正係数として $\eta$ を導入している。参考図(文献2)によると $\eta$ の評価は細長比により0.5~0.8位の値を取るようであるが、ここでは $\alpha = 90^\circ$ で実験値と一致するようにその値を定め、0.8~0.99程度の値となった。軸力係数 $C_{A\alpha=0^\circ}$ は迎角 $0^\circ$ の時の wave drag, friction drag, base drag の見積りよりなる total drag である。 $C_N$ についてはよい推定値



参考図 (文献2から掲載)

を与えるが、 $C_A$  についてはあまりよい推定値を示さない。

一般に大迎角において、このような模型形状では、円柱に横から当る流れに近づくから、鈍い物体には割合低いマッハ数まで有効な Newton 流近似が比較的よい近似を与えるものと思われる。

計算の結果は大迎角における  $C_N$  についてもかなりよい推定値を与えている。この際剝離等の粘性効果は全く計算に入れていないが、背面において  $C_p = 0$  という Newton 流近似が、ある程度このような効果を近似しているものと考えられる。

$C_A$  についてもかなりの場合 Newton 流近似が適用できる。図 8 の尖った円錐 - 円筒模型に対する計算結果を見ると、ある程度大きい迎角範囲でむしろよい近似を与えている。この場合  $\alpha = 90^\circ$  における値よりも、円錐母線が流れに垂直になる場合 ( $\alpha = 90^\circ - \theta = 75^\circ$ ) における方が  $C_A$  が大きくなる。迎角  $0^\circ$  の場合は、もちろん厳密な conical-flow の計算値から求めることができる。この場合には摩擦抵抗値が加算される。

最も鈍いとみられる平頭 - 円筒模型についてはどの計算値もよい近似をあたえない。しかし切り離し後の下段胴体については、多くはこの形状に近いもので考えなければならない。迎角  $0^\circ$  の場合には厳密な計算例も発表されているが、迎角時については見あたらない。

Newton 流近似の値は迎角  $0^\circ$  においては過大であり、迎角が増すと逆に低めになる。図 9 の実験値より見ると、迎角  $30^\circ$  ぐらいまで  $C_A$  はほとんど変化しない。

一般に流れと一定角をなす広い面があったり、不連続な表面傾斜の変化があるような物体については、Newton 流近似の適用は注意を要する。

## 6. むすび

垂直力係数  $C_N$  の迎角に対する変化は、大迎角範囲で頭部形状の違いによる相違が顕著に表われているが、マッハ数に対しては迎角  $40^\circ \sim 60^\circ$  付近でかなり変化が見られる。

軸力係数  $C_A$  の迎角に対する変化は頭部形状によって

著しく異なっている。尖った頭部形状の方が鈍い頭部形状より、マッハ数の変化に対してはるかに顕著である。

理論推定値については、 $C_N$  ではかなりよい値を示すが、 $C_A$  についてはあまりよい値を与えない。

以上述べたような大迎角風洞試験は我々の経験の浅い分野であり、今回の一連の実験ではデータの提供のほかに、風洞試験における問題点の把握にも重点をおいた。大迎角時の強い支柱干渉の除去、 $\alpha = 90^\circ \sim 180^\circ$  での試験方法の検討、大迎角時の空気力の理論推定法の検討等数多くの問題点が残されたが、一応の試験データの提供しうる現状になった。この一連の風洞試験が終わったころ、飛しょう体の回収技術の開発が真剣に検討されはじめ、本風洞でも材料試験用小型ロケットの回収のための大迎角風洞試験が計画され風洞試験が行なわれたが、これらについての試験結果は改めて公表されるであろう。

