

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.011.5
533.6.013

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1300

超音速における軌道再突入実験機模型の空力特性

野田 順一・楯 篤志
渡辺 光則・関根 英夫
吉 永 崇・秋元 敏男

1996年7月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-1290	高速VTOL機用エンジンの概念検討	1996年4月	齊藤 喜夫, 遠藤 征紀, 松田 幸雄 杉山 七契, 渡辺 実, 菅原 昇 山本 一臣
TR-1291	ALFLEX懸吊風洞試験における模型制御 データ取得システム	1996年5月	元田 敏和, 迫田 幸恵, 下村 卓 柳原 正明, 塚本 太郎, 佐々 修一 滝沢 実, 永安 正彦
TR-1292	高速VTOL機概念検討	1996年5月	齊藤 喜夫, 遠藤 征紀, 松田 幸雄 杉山 七契, 渡辺 実, 菅原 昇 山本 一臣
TR-1293	ヘリコプタによるビル火災消火の模擬実験 —その2 消火効率・安全性に及ぼすビル風の影響—	1996年6月	奥野 善則, 船引 浩平, 原田 正志
TR-1294	軌道変換用OMSサブスケールエンジンの耐久性試験	1996年6月	黒田 行郎, 只野 真, 佐藤 政裕 日下 和夫, 毛呂 明夫, 青木 由雄 三木陽一郎
TR-1295	適応壁圧力制御シミュレーション	1996年6月	中村 正義, 桑野 尚明
TR-1296	上段固体ロケット・モータの信頼性評価基準に関する研究 (その1. 上段固体モータと非破壊検査法)	1996年6月	清水 盛生, 伊藤 克弥, 種村 利春 藤原 勉
TR-1297	上段固体ロケット・モータの信頼性評価基準に関する研究 (その2. 固体推進薬の変形・損傷・破壊と燃焼)	1996年6月	清水 盛生, 伊藤 克弥, 種村 利春 藤原 勉
TR-1298	上段固体ロケット・モータの信頼性評価基準に関する研究 (その3. 入口欠陥付き小型モータの燃焼試験)	1996年6月	清水 盛生, 伊藤 克弥, 種村 利春 藤原 勉
TR-1299	張力制御式模型支持装置の製作と性能	1996年7月	外立 政隆, 松下 洸, 藤井 謙司 菅場 重男, 安藤 泰勝

超音速における軌道再突入実験機模型の空力特性*

野田 順一*¹ 楯 篤志*¹ 渡辺 光則*¹
関根 英夫*¹ 吉 永 崇*¹ 秋元 敏男*²

Supersonic Tests of the Aerodynamic Characteristics of the Orbital Reentry Experiment Vehicle Model *

Junichi Noda *¹, Atsushi Tate *¹, Mitsunori Watanabe *¹,
Hideo Sekine *¹, Takashi Yoshinaga *¹, Toshio Akimoto *²

ABSTRACT

To obtain the aerodynamic characteristics of the Orbital Reentry Experiment Vehicle (OREX), measurements of three force components of the OREX model and other modified models were carried out in the NAL supersonic wind tunnel (1 m × 1 m test cross-section) in the Mach number range $1.4 \leq M_\infty \leq 4.0$. The models have spherically blunted nose heads with the same radius. The effects of conical afterbody of 50 degree and 45 degree half-apex conical angles and four different radii of circumferential edges of 0 mm, 2 mm, 3.3 mm (OREX) and 10 mm were tested. The tests show that the models are statically stable for the pitching movement (vane-stable). The model with the edge of 3.3 mm shows larger recovering pitching moment than other models in low Mach number regions. The model with a sharp edge shows a larger drag coefficient than the one with a blunted edge.

Keywords: Reentry, Blunt body, OREX, Supersonic, Wind tunnel test

概 要

半頂角 50° の球面鈍頭円錐形状の軌道再突入実験機が大気圏に再突入する時の空力特性を得るため、航技研の 1m × 1m 超音速風洞を用いてマッハ数 $1.4 \leq M_\infty \leq 4.0$ の範囲で軌道再突入実験機模型およびその変形形状模型について三分力試験を行った結果次のことが分かった。このような鍋形の鈍頭物体模型には静的には迎角を 0° に復元するモーメント（風見安定）が作用する。また、抗力係数が垂直力係数に比べて大きいため負の揚力傾斜を示す。模型の肩の曲率半径の違いによる空力特性への影響は、低超音速域において見られる。肩の曲率半径が小さい模型の抗力係数および縦揺れモーメント係数の絶対値の方が、肩の曲率半径が大きい模型の値より大きい。 $M_\infty=3.0$ 付近を境にして空力係数の迎角に対する傾向が変化する。模型表面の流れの可視化によると、球面部と円錐部のつなぎ目で、流れに層流遷移バブルあるいは小さな剥離バブルが発生しているように観察される。

* 平成 7 年 12 月 20 日受付 (received 20 December 1995)

* 1 空気力学部 (Aerodynamics Division)

* 2 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency of Japan)

1. はじめに

宇宙ステーションとの連絡等のために、H-II ロケットで打ち上げが検討されている有翼無人往還機 (HOPE) を開発するには数多くの技術的課題を解決しなければならない。それらの中でも飛行体の大気圏再突入時に、その前方の気体が圧縮されて超高温になった気流中を HOPE が大迎角で安全に通過するために、その気流の特性と HOPE の熱防護に使用する断熱材料の性能に関する詳しいデータが必要である。この再突入時の環境を地上の試験設備で完全に模擬することは不可能である。HOPE の高空での超高速再突入飛行時のデータを得るために、再突入飛行時に近い状態で小型の実験機を大気圏に再突入させ、高温気流の物理特性の測定と高温気流中を安全に通過するのに必要な耐熱材料の実飛行試験を行う必要がある。このような要請から、HOPE の大気圏再突入時の設計基礎データの取得を目的として、宇宙開発事業団 (NASDA) と航空宇宙技術研究所 (NAL) は軌道再突入実験機 (OREX : Orbital Reentry Experiment Vehicle) を計画した¹⁻⁵⁾。図 1 に、前面形状が球面円錐錐型で直径 3.4 m の OREX 本体を示す。OREX は 1994 年 2 月に H-II ロケットで打ち上げられ、地球を一周後大気圏に再突入した。OREX は着水までに飛行性能、耐熱材料、気体物理、機体性能等に関する計測とデータの送信を行った⁶⁻⁹⁾。

OREX は大気圏再突入後、マッハ数 30 の極超音速から速度 100 m/s の低速までの速度領域で、空気力学的に安定な飛行が要求された。このようなカプセル形状の飛行体については、NASA その他で宇宙探査用プローブとして多くの空力静特性試験が行われている¹⁰⁻¹⁶⁾。

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は極超音速、超音速、遷音速、亜音速での静的三分力試験および動的試験を行った。OREX の設計段階でその超音速領域での空力特性を調べるため、航空宇宙技術研究所の測定部が

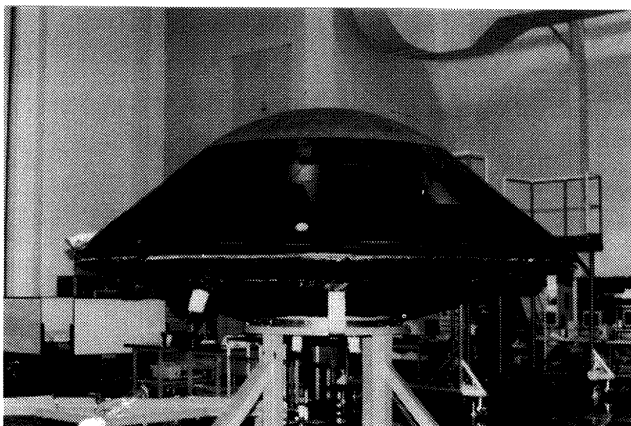


図 1. 完成した軌道再突入実験機 (OREX)

1 m × 1 m の超音速風洞では、1) OREX 模型の動的試験⁹⁾、2) OREX の高温気流測定用プローブフィンの縦三分力試験¹⁷⁾、3) OREX 模型およびその変形状模型の縦三分力の試験を行った。

ここでは、3) の $M_\infty=1.4$ から 4.0 までの縦三分力特性試験の試験結果について述べ、既に測定されている類似形状模型のデータとの比較を行う。

2. 記号

A	全軸力 (X 軸方向)
C_{Ab}	底面軸力係数 $= -(P_b - P_\infty)S_b/q_\infty S$
C_{Af}	前面軸力係数 $= A_f/q_\infty S = C_{At} - C_{Ab}$
C_{At}	全軸力係数 $= A_t/q_\infty S$
C_{Df}	前面抗力係数 $= D_f/q_\infty S$ (軸力に底面圧補正を行った場合)
C_{Dt}	全抗力係数 $= D_t/q_\infty S$
C_L	揚力係数 $= L/q_\infty S$
C_{Lf}	前面揚力係数 $= L_f/q_\infty S$ (軸力に底面圧補正を行った場合)
C_{Lt}	全揚力係数 $= L_t/q_\infty S$
$C_{L\alpha}$	揚力傾斜 $= \partial C_L / \partial \alpha$ (1/deg)
C_m	縦揺れモーメント係数 $= M_y/q_\infty S l$ (先端から 25 mm の点を基準点とする。また先端を基準点とする場合もある。)
$C_{m\alpha}$	縦揺れモーメント傾斜 $= \partial C_m / \partial \alpha$ (1/deg)
C_N	垂直力係数 $= F_z/g_\infty S$
$C_{N\alpha}$	垂直力傾斜 $= \partial C_N / \partial \alpha$ (1/deg)
C_{Pb}	底面圧力係数 $= (P_b - P_\infty)/q_\infty$
D	抗力 (N), 模型最大直径 (mm)
F_x	軸力 (N)
F_y	横力 (N)
F_z	垂直力 (N)
L	揚力 (N)
l	基準長 (模型の直径 D , mm)
M	モーメント (N·m)
M_y	縦揺れモーメント (N·m)
M_∞	一様流のマッハ数
P_0	集合胴圧力 (KPa)
P_b	底面圧力 (KPa)
P_s	風洞測定部壁圧 (KPa)
P_∞	一様流の静圧 (KPa)
q_∞	一様流の動圧 (KPa)
R	曲率半径 (m, mm)
r	飛行体(模型)の肩の曲率半径 (mm)
Re_∞	一様流のレイノルズ数 $= V_\infty D/\nu_\infty$ (模型直径を基準長さとする)

S	基準面積 (m ²) (模型最大面積)
S_b	模型底面面積 (m ²) (基準面積と同じ)
V_∞	一様流の速度 (m/s)
x_{cp}	模型最大直径 D で無次元化した空力中心 = $x_{cp}/D \times 100$ (%)
α	迎角 (deg)
ν_∞	一様流の動粘性係数 (m ² /s)
ρ_∞	一様流の密度 (Kg/m ³)
θ	半頂角 (deg)
添え字	
0	$\alpha = 0^\circ$, 集合胴
∞	一様流
b	底面
f	前面 (底面に作用する圧力を一様流の圧力に置き換えて補正し係数化する)
t	全 (底面圧力を補正しない, 天秤にかかる力そのものを係数化する)

宇宙開発事業団(NASDA)の依頼で富士重工業が3種類の模型(本体の3%縮尺模型)の縦3分力の風洞試験を行った。それらの模型を図2aに示す¹⁶⁾。A模型(9R55と略称)の円錐部分の半頂角は $\theta = 55^\circ$ 、B模型(9R45)の半頂角は $\theta = 45^\circ$ で、それらの周辺の肩の曲率半径はいずれも $r = 9\text{ mm}$ (実機では300 mmに相当)である。また、背面(底面)の半頂角は $\theta = 90^\circ$ で平面である。風洞でのこれらの空力特性試験結果と数値計算による空力加熱の推定値を考慮して、A模型とB模型の中間の半頂角 $\theta = 50^\circ$ を実機の円錐部の半頂角として選定し、図2bのOREXの最終的な形状を決定した。OREX本体の前面に曲率半径 $R = 1350\text{ mm}$ 、厚さ4 mmのC/C(カーボン/カーボン)製の球面鈍頭部と滑らかにつながる $\theta = 50^\circ$ の円錐部には耐熱用のセラミックタイルが張られている。全体は直径3400 mmの鍋形の機体形状で、本体周辺の肩は周辺での空力加熱の上昇を抑制するためと重量を考慮して $r = 100\text{ mm}$ の曲率半径の曲面とした。

OREX本体の製作と平行して航空宇宙航技術研究所でOREXの最終形状および変形状模型の3分力風洞試験を行った。OREXとその肩の曲率半径を変えた1/30模型を図2cに示す。模型の肩の曲率半径の影響を調べるため、

3. 模型と天秤

3.1 OREXの形状

OREXの形状を決定するために、概念設計の段階で宇

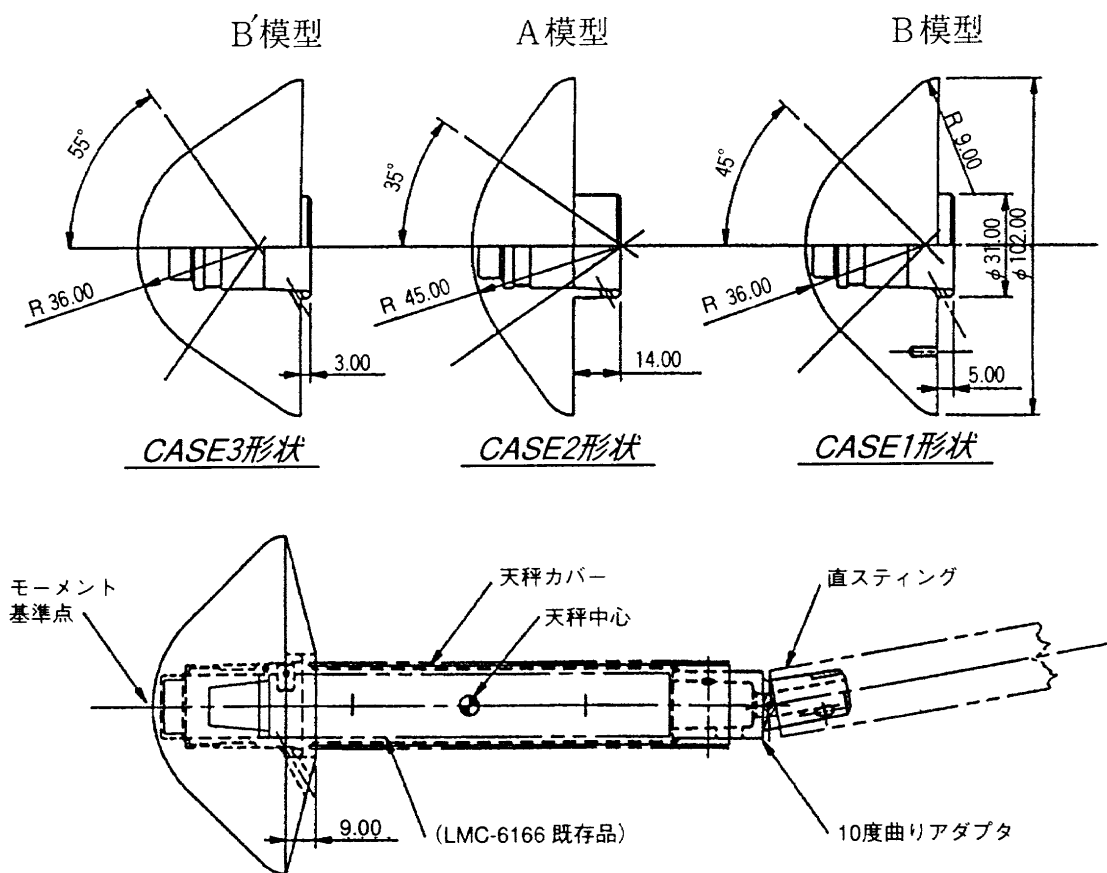


図2a. 概念設計段階での軌道再突入実験機模型¹⁶⁾

A 模型 ($r = 9\text{ mm}$, $\theta = 55^\circ$, 記号 9R55) B 模型 ($r = 9\text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 記号 9R45)
 B' 模型 ($r = 9\text{ mm}$, $\theta = 35^\circ$, 記号 9R35)

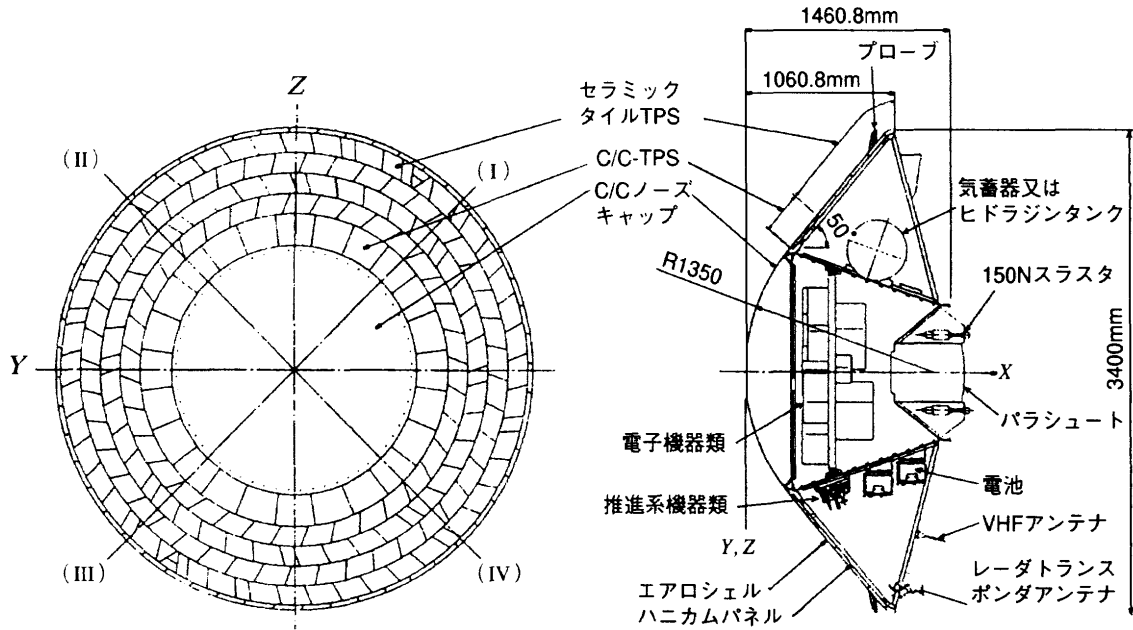


図 2b. 軌道再突入実験機の最終形状と搭載品⁵⁾

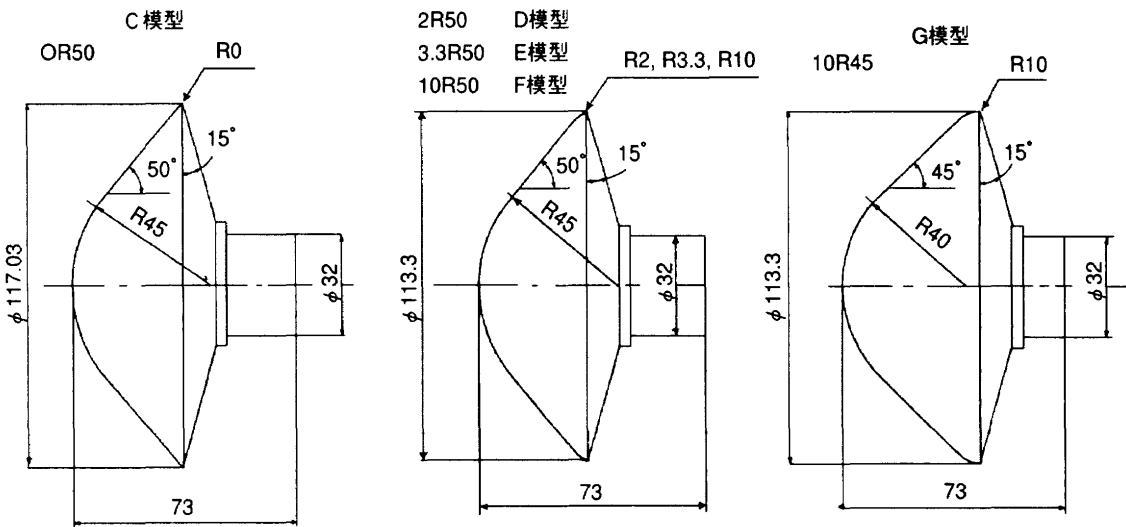


図 2c. 軌道再突入実験機形状の試験模型 (mm)

C 模型 (r = 0 mm, $\theta=50^\circ$, 記号 OR50) D 模型 (r = 2 mm, $\theta=50^\circ$, 記号 2R50)
 E 模型 (OREX, r = 3.3 mm, $\theta=50^\circ$, 記号 3.3R50) F 模型 (r = 10 mm, $\theta=50^\circ$, 記号 10R50)
 G 模型 (r = 10 mm, $\theta=45^\circ$, 記号 10R45)

(1)円錐部の半頂角が $\theta = 50^\circ$ で直径が $D = 117.03$ mm, 肩の曲率半径 $r = 0.0$ mm(鋭い模型)の C 模型(OR50 と略記する), (2) $\theta = 50^\circ$ で $D = 113.3$ mm, $r = 2.0$ mm の D 模型(2R50), (3) $r = 3.3$ mm で他は同じ寸法の E 模型(3.3R50, OREX 模型), (4) $r = 10$ mm で他は同じ寸法の F 模型(10R50)の試験を行った。また円錐部の半頂角の影響を調べるため, (5)直径 $D = 113.3$ mm, 半頂角 $= 45^\circ$, 肩の曲率半径 $r = 10$ mm の G 模型(10R45)についても試験を行った。

3. 2 大抗力用 3 分力天秤

航技研の超音速風洞で試験を行う場合, 直径 100 mm 以

上の OREX 形状模型には 1300 N 以上の抗力が作用する。既存の超音速風洞の天秤にはこのような大負荷容量のものがないため, 新しく OREX 形状模型用に 3 分力天秤を製作した。図 3a は, 計測に用いた大抗力用天秤で, 表 1

表 1. 大抗力用 3 分力天秤の諸量

形 式	組立型モーメントタイプ
寸 法	直 径 22mm
	全 長 225mm
定格容量	軸 力 1961.3N (200kgf)
	垂 直 力 490.3N (50kgf)
	縦揺れモーメント 49.03N-m (5kgf-m)

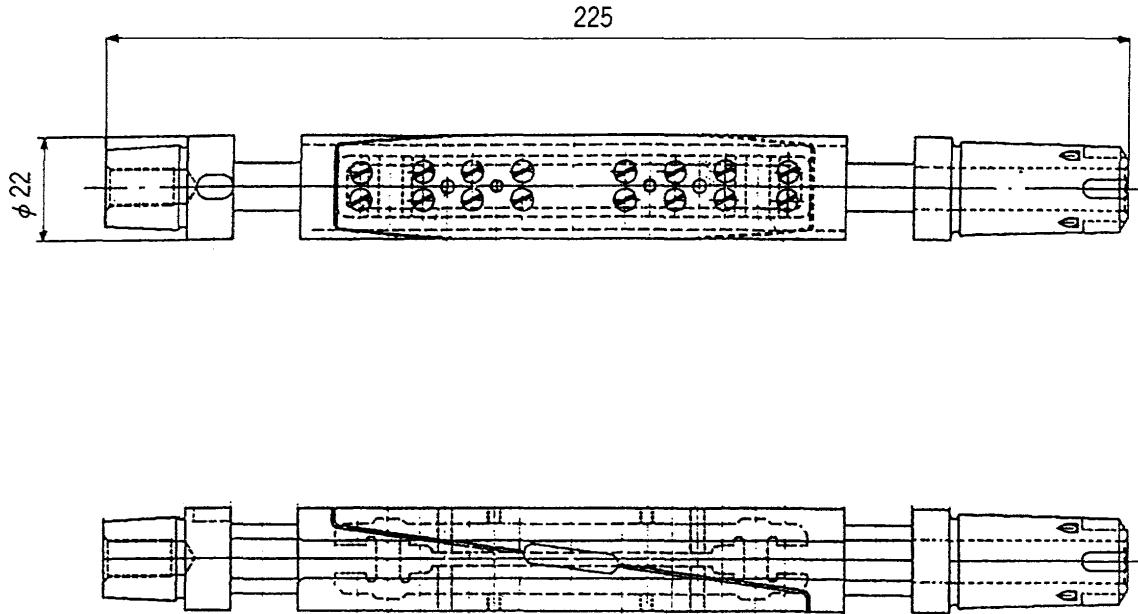


図3a. 大抗力用3分力天秤

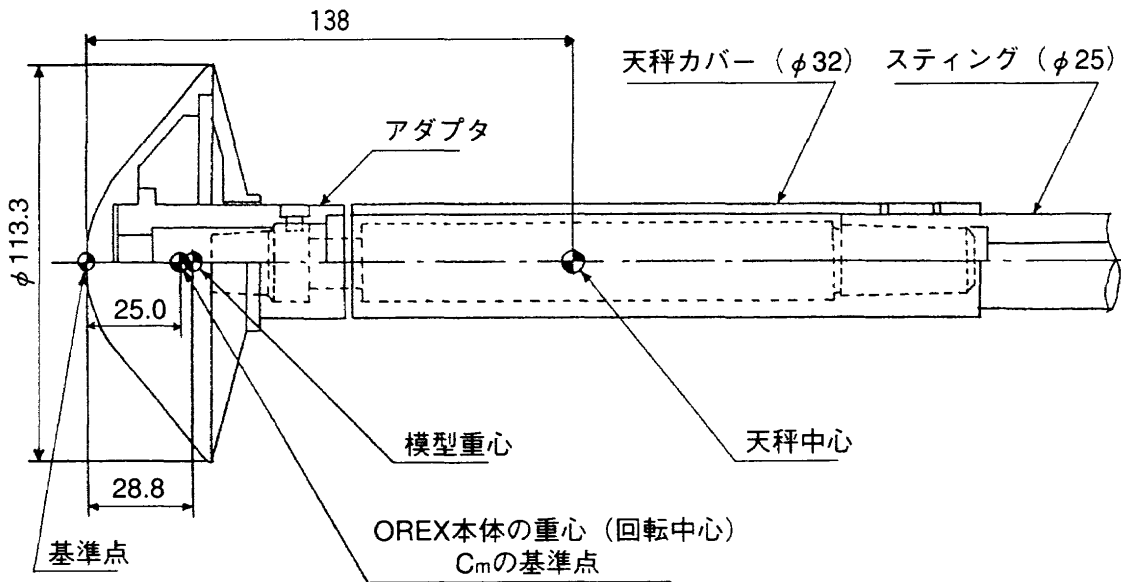


図3b. スティングへの天秤と模型の取り付け方法

にその諸元を示す。天秤に張られたストレンゲージの電圧出力から荷重を求めるため、天秤校正装置で基準重りによる荷重をかけ、天秤の校正係数を求めた。図3bに、スティングへの天秤と模型の取り付け方法を示す。模型の迎角を大きくした場合に模型の肩からの流れが模型取り付け用のアダプタに当たり干渉する恐れがあるので、アダプタをできるだけ短くした。また、天秤に気流が当たるのを防止するため天秤から隙間を空けて天秤を覆うように、天秤カバーをスティングから前方に延ばして取り付けられた。

4. 風洞試験

航空宇宙技術研究所の1 m × 1 m 吹出式超音速風洞を用いて、マッハ数 $1.4 \leq M_\infty \leq 4.0$ の範囲で5個の模型(C, D, E, F, G模型)の3分力試験を行った。風洞始動後、迎角を $\alpha = 0^\circ$ から -5° に急速に変化させたあと、 $\alpha = -5^\circ$ から 15° まで連続的に $2^\circ/s$ の速さで迎角を変化させ、その間 120 ms ごとに天秤の出力データの取り込みを行なった。迎角が $\alpha = 15^\circ$ に達すると迎角を直ちに 0° に戻して風洞を停止した。実際には天秤が撓むため、迎角は 16° を越えており、この撓みによる迎角の補正を行っている。

表2. データ処理の基準値

	OR50	2R50	3.3R50	10R50	10R45	備考
基準面積 (m ²)	0.010715	0.010029	0.010029	0.010029	0.010029	模型前面面積
基準長 (m)	0.11703	0.1133	0.1133	0.1133	0.1133	模型直径
基準点 (m)	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	模型先端
天秤中心 (m)	-0.138	-0.138	-0.138	-0.138	-0.138	模型先端から
模型重心 (m)	-0.0277	-0.0288	-0.0288	-0.0292	-0.0306	模型先端から
模型全長 (m)	0.073	0.073	0.073	0.073	0.073	
底面積 (m ²)	0.010715	0.010029	0.010029	0.010029	0.010029	模型前面面積