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河本室長・谷 喬東京農工大教授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) Raul J. Conti; Laminar Heat-Transfer and Pressure Measurements at a Mach Number of 6 on Sharp and Blunt  $15^\circ$  Half-Angle Cones at Angles of Attack up to  $90^\circ$ , NASA TN D-962 (October 1961)
- 2) Leland H. Jorgensen; Prediction of Static Aerodynamic Characteristics for Space-Shuttle-Like and other Bodies at Angles of Attack from  $0^\circ$  to  $180^\circ$ , NASA TN D-6996 (January 1973)。
- 3) 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)。
- 4) 石原久蔵, 斎藤秀夫, 外立政隆, 榎原盛三, 宗美均; 吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置, 航技研資料 TM-81 (1966)。

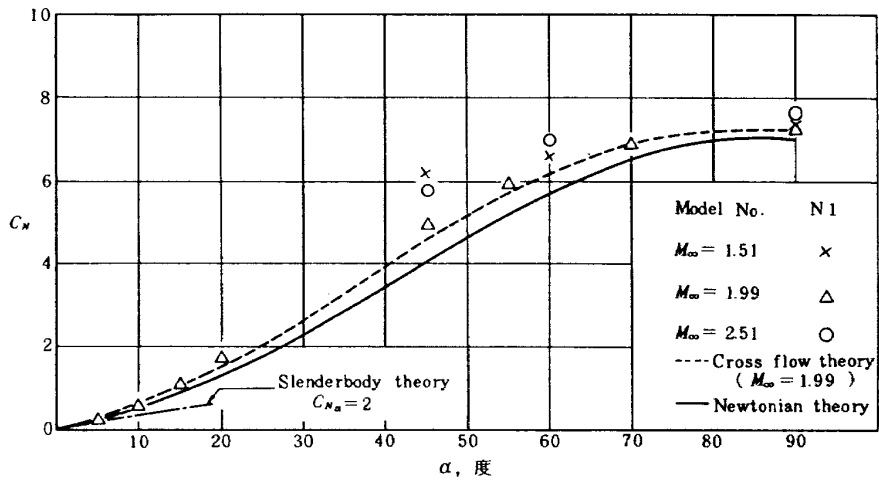


図 3 迎角に対するN 1 模型の垂直力係数

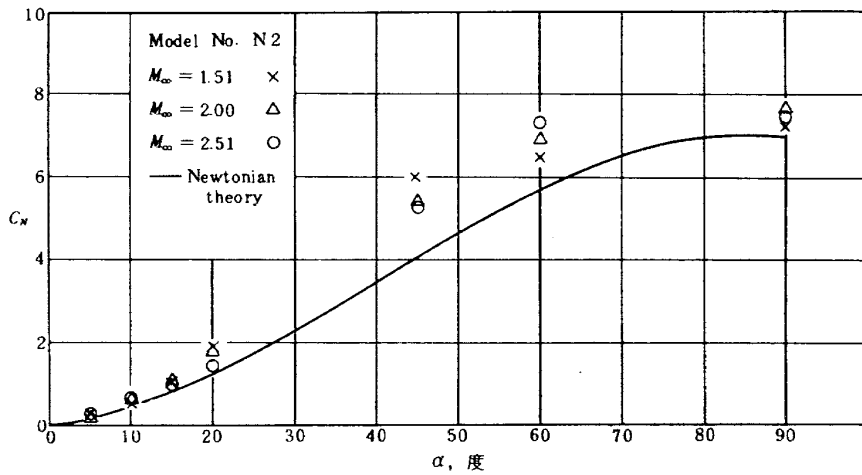


図 4 迎角に対するN 2 模型の垂直力係数

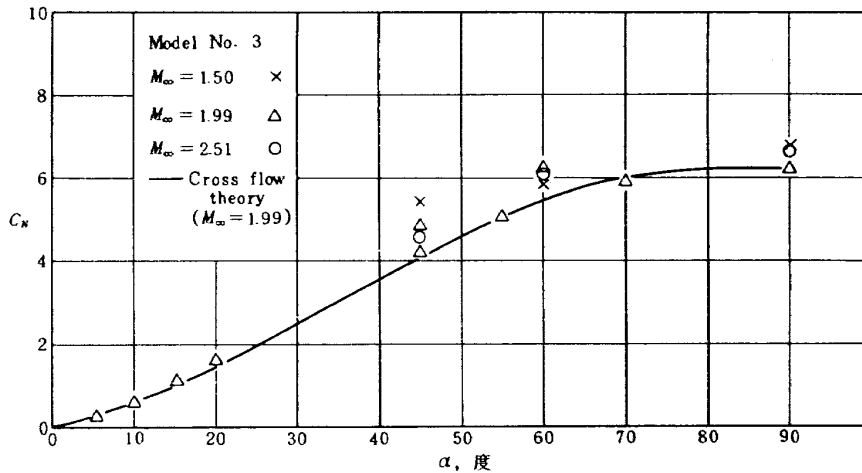


図 5 迎角に対するN 3 模型の垂直力係数