表3. 風洞試験条件一覧表

模 型	M _∞	Run No.	q _∞ (KPa)	P ₀ (KPa)	P _s (KPa)	R _∞ (模型直径)	α	備 考
OR50	1.392	16623	68.15	158.10	50.27	2.846 × 10 ⁵	-5° ~ 15°	3分力試験
	1.495	16624	69.97	163.00	44.71	2.901 × 10 ⁵	↑	↑
	1.599	16625	72.87	172.80	40.71	2.999 × 10 ⁵	↑	↑
	1.755	16626	77.48	192.80	35.93	3.158 × 10 ⁵	↑	↑
	2.005	16627	79.34	222.30	28.20	3.297 × 10 ⁵	↑	↑
	2.267	16628	79.35	261.90	22.06	3.442 × 10 ⁵	↑	↑
	2.501	16748	77.57	303.20	17.71	3.713 × 10 ⁵	↑	↑
	2.999	16749	89.34	520.60	14.19	4.940 × 10 ⁵	↑	↑
	3.498	16750	90.42	803.10	10.56	5.838 × 10 ⁵	↑	↑
	3.999	16761	95.85	1298.70	8.56	7.406 × 10 ⁵	↑	↑
2R50	1.494	16651	70.17	163.40	45.05	2.876 × 10 ⁵	-5° ~ 15°	3分力試験
	1.747	16652	77.96	193.40	36.49	3.165 × 10 ⁵	↑	↑
	2.004	16653	79.56	222.80	28.31	3.299 × 10 ⁵	↑	↑
	2.260	16654	79.88	262.40	22.34	3.446 × 10 ⁵	↑	↑
	2.500	16742	77.67	303.30	17.76	3.690 × 10 ⁵	↑	↑
	2.748	16743	81.77	387.60	15.47	4.120 × 10 ⁵	↑	↑
	3.000	16744	89.29	520.70	14.17	4.774 × 10 ⁵	↑	↑
	3.500	16745	90.22	802.80	10.52	5.686 × 10 ⁵	↑	↑
	4.003	16763	95.60	1299.00	8.52	7.294 × 10 ⁵	↑	↑
	3.3R50	1.408	15925	69.93	162.19	50.37	2.61 × 10 ⁵	-5° ~ 15°
1.511		15926	69.55	162.35	43.51	2.717 × 10 ⁵	↑	↑
1.589		15927	72.93	172.57	41.26	2.832 × 10 ⁵	↑	↑
1.748		15928	77.53	192.44	36.24	3.003 × 10 ⁵	↑	↑
1.989		15929	83.56	232.07	30.18	3.296 × 10 ⁵	↑	↑
2.238		15930	83.84	271.32	23.92	3.433 × 10 ⁵	↑	↑
2.487		15931	85.44	330.39	19.74	3.644 × 10 ⁵	↑	↑
3.001		16747	89.23	520.70	14.16	4.794 × 10 ⁵	↑	↑
3.501		16746	90.11	802.50	10.50	5.692 × 10 ⁵	↑	↑
4.001		16764	95.71	1298.70	8.54	7.294 × 10 ⁵	↑	↑
10R50	1.398	16729	68.80	159.60	50.30	2.942 × 10 ⁵	-5° ~ 15°	3分力試験
	1.498	16730	70.72	164.80	45.04	2.992 × 10 ⁵	↑	↑
	1.593	16731	73.68	174.50	41.46	3.101 × 10 ⁵	↑	↑
	1.753	16732	78.22	194.50	36.36	3.265 × 10 ⁵	↑	↑
	2.004	16733	79.91	223.80	28.43	3.402 × 10 ⁵	↑	↑
	2.250	16734	80.79	263.60	22.80	3.569 × 10 ⁵	↑	↑
	2.506	16735	77.40	303.70	17.61	3.641 × 10 ⁵	↑	↑
	2.992	16736	89.93	521.00	14.35	4.803 × 10 ⁵	↑	↑
	3.503	16738	90.09	803.40	10.49	5.651 × 10 ⁵	↑	↑
	4.001	16765	95.71	1298.90	8.54	7.274 × 10 ⁵	↑	↑
10R45	1.398	16632	68.42	158.70	50.01	2.979 × 10 ⁵	-5° ~ 15°	3分力試験
	1.493	16633	70.16	163.40	44.96	3.035 × 10 ⁵	↑	↑
	1.604	16634	73.09	173.50	40.60	3.146 × 10 ⁵	↑	↑
	1.753	16635	77.69	193.20	36.10	3.326 × 10 ⁵	↑	↑
	2.008	16636	79.32	222.60	28.11	3.443 × 10 ⁵	↑	↑
	2.261	16637	79.69	262.00	22.27	3.595 × 10 ⁵	↑	↑
	2.497	16739	77.90	303.50	17.85	3.624 × 10 ⁵	↑	↑
	3.001	16740	89.29	520.90	14.17	4.836 × 10 ⁵	↑	↑
	3.497	16741	90.52	803.30	10.57	5.759 × 10 ⁵	↑	↑
	4.000	16766	95.81	1299.40	8.55	7.192 × 10 ⁵	↑	↑
3.3R50	1.51	15948					0°	可視化試験
	3.00	15946					0°	(オイルフロー)
	3.00	15947					10°	↑
10R50	1.51	15943					0°	↑
	3.00	15944					0°	↑
	3.00	15945					10°	↑

表4. 空力係数一覧表

模 型	M _∞	Run No.	C _{Nα}	C _{Lα}	C _{mα}	C _{D10}	C _{D10}	C _{AB0}	備 考
OR50	1.392	16623	0.00681	-0.0207	-0.0034	1.424	1.025	0.3908	3分力試験
	1.495	16624	0.00655	-0.0208	-0.0031	1.429	1.070	0.3521	↑
	1.599	16625	0.00697	-0.0198	-0.0033	1.427	1.113	0.3063	↑
	1.755	16626	0.00669	-0.0190	-0.0031	1.426	1.142	0.2781	↑
	2.005	16627	0.00710	-0.0188	-0.0030	1.425	1.212	0.2111	↑
	2.267	16628	0.00766	-0.0179	-0.0027	1.398	1.224	0.1748	↑
	2.501	16748	0.00851	-0.0153	-0.0045	1.404	1.266	0.1381	↑
	2.999	16749	0.00855	-0.0139	-0.0046	1.339	1.248	0.0908	↑
	3.498	16750	0.01121	-0.0117	-0.0064	1.365	1.302	0.0630	↑
	3.999	16761	0.01200	-0.0105	-0.0069	1.336	1.290	0.0466	↑
2R50	1.494	16651	0.00684	-0.0203	-0.0033	1.441	1.081	0.3603	3分力試験
	1.747	16652	0.00677	-0.0193	-0.0031	1.435	1.150	0.2849	↑
	2.004	16653	0.00724	-0.0192	-0.0029	1.438	1.226	0.2117	↑
	2.260	16654	0.00809	-0.0178	-0.0028	1.410	1.236	0.1737	↑
	2.500	16742	0.0088	-0.0153	-0.0048	1.420	1.282	0.1397	↑
	2.748	16743	0.0098	-0.0142	-0.0053	1.422	1.308	0.1142	↑
	3.000	16744	0.0087	-0.0141	-0.0047	1.358	1.263	0.0951	↑
	3.500	16745	0.0114	-0.0115	-0.0066	1.367	1.297	0.0696	↑
	4.003	16763	0.0121	-0.0106	-0.0071	1.360	1.310	0.0498	↑
3.3R50	1.408	15925	0.0066	-0.0201	-0.0041	1.362	0.980	0.3840	3分力試験
	1.511	15926	0.0067	-0.0197	-0.0039	1.355	1.009	0.3500	↑
	1.589	15927	0.0067	-0.0194	-0.0040	1.367	1.049	0.3200	↑
	1.748	15928	0.0069	-0.0186	-0.0040	1.351	1.075	0.2760	↑
	1.989	15929	0.0071	-0.0184	-0.0042	1.371	1.149	0.2240	↑
	2.238	15930	0.0075	-0.0173	-0.0040	1.342	1.159	0.1840	↑
	2.487	15931	0.0078	-0.0165	-0.0042	1.351	1.202	0.1480	↑
	3.001	16747	0.0085	-0.0135	-0.0044	1.304	1.211	0.0930	↑
	3.501	16746	0.01095	-0.0109	-0.0063	1.313	1.241	0.0710	↑
4.001	16764	0.01176	-0.0102	-0.0067	1.313	1.264	0.0495	↑	
10R50	1.398	16729	0.00722	-0.0158	-0.0035	1.341	0.949	0.3915	3分力試験
	1.498	16730	0.00702	-0.0159	-0.0035	1.342	0.993	0.3516	↑
	1.593	16731	0.00732	-0.0155	-0.0038	1.345	1.036	0.3088	↑
	1.753	16732	0.00730	-0.0158	-0.0037	1.347	1.064	0.2839	↑
	2.004	16733	0.00756	-0.0156	-0.0039	1.354	1.138	0.2156	↑
	2.250	16734	0.00803	-0.0146	-0.0042	1.333	1.153	0.1797	↑
	2.506	16735	0.00864	-0.0142	-0.0045	1.343	1.203	0.1404	↑
	2.992	16736	0.00847	-0.0133	-0.0044	1.280	1.191	0.0968	↑
	3.503	16738	0.00940	-0.0111	-0.0060	1.304	1.231	0.0722	↑
	4.001	16765	0.01148	-0.0101	-0.0065	1.292	1.243	0.0485	↑
10R45	1.398	16632	0.00716	-0.0190	-0.0032	1.308	0.917	0.3919	3分力試験
	1.493	16633	0.00714	-0.0187	-0.0030	1.313	0.961	0.3602	↑
	1.604	16634	0.00686	-0.0185	-0.0029	1.312	1.006	0.3132	↑
	1.753	16635	0.00712	-0.0179	-0.0027	1.318	1.039	0.2835	↑
	2.008	16636	0.00735	-0.0175	-0.0026	1.323	1.112	0.2134	↑
	2.261	16637	0.00796	-0.0159	-0.0025	1.302	1.128	0.1733	↑
	2.497	16739	0.00845	-0.0138	-0.0042	1.306	1.163	0.1428	↑
	3.001	16740	0.00830	-0.0128	-0.0043	1.250	1.155	0.0954	↑
	3.497	16741	0.01092	-0.0100	-0.0059	1.255	1.183	0.0720	↑
4.000	16766	0.01162	-0.0095	-0.0064	1.258	1.208	0.0502	↑	
3.3R50	1.51	15948						0°	可視化試験
	3.00	15946						0°	(オイルロー)
	3.00	15947						10°	↑
10R50	1.51	15943						0°	↑
	3.00	15944						0°	↑
	3.00	15945						10°	↑

※ C_{Nα}, C_{Lα}, C_{mα}は α = 4° の時の空力係数

迎角範囲を $-5^\circ < \alpha < 15^\circ$ に選んだのは、超音速領域でこの形状の物体が再突入時に揺れる振幅は $|\alpha| < 15^\circ$ に限定されるからである¹⁰⁾。試験のレイノルズ数は、模型の直径 D を基準長さとする、約 $2.76 \times 10^6 \leq R_{e\infty} \leq 7.45 \times 10^6$ の範囲である。内径 1ϕ のパイプ 2 本を模型背面の半径の約 $1/2$ の位置に配管し模型の背面圧力 P_b を測定した。これらの平均圧力が模型背面全体に作用するものとして底面圧力係数 C_{pb} を算出した。ここでは、底面軸力係数を $C_{Ab} = -C_{pb}$ として以後の計算を行う。

3 分力の測定中には同時にシュリーレン写真の撮影とビデオの収録を行ない、流れを観察した。また、模型表面の流れの可視化のためマッハ数 $M_\infty = 1.5$ と 3.0 で $\alpha = 0^\circ$ と 10° について模型表面のオイルフローの試験を行った。

表 2 にデータ処理に用いた基準値を、表 3 に風洞試験の条件とその内容を、表 4 に空力係数一覧表を示す。

5. 試験結果

5.1 機体軸から見た空力係数

(1) 模型の底面軸力係数 C_{Ab}

模型を風洞内にスティングで支持して抗力を測定する場合、飛行体が自由に飛行する場合とは異なる底面圧力が

作用することが知られている。特に模型の後端が球根状に丸みがついている場合に、ウエークの形が変わったり、スティングの境界層を通じて上流への圧力伝搬が生じる¹⁹⁻²⁰⁾。あるいは物体からの衝撃波が風洞壁に反射して再びスティングに達してウエークの圧力上昇が起きる¹¹⁾。OREX 形状模型の場合はこの影響を評価するため模型の平均底面圧力を測定し、底面積と圧力の積の力で模型の底面が押されていると見なし、この力を一様流の静圧 P_∞ による底面軸力 $P_\infty S_b$ に置き換えて補正を行った。すなわち底面軸力係数 C_{Ab} の一様流方向成分を求めて全抗力係数 C_{Dx} から差し引き、前面軸力係数 C_{Af} を求めた¹⁰⁾。

図 4a に、C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 0R50 と略記) の底面軸力係数 C_{Ab} の迎角 α に対する変化を示す。また図 4b に D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)、図 4c に E 模型 ($r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50, OREX)、図 4d に F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50)、図 4e に G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45) の場合の C_{Ab} の変化を示す。これらの C_{Ab} の値は正で、5 個の模型では大きな差は見られない。迎角 α に対する C_{Ab} の値はマッハ数が大きくなるほど変化が小さい。その絶対値 $|C_{Ab}|$ はマッハ数の増加とともに小さくなる。

図 4f は、C, D, E (OREX), F, G 模型の迎角が $\alpha = 0^\circ$

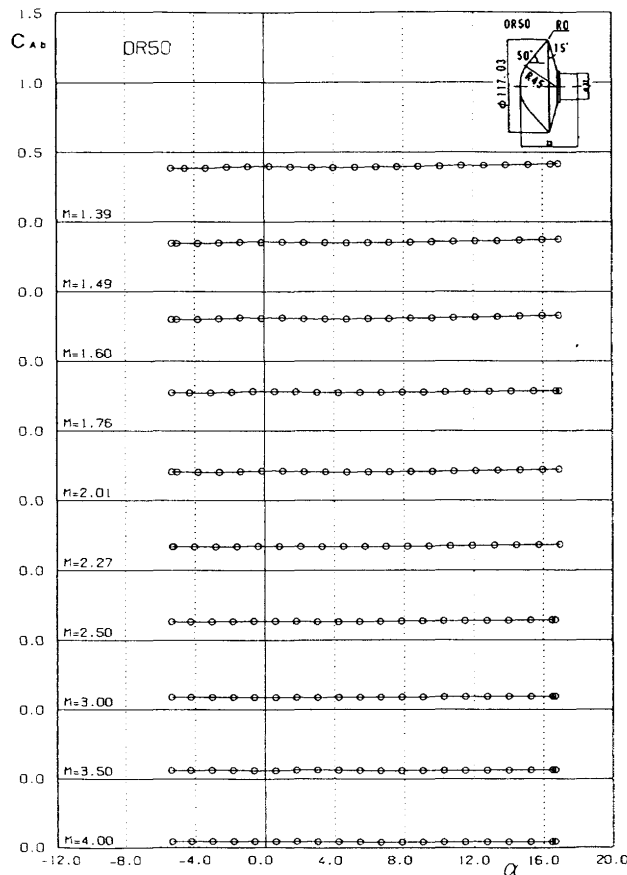


図 4 a. 迎角 α に対する底面軸力係数 C_{Ab} の変化
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 0R50)

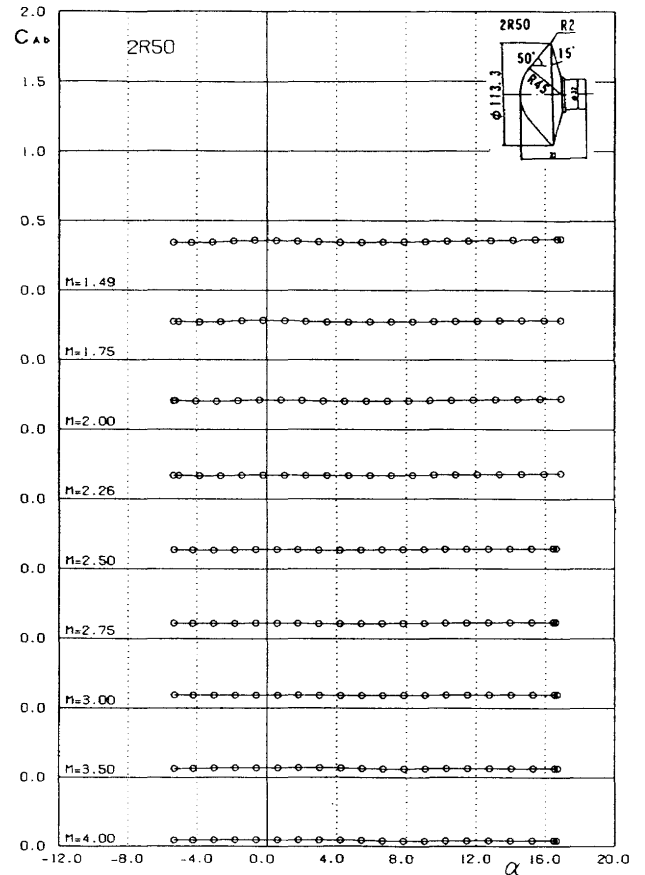


図 4 b. 迎角 α に対する底面軸力係数 C_{Ab} の変化
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)

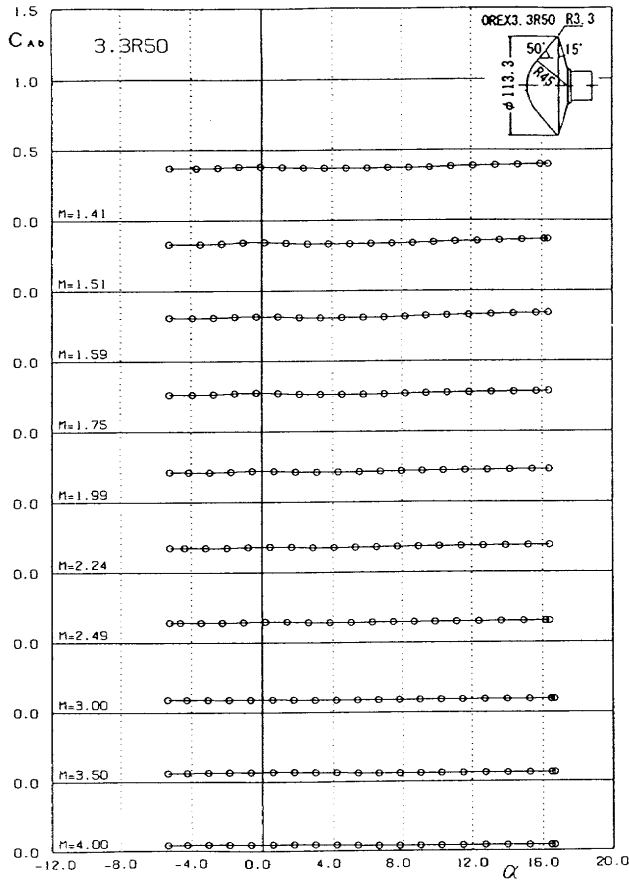


図 4 c. 迎角 α に対する底面軸力係数 C_{Ab} の変化
E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)

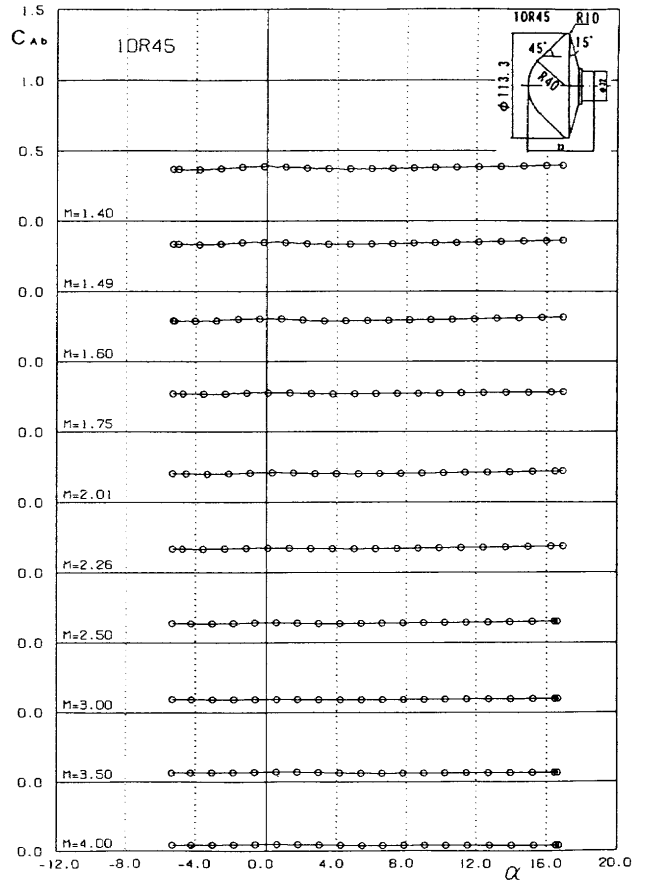


図 4 e. 迎角 α に対する底面軸力係数 C_{Ab} の変化
G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45)

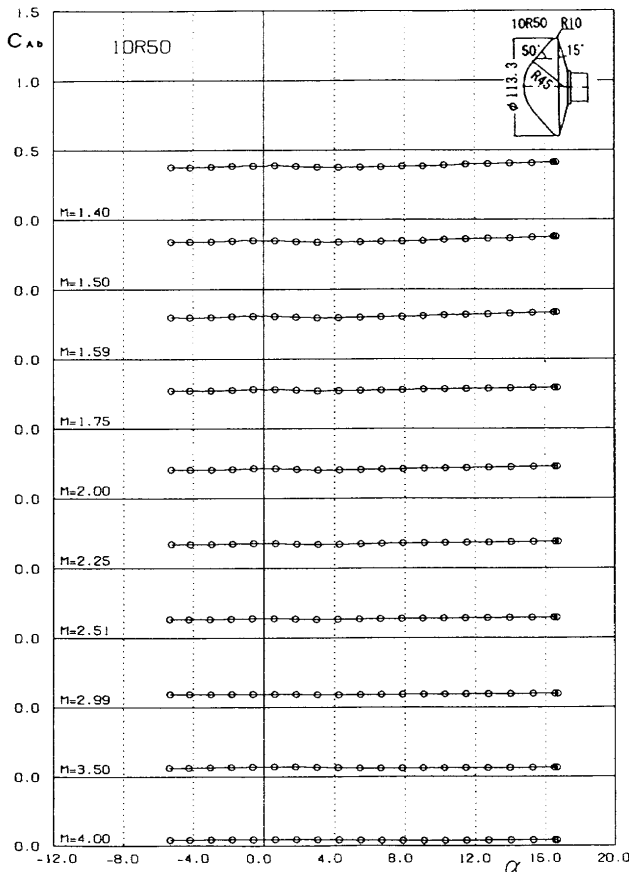


図 4 d. 迎角 α に対する底面軸力係数 C_{Ab} の変化
F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50)

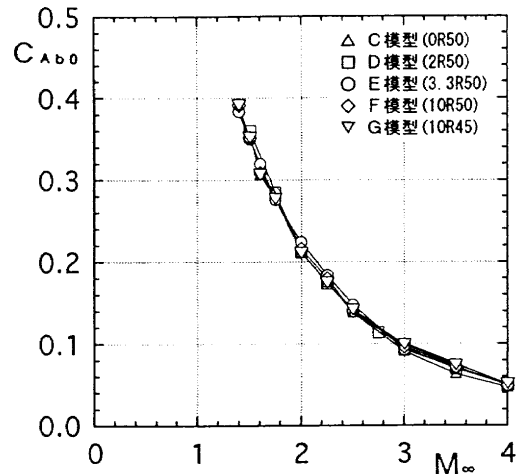


図 4 f. 迎角 $\alpha = 0^\circ$ でのマッハ数 M_∞ に対する底面軸力係数 C_{Ab0} の変化, C(OR50), D(2R50), E(3.3R50), F(10R50), G(10R45) 模型の比較

の場合の底面軸力係数 C_{Ab0} を比較したもので差はほとんどない。前面形状が異なっても、背面（底面）圧力の変化は小さい。マッハ数が大きくなると C_{Ab0} が 0 に近づき、底面圧力は一様流の静圧に接近することを示す。この図には、文献(1)に見られるような $1.2 < M_\infty \leq 1.5$ での底面圧力が大きく変動するという異常な振る舞いは見られない。

(2) 全軸力係数 C_{At} と前面軸力係数 C_{Af}

図 5a に C 模型 (OR50) の場合の全軸力係数 C_{At} の迎角 α

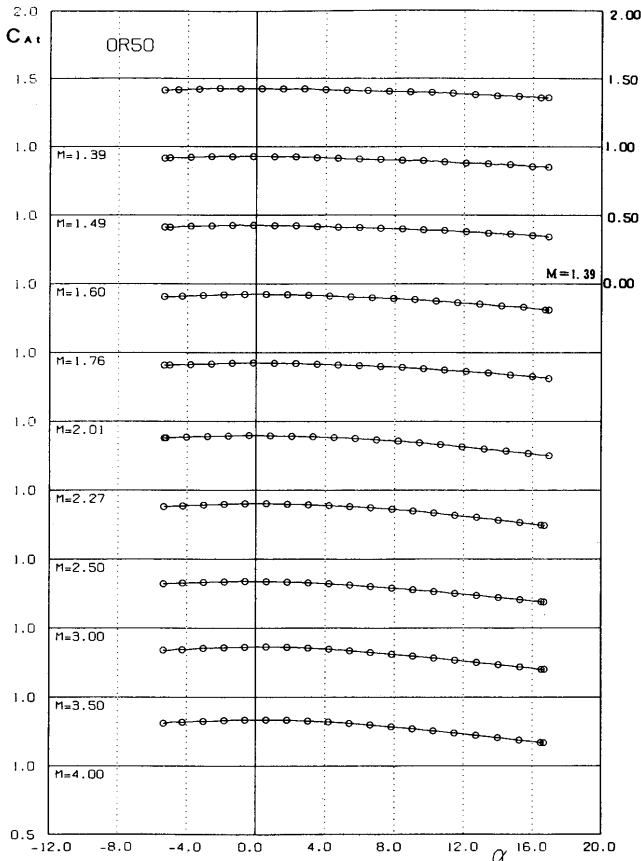


図 5 a. 迎角 α に対する全軸力係数 C_{At} の変化
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, OR50)

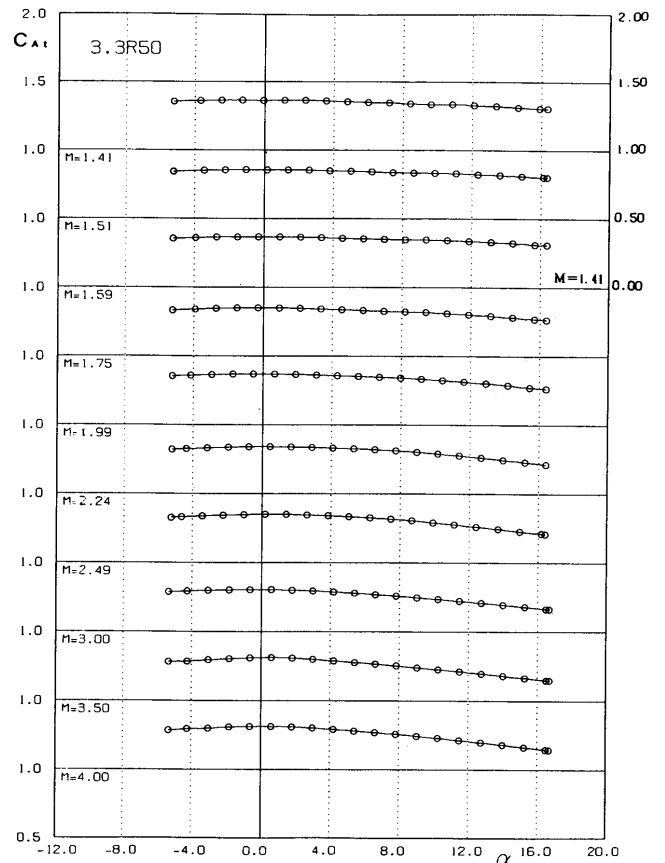


図 5 c. 迎角 α に対する全軸力係数 C_{At} の変化
E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)

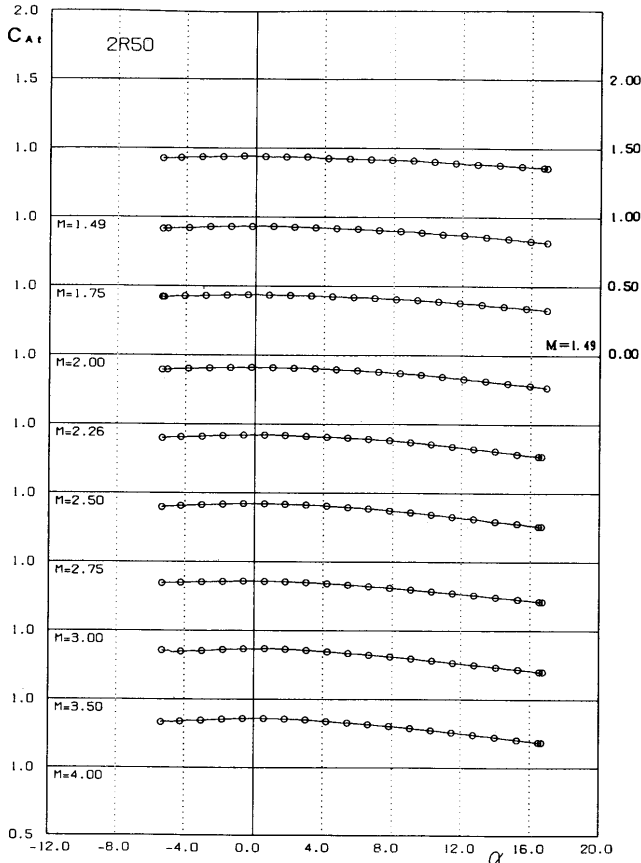


図 5 b. 迎角 α に対する全軸力係数 C_{At} の変化
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)