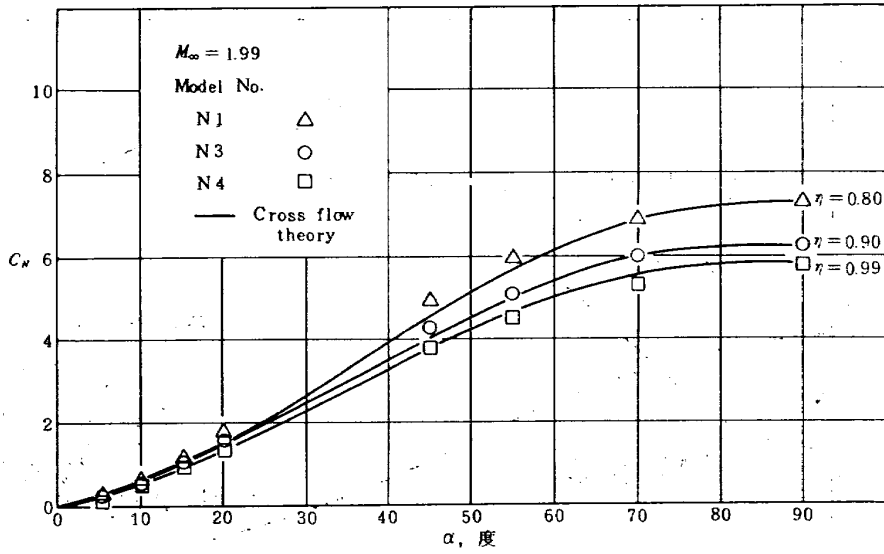


図6 頭部形状の違いによる垂直力係数の比較

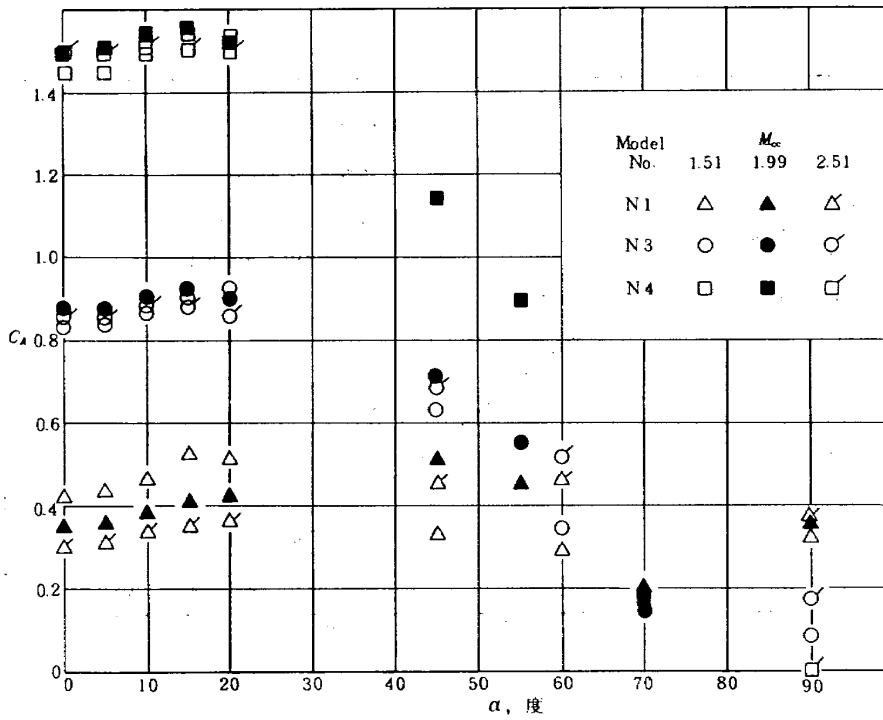


図7 各マッハ数に対する全軸力係数の比較



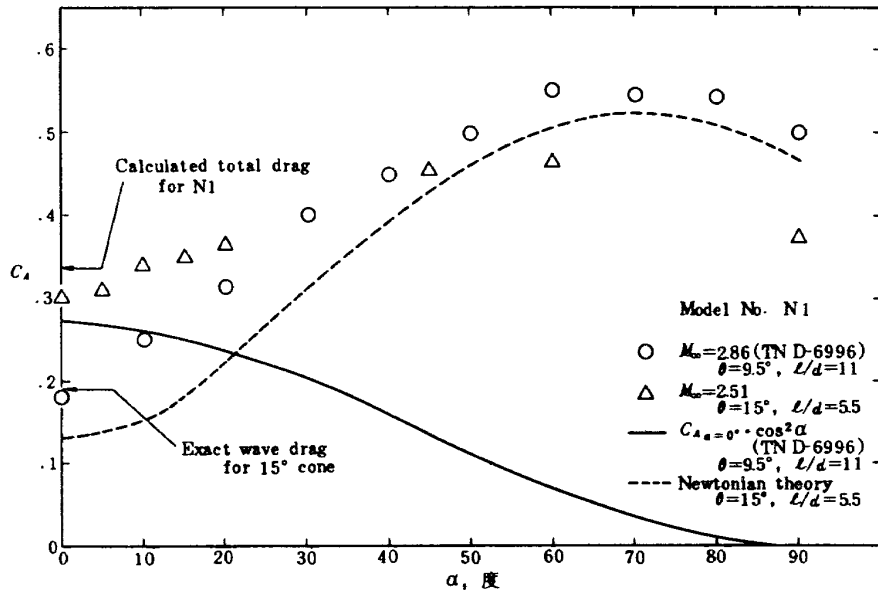


図 8 迎角に対する N 1 模型の全軸力係数

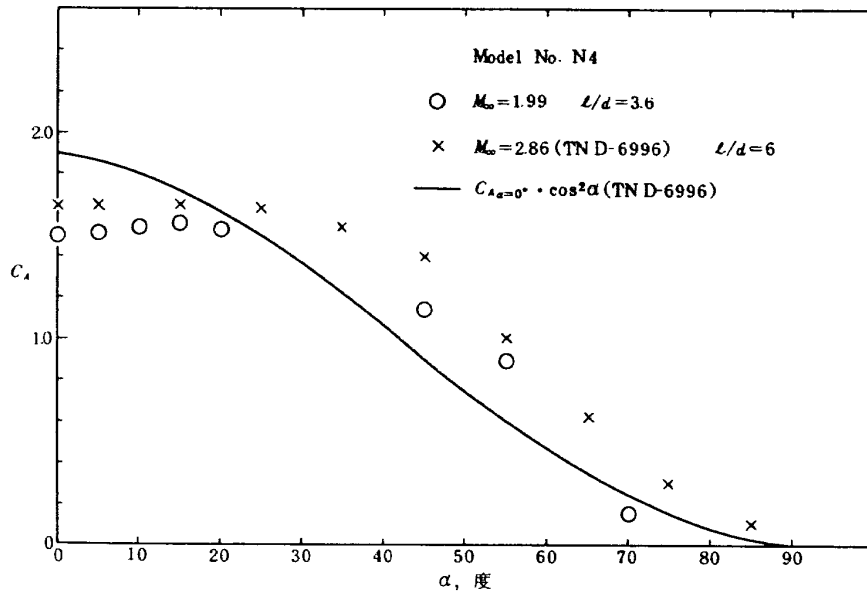
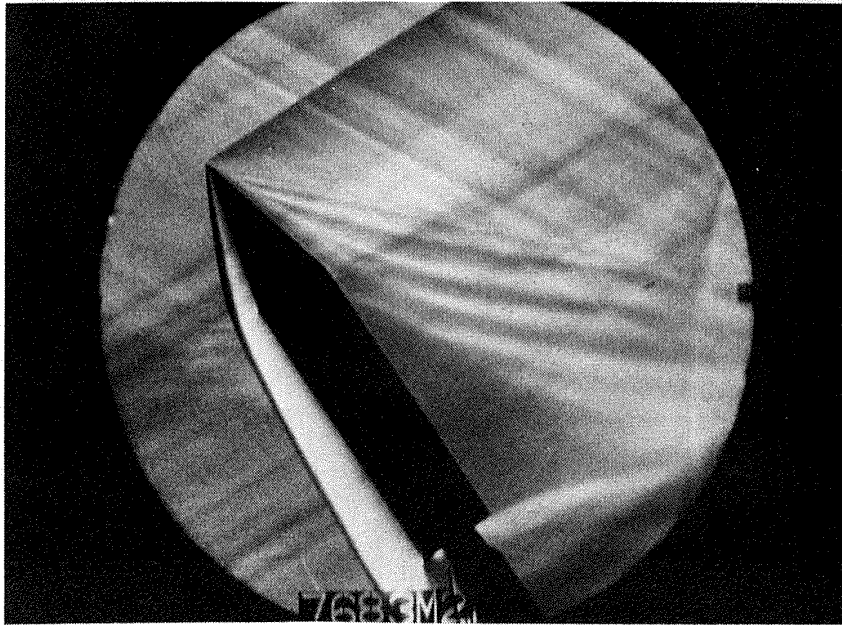
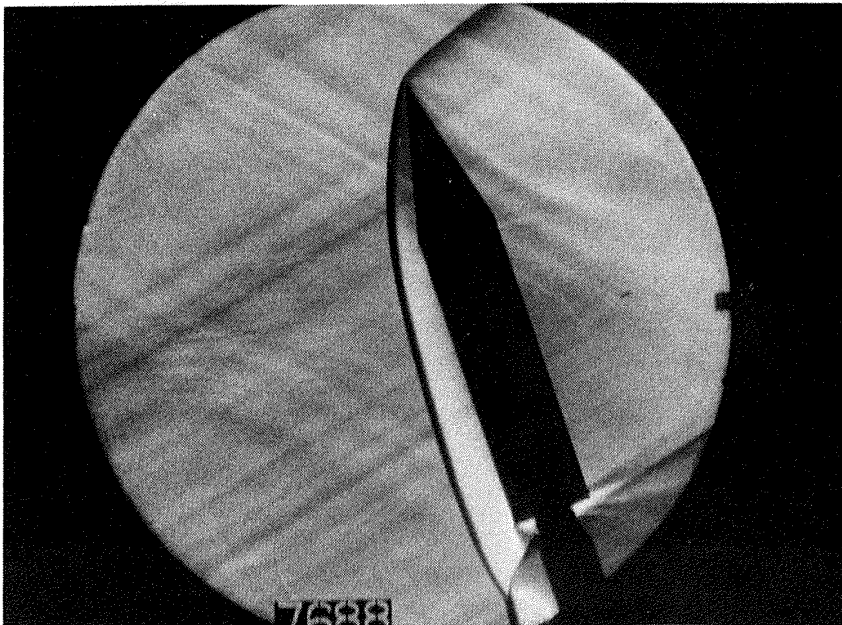