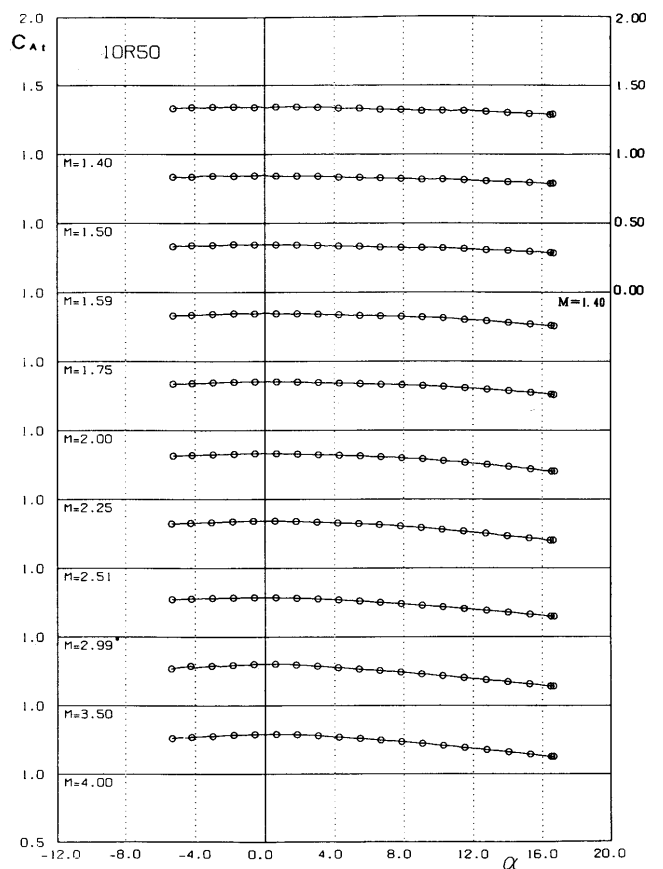


図 5 d. 迎角 α に対する全軸力係数 C_{At} の変化
F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50)

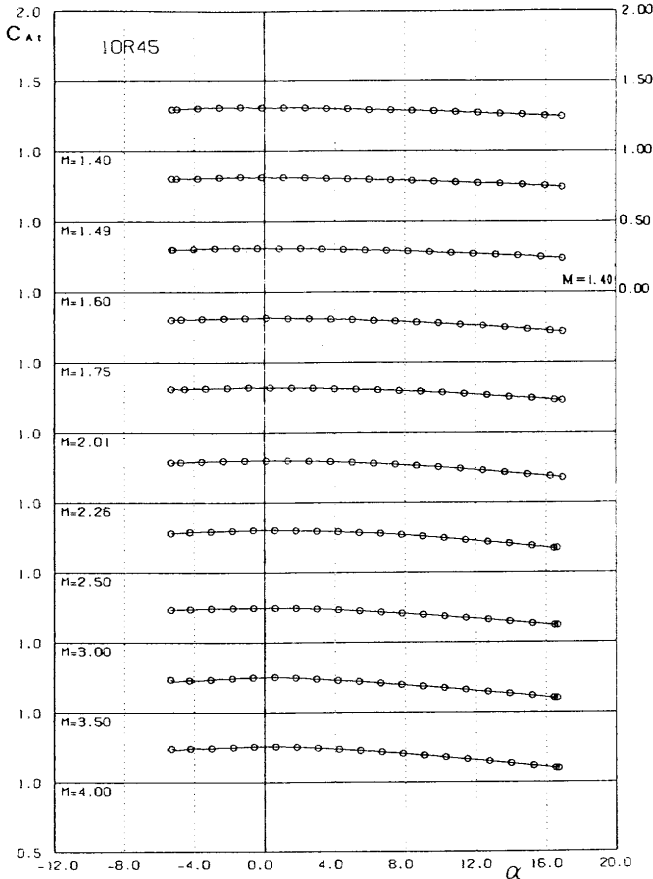


図5e. 迎角 α に対する全軸力係数 C_{Af} の変化
G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45)

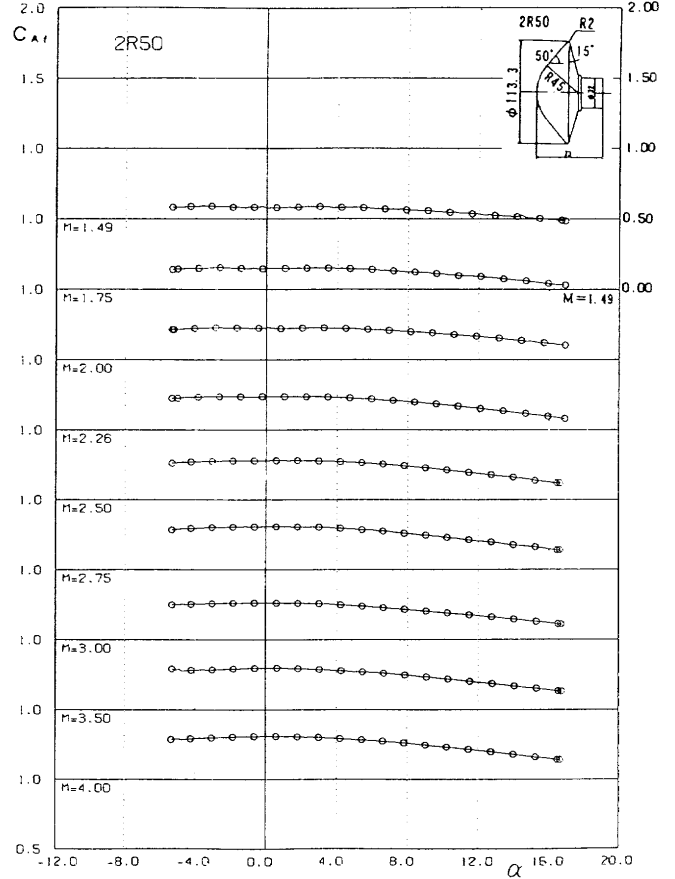


図6b. 迎角 α に対する前面軸力係数 C_{Af} の変化
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)

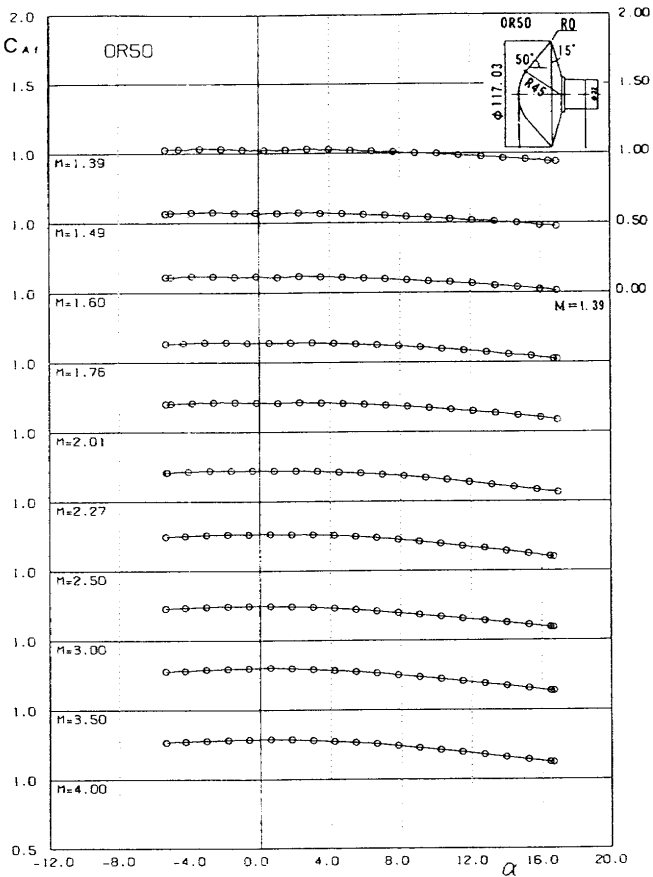


図6a. 迎角 α に対する前面軸力係数 C_{Af} の変化
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 0R50)

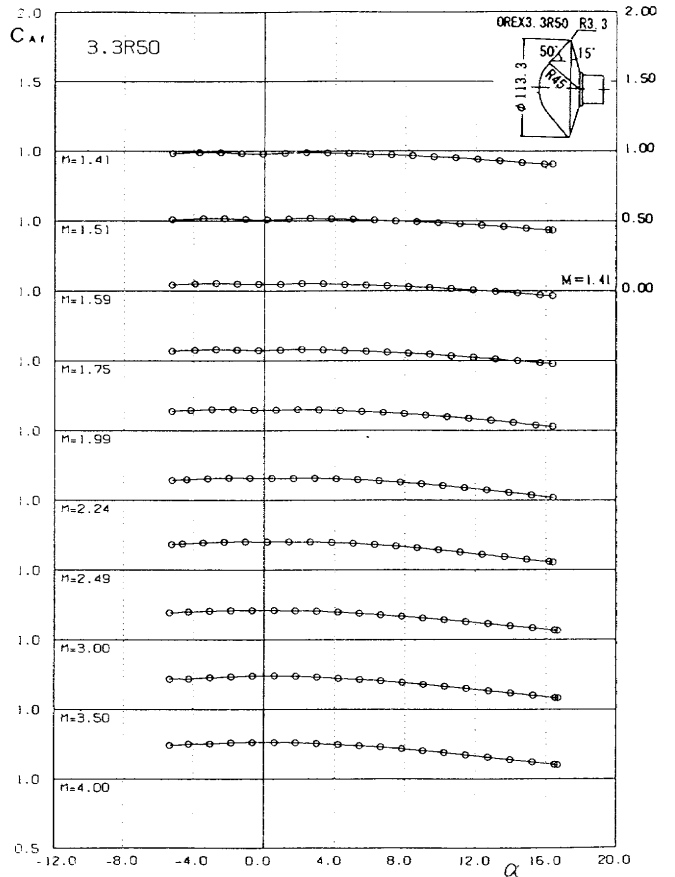


図6c. 迎角 α に対する前面軸力係数 C_{Af} の変化
E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)

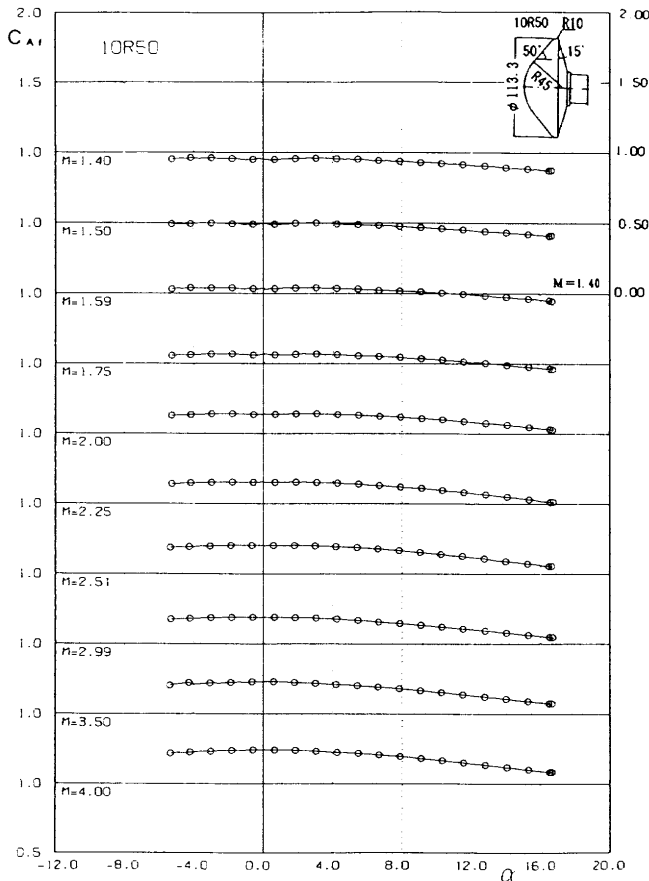


図6d. 迎角 α に対する前面軸力係数 C_{Af} の変化
F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50)

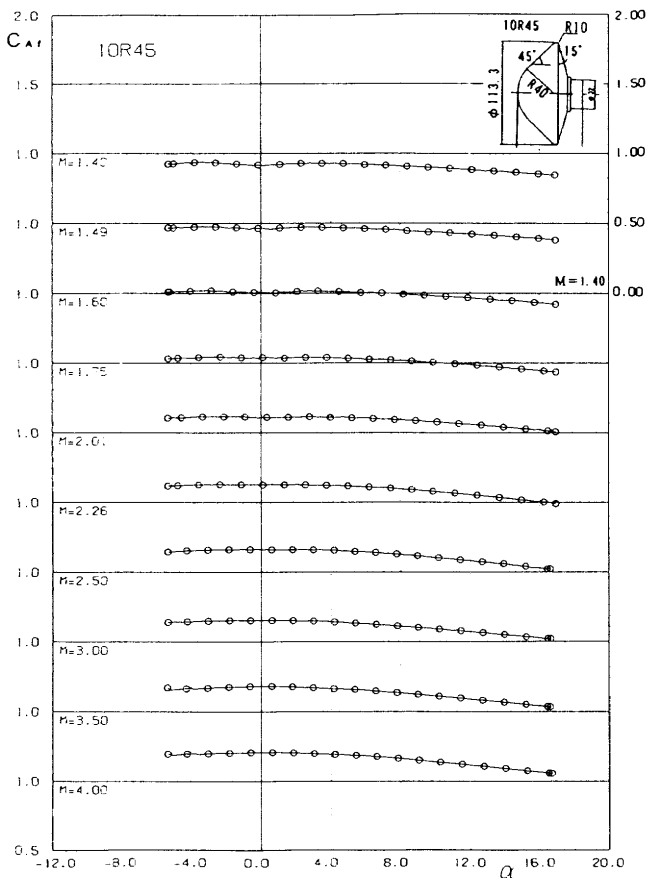


図6e. 迎角 α に対する前面軸力係数 C_{Af} の変化
G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45)

に対する変化を示す。つづいて図5bにD模型(2R50), 図5cにE模型(3.3R50, OREX), 図5dにF模型(10R50), 図5eにG模型(10R45)の迎角 α に対する全軸力係数 C_A の変化を示す。 $C(0R50)$, $D(2R50)$ の二つの模型の全軸力係数 C_A の値はほぼ一致する。またE(3.3R50, OREX), F(10R50)模型の C_A がほぼ一致する。マッハ数の小さい範囲では全軸力係数 C_A の迎角 α に対する変化は小さい。このことについては後で全抗力係数及び前面抗力係数のところで述べる。