図 9 迎角に対する N 4 模型の全軸力係数



$\alpha = 55^\circ$



$\alpha = 70^\circ$

図10(a) N1 模型のシュリーレン写真  $M_\infty = 1.99$

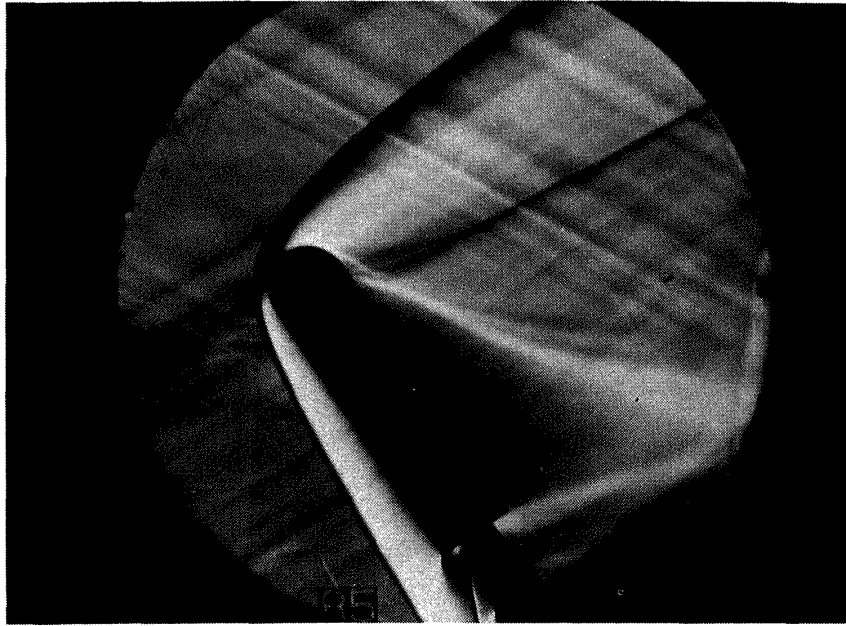
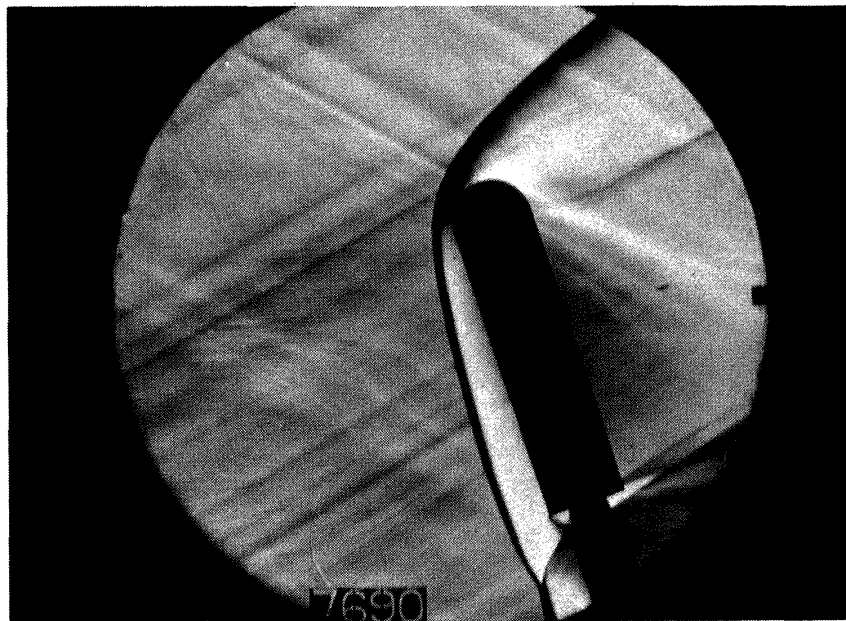
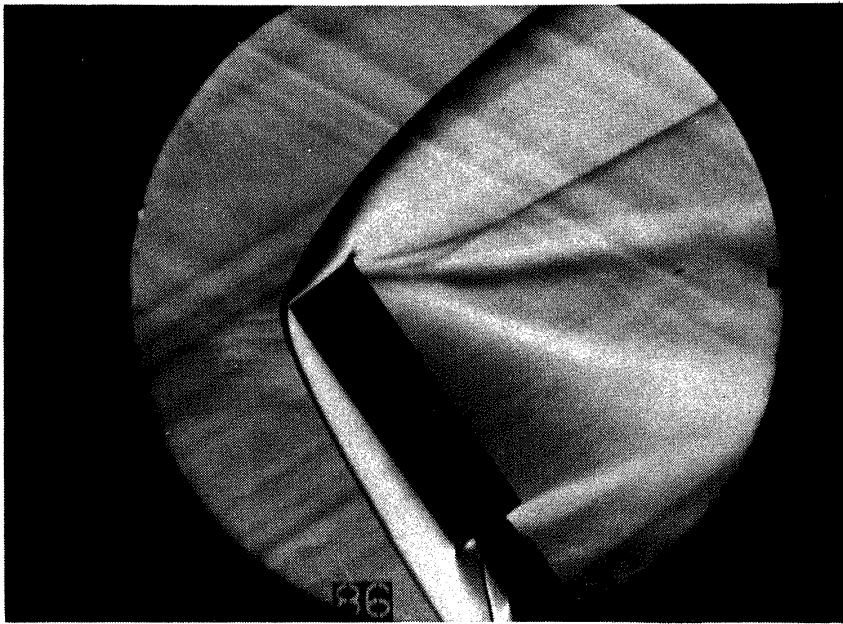
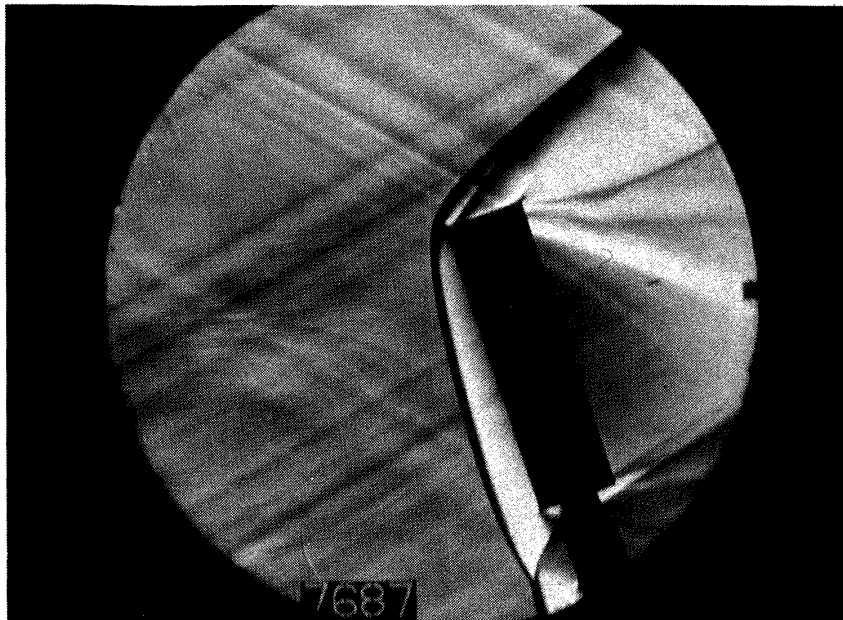
 $\alpha = 55^\circ$  $\alpha = 70^\circ$ 

図 10 (b) N3 模型のシュリーレン写真  $M_\infty = 1.99$



$\alpha = 55^\circ$



$\alpha = 70^\circ$

図10(c) N4 模型のシュリーレン写真  $M_\infty = 1.99$

---

## 航空宇宙技術研究所資料351号

昭和53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 株式会社三興印刷  
東京都新宿区信濃町12

---