図6aにC(0R50)模型の前面軸力係数 C_{Af} の迎角 α に対する変化を示す。つづいて図6bにD模型(2R50), 図6cにE模型(3.3R50, OREX), 図6dにF模型(10R50), 図6eにG模型(10R45)の C_{Af} の迎角 α に対する変化を示す。理由は明らかでないが, ここでもC, D模型の C_{Af} の値はほぼ一致し, またEとF模型の C_{Af} はほぼ一致している。前面軸力係数 C_{Af} は $\alpha = 0^\circ$ のとき最大値あるいは極小値を取る。これらの前面軸力係数 C_{Af} は全軸力係数 C_A から底面軸力係数 C_{Ab} を差し引いた値である。これらの模型ではマッハ数 M_∞ が増加すると前面軸力係数 C_{Af} が増大する。この特性は, 通常の細長物体の場合には C_{Af} はマッハ数に依存するが C_{Af} はマッハ数への依存が小さくなる特性を示す¹⁸⁾ ことと傾向が逆である。また, すべてのマッハ数領域で $C_{Af} \leq C_A$ となっている。

(3) 垂直力係数 C_N と垂直力傾斜 $C_{N\alpha}$

図7aにC模型(0R50), 図7bにD模型(2R50), 図7cにE模型(3.3R50), 図7dにF模型(10R50), 図7eにG模型(10R45)の垂直力係数 C_N の迎角 α に対する変化を示す。文献(1)では, いくつかの例外を除いてはカプセル形状の再突入模型について $|\alpha| < 4^\circ$ の範囲では垂直力係数 C_N の迎角 α に対する変化は線形に保たれると述べている。しかし, 本実験の図7aから図7eでは, $M_\infty = 1.4$ 付近では $|\alpha| < 2^\circ$ の範囲で非線形に変化しており, $|\alpha| > 2^\circ$ の範囲ではむしろ線形に近い変化をしている。マッハ数が大きくなると α のさらに大きな範囲で C_N は非線形に変化している。また模型によって異なるが, マッハ数 $M_\infty = 3.0$ 付近を境に, それ以下のマッハ数では $|\alpha| < 4^\circ$ で迎角 α に対して C_N が非線形に近い形で変化しており, 一方そのマッハ数以上では $|\alpha| < 4^\circ$ で C_N が線形に変化する傾向に突然変わる。その境界を図中に Δ で示す。この付近の $M_\infty = 3.0$ で全ての模型について C_N が $\alpha = 0^\circ$ で 0 にならない現象が見られる。すなわち, 迎角 0° で約 $C_N = 0.01$ の揚力や横力が作用する。表3からわかるように, これらの試験が行われたレイノルズ数は球や円柱の遷移レイノルズ数約 4×10^5 のほぼ10倍である。後で流れの可視化で示すように, 先端近くのネジ穴をゴム粘土で塞いだときの凹凸が表面流れを非対称にすることも $\alpha = 0^\circ$ で揚力が作用する原因の一つと考えられる。

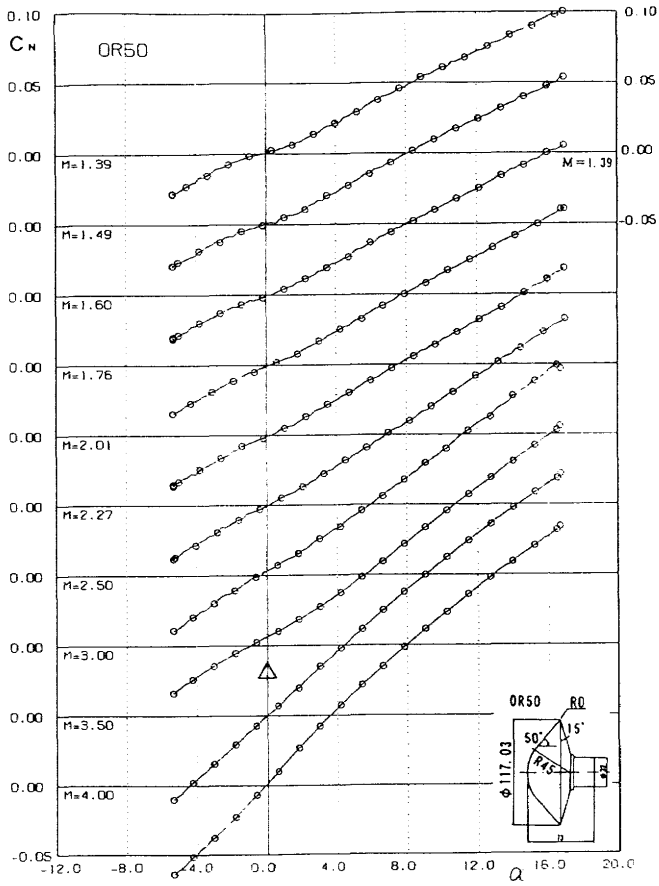


図7a. 迎角 α に対する垂直力係数 C_N の変化
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, OR50)

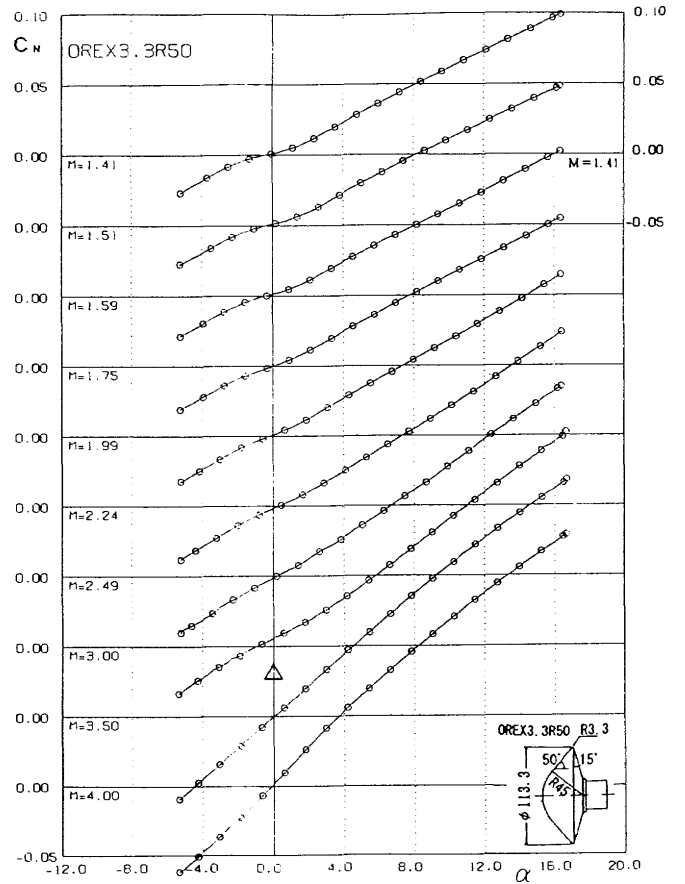


図7c. 迎角 α に対する垂直力係数 C_N の変化
E 模型 ($r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)

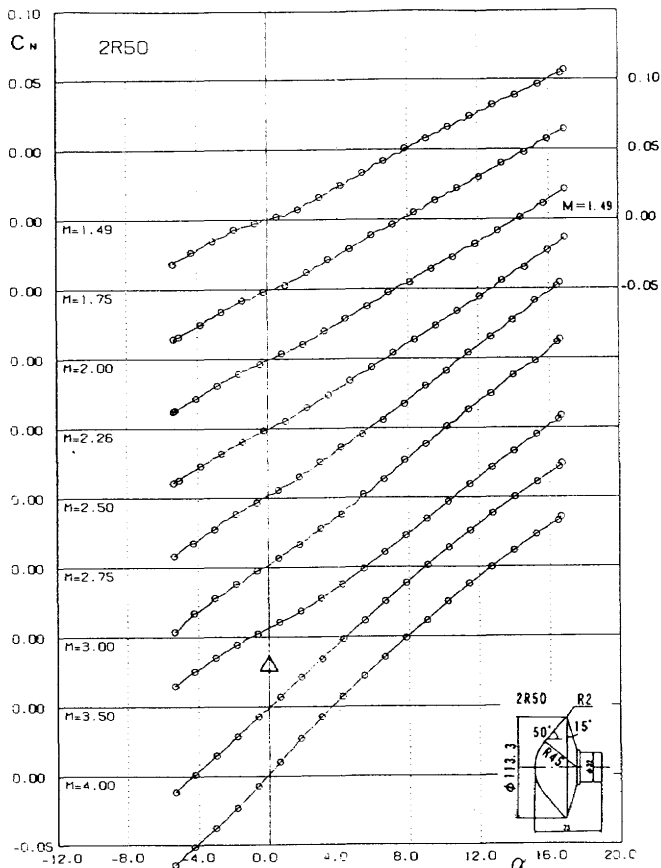


図7b. 迎角 α に対する垂直力係数 C_N の変化
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)

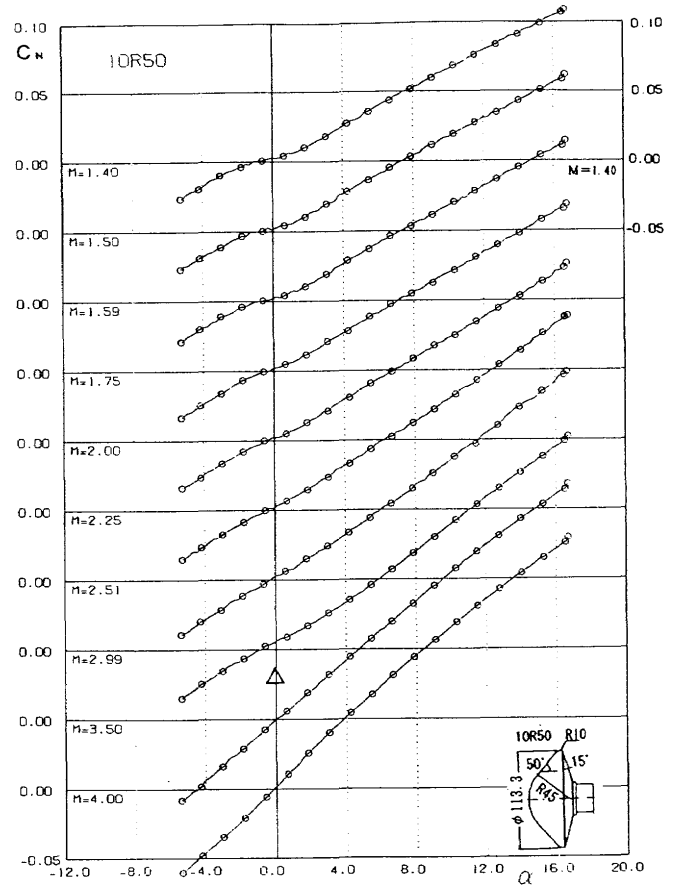


図7d. 迎角 α に対する垂直力係数 C_N の変化
F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50)

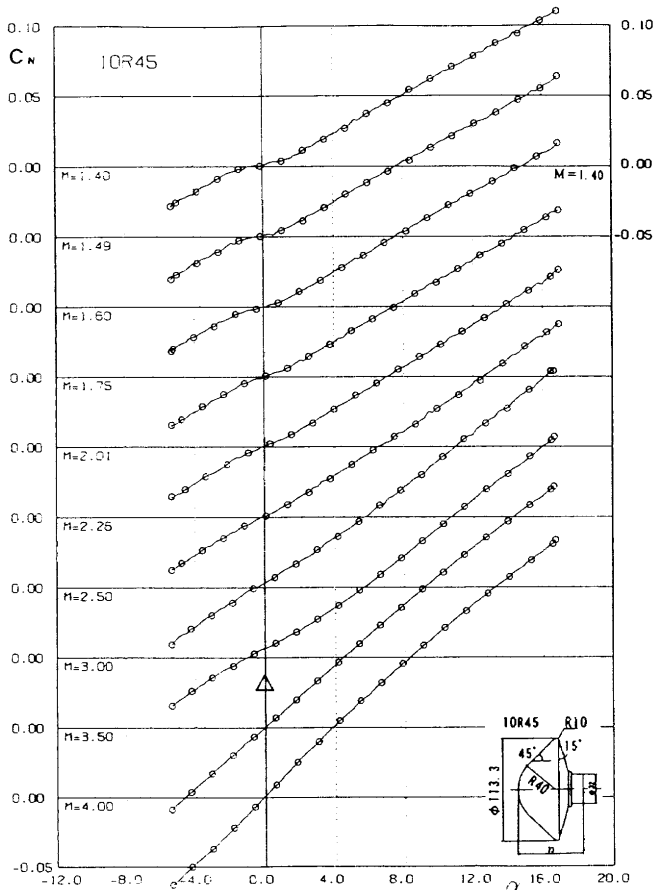


図 7e. 迎角 α に対する垂直力係数 C_N の変化
G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45)

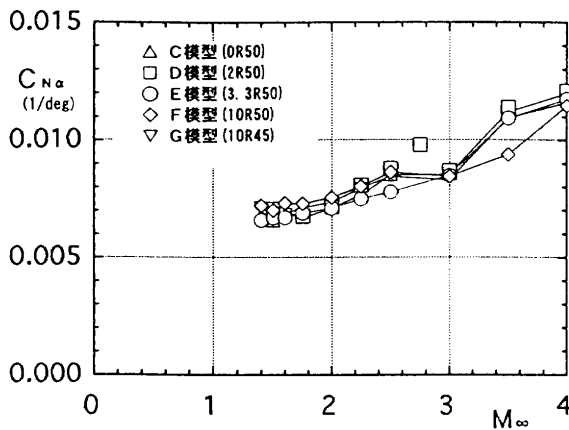


図 8. マッハ数 M_∞ に対する垂直力傾斜 C_{Na} の変化
($\alpha = 4^\circ$ 付近), C, D, E, F, G 模型

図 8 に、C から G の 5 形状模型について非線形性が小さくなった $\alpha = 4^\circ$ から 5° 付近での垂直力傾斜 C_{Na} のマッハ数 M_∞ に対する勾配を図 7a から図 7e で求めて示す。全マッハ数について模型形状による差は比較的小さい。

5. 2 安定軸から見た空力係数

つぎに、軌道再突入実験機形状模型の安定軸系(風洞軸系)から見た縦の 3 分力の空力係数：前面揚力係数 C_{L_f} 、前

面抗力係数 C_{D_f} 、縦揺れモーメント係数 C_m についてのべる。これらの係数のマッハ数への依存を見るため、図 9a に C 模型(0R50)の機体軸系から見た縦の 3 分力の迎角 α に対する測定結果から求めた安定軸系の空力係数 C_{L_f} 、 C_{D_f} 、 C_m について、マッハ数 $\Delta M_\infty = 0.5$ おきのデータをまとめて示す。また同様に、図 9b に D 模型(2R50)、図 9c に E 模型(3.3R50)、図 9d に F 模型(10R50)、図 9e に G 模型(10R45)のデータをまとめて示す。

(1) 前面揚力係数 C_{L_f} と全揚力係数 C_L

図 9a から図 9e に示す模型の前面揚力係数 C_{L_f} は迎角 α の正の値に対して負の値を取る。このように前面揚力係数 C_{L_f} の迎角 α に対する変化は垂直力係数 C_N の迎角 α に対する変化あるいは通常の飛行体の揚力係数 C_L の迎角 α に対して増加する傾向と逆の傾向を示す。その理由は、このような鈍頭物体では前面軸力係数 C_{A_f} が垂直力係数 C_N に比較して大きいため、一様流に対してそれらの合成力の垂直な成分 C_{L_f} が負となるからである。したがって、機体が何かの原因で流れに対して垂直方向の運動を生じるかあるいは傾いた場合、一様流に垂直方向の運動を助長するような負の揚力が生じる。その時模型を合成速度の方向に戻そうとする負のモーメントが生じる。そのため、木の葉や紙を落としたとき横滑りしながらヒラヒラと落ちるのと類似した運動が誘起される可能性がある。

$|C_{L_f}|$ の値はマッハ数 M_∞ が増加すると減少する。抗

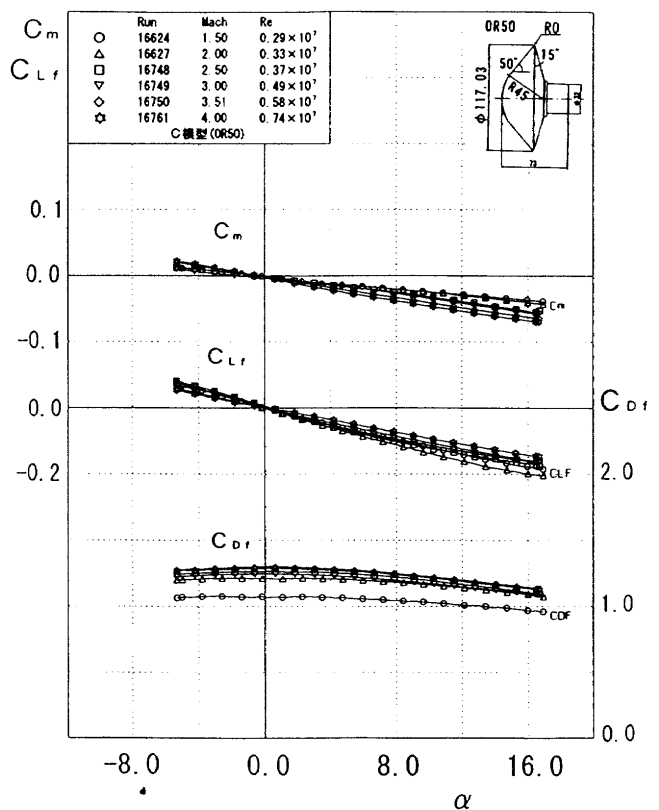


図 9a. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_{L_f} 、前面抗力係数 C_{D_f} 、縦揺れモーメント係数 C_m の変化
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 0R50)

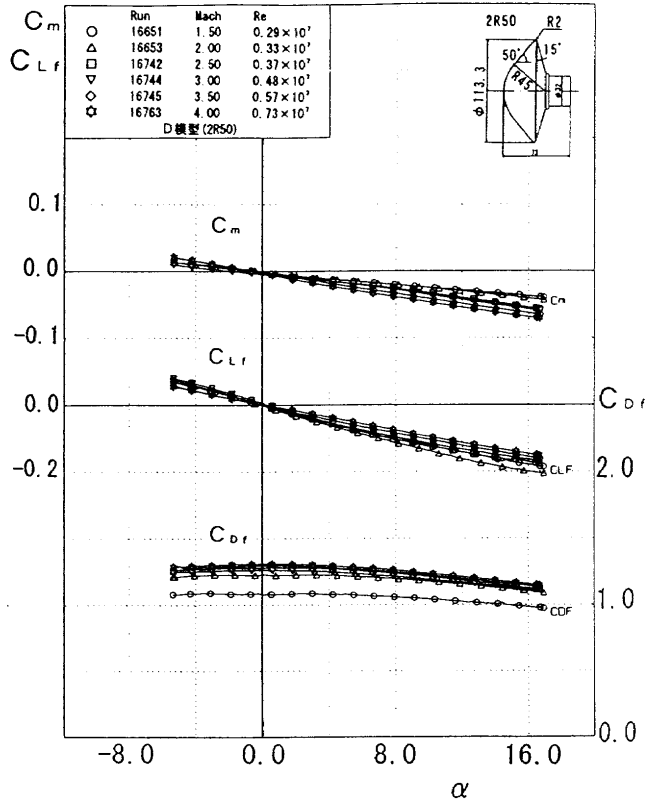


図9b. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_L , 前面抗力係数 C_D , 縦揺れモーメント係数 C_m の変化
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)

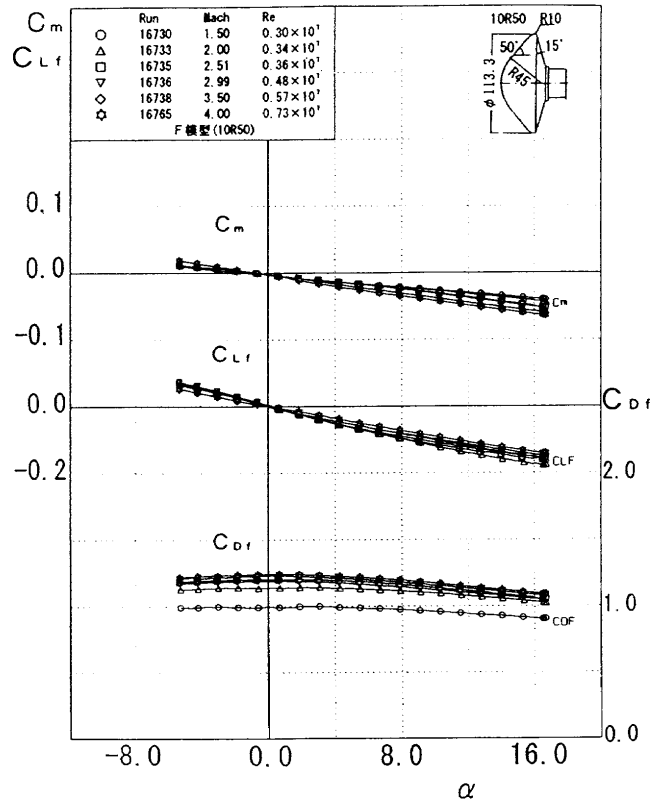


図9d. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_L , 前面抗力係数 C_D , 縦揺れモーメント係数 C_m の変化
F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50)

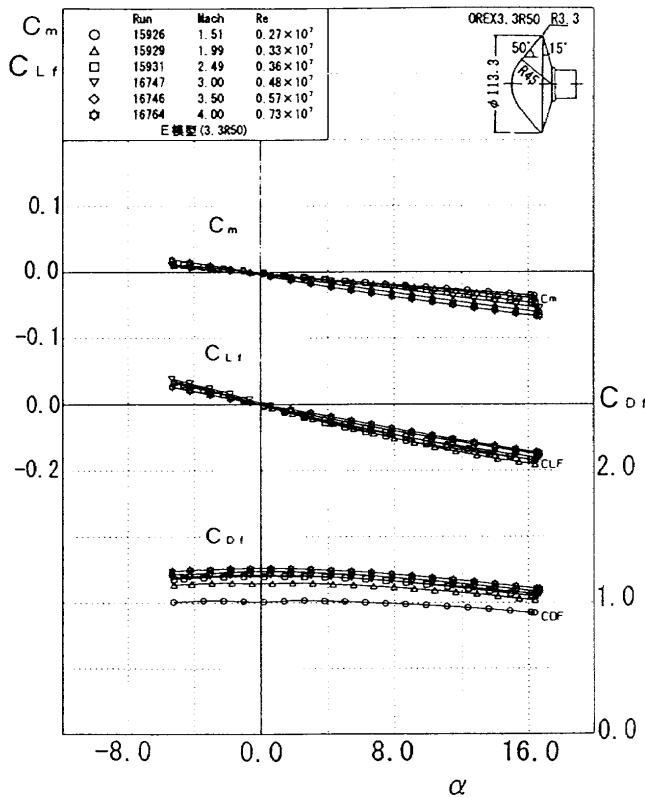


図9c. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_L , 前面抗力係数 C_D , 縦揺れモーメント係数 C_m の変化
E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)

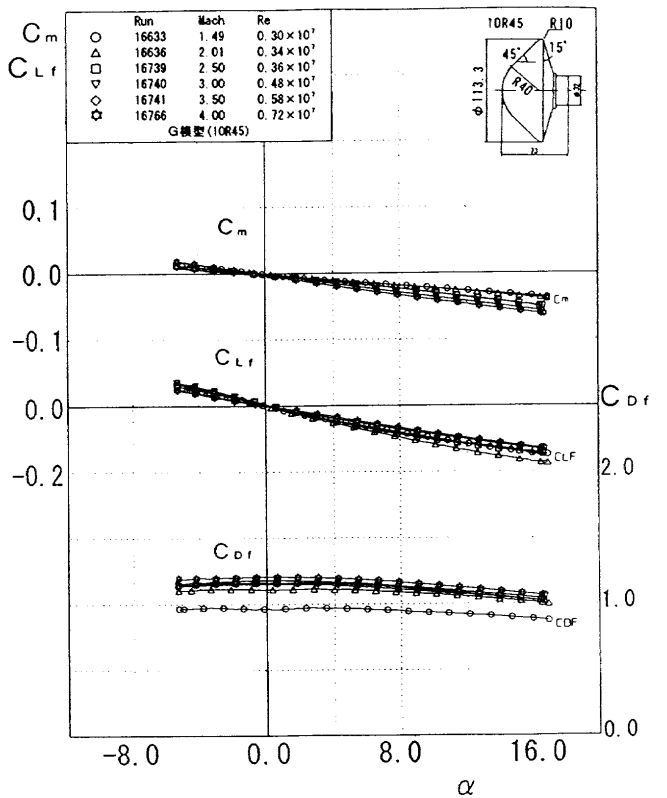


図9e. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_L , 前面抗力係数 C_D , 縦揺れモーメント係数 C_m の変化
G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45)

力係数 C_{Df} はマッハ数 M_∞ の増加に対して増大する。縦揺れモーメント係数 C_m は正の迎角 α に対して負の値をとる。従って静的に安定である。 $|C_m|$ はマッハ数 M_∞ の増加に対して増大する。これらの傾向は全ての模型に共通している。

図 10a から図 10e に C, D, E, F, G 模型の順に全揚力係数 C_L の迎角 α に対する変化を、マッハ数 M_∞ をパラメータとして示す。マッハ数が大きくなるに従って迎角 α に対する C_L の変化は小さくなる。

また図 11a から図 11e に、C, D, E, F, G 模型の順に前面揚力係数 C_{Lf} の迎角 α に対する変化を、マッハ数 M_∞ をパラメータとして示す。底面圧力を一様流の静圧に置き換える補正を行うことによって、 $C_{Lf}(\alpha)$ は $C_L(\alpha)$ よりもマッハ数への依存が小さくなり、それぞれのグラフが類似した変化を示す。図 9a から図 9e までの $C_{Lf}(\alpha)$ の重ね描きにもこの傾向が明確に示されている。図 11a から図 11e まででは低いマッハ数、例えば $M_\infty=1.41$ での前面揚力係数 C_{Lf} と迎角 α の関係は $\alpha = \pm 2^\circ$ 付近で屈曲している。さらに大きな迎角 α に対しては大体線形な変化をしている。翼の揚力係数 C_L と迎角 α の関係が迎角 α の小さい範囲で線形であることと対照的である。マッハ数が大きくなると $\alpha = \pm 2^\circ$ 付近での屈曲はなくなるが、揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ は迎角 α に対してゆるやかに非線形に減少している。

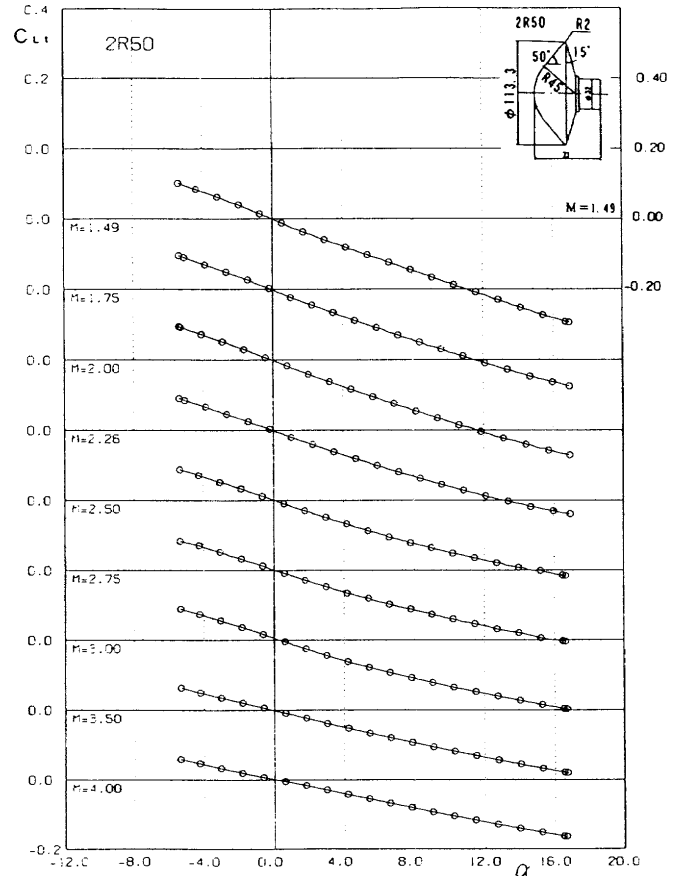


図 10b. 迎角 α に対する全揚力係数 C_L の変化
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)

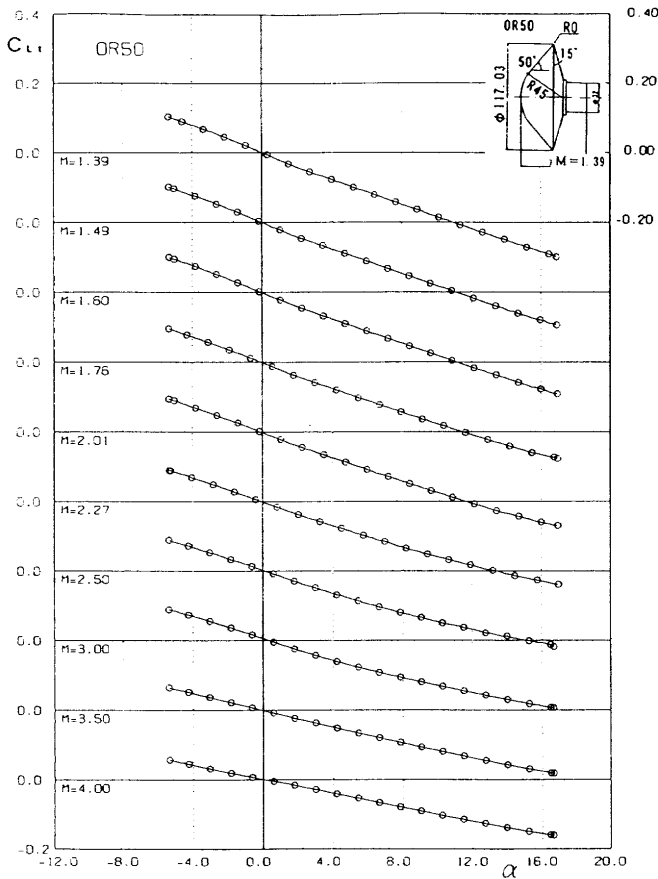


図 10a. 迎角 α に対する全揚力係数 C_L の変化
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 0R50)

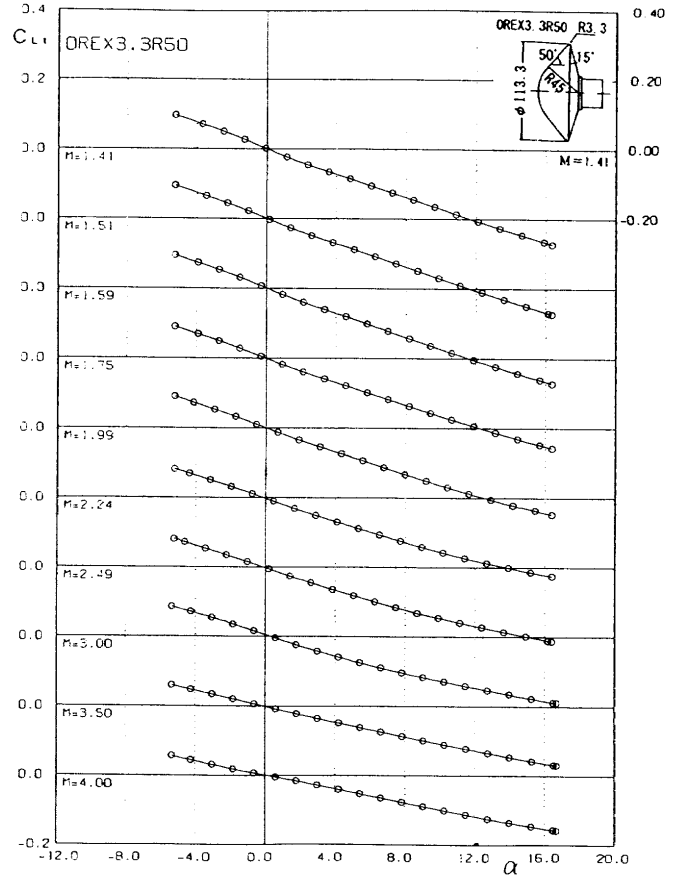


図 10c. 迎角 α に対する全揚力係数 C_L の変化
E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)

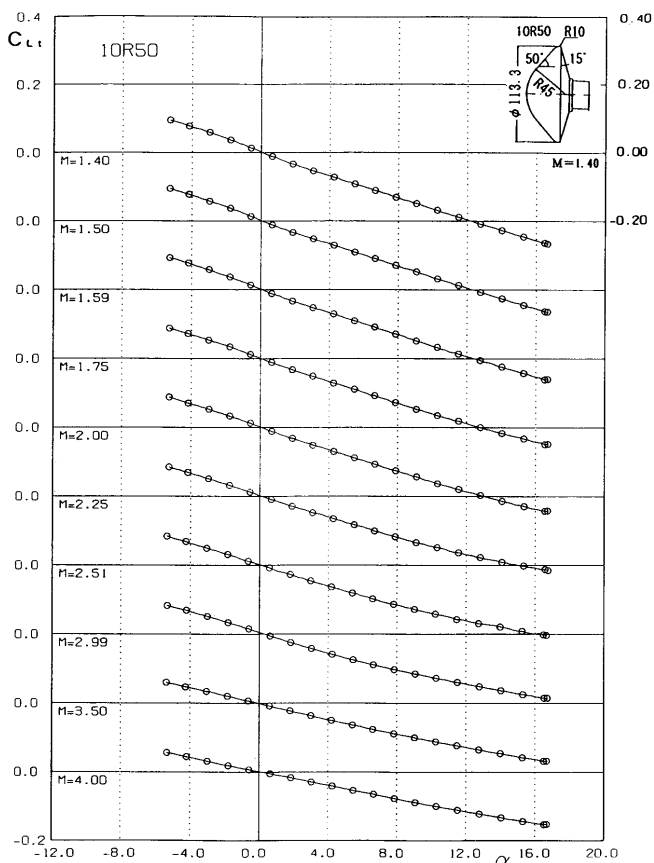


図 10 d. 迎角 α に対する全揚力係数 C_{L_t} の変化
F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50)

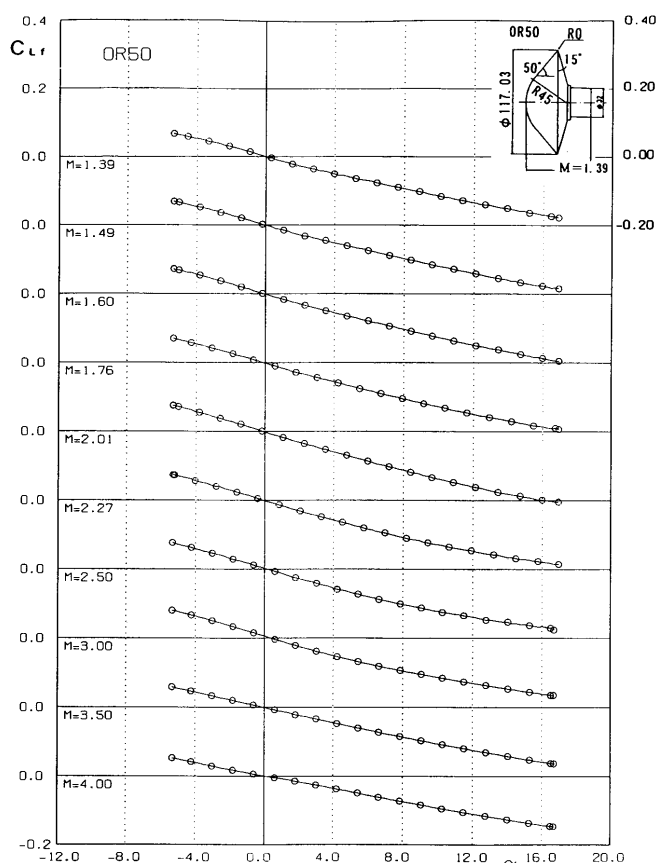


図 11 a. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_{L_f} の変化
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 0R50)

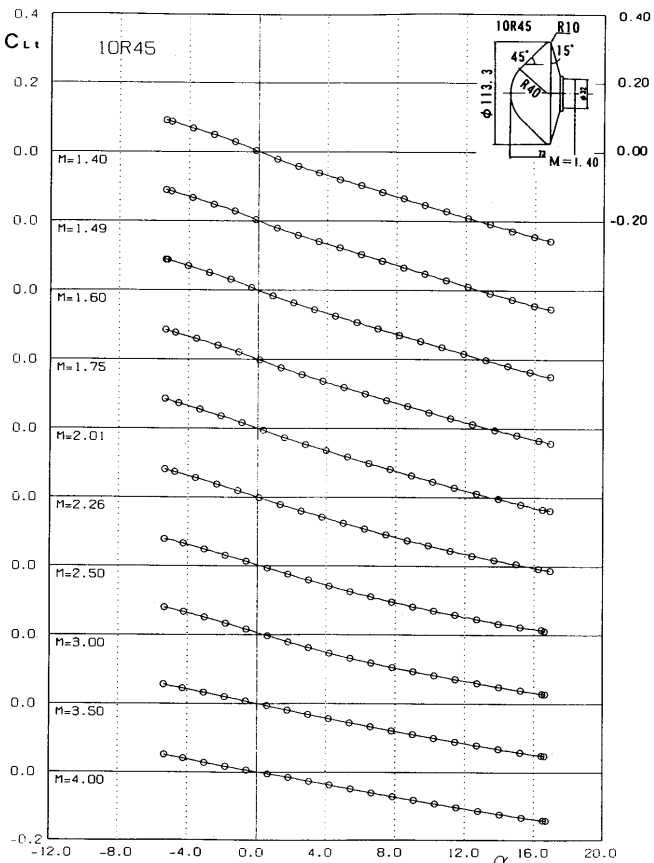


図 10 e. 迎角 α に対する全揚力係数 C_{L_t} の変化
G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45)

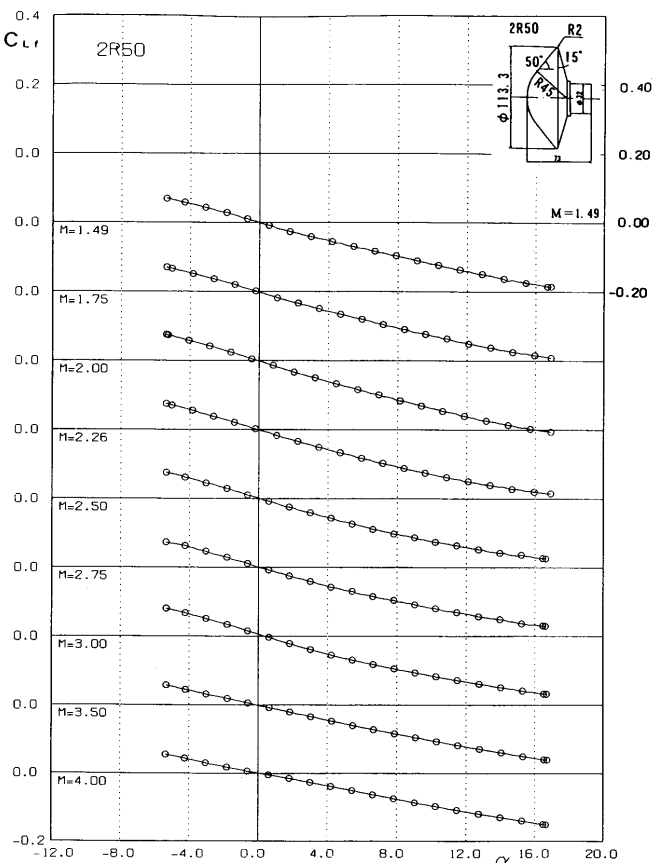


図 11 b. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_{L_f} の変化
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)

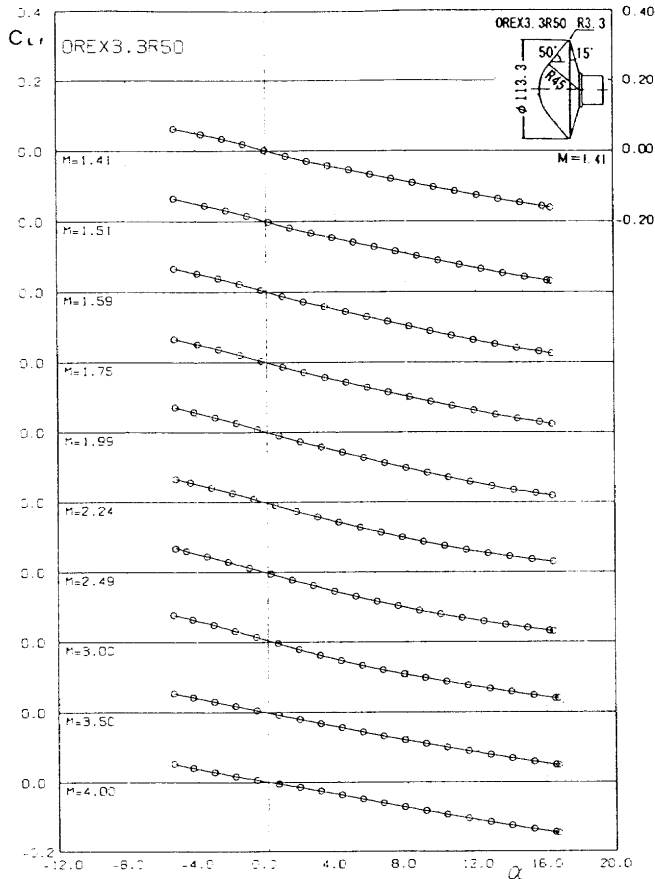


図 11 c. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_{L_f} の変化
E 模型 (OREX, $r = 3.3$ mm, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)

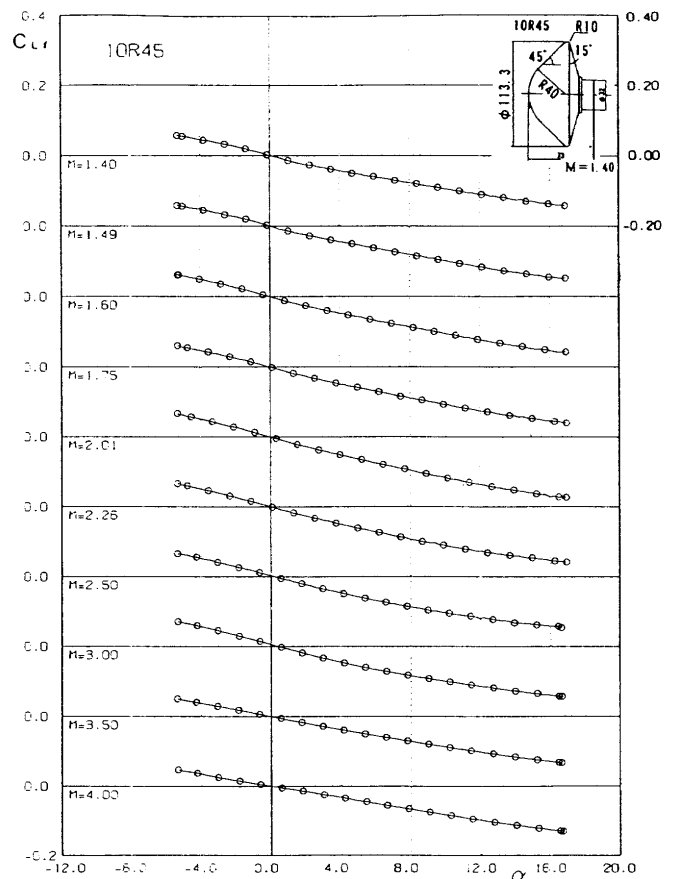


図 11 e. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_{L_f} の変化
G 模型 ($r = 10$ mm, $\theta = 45^\circ$, 10R45)

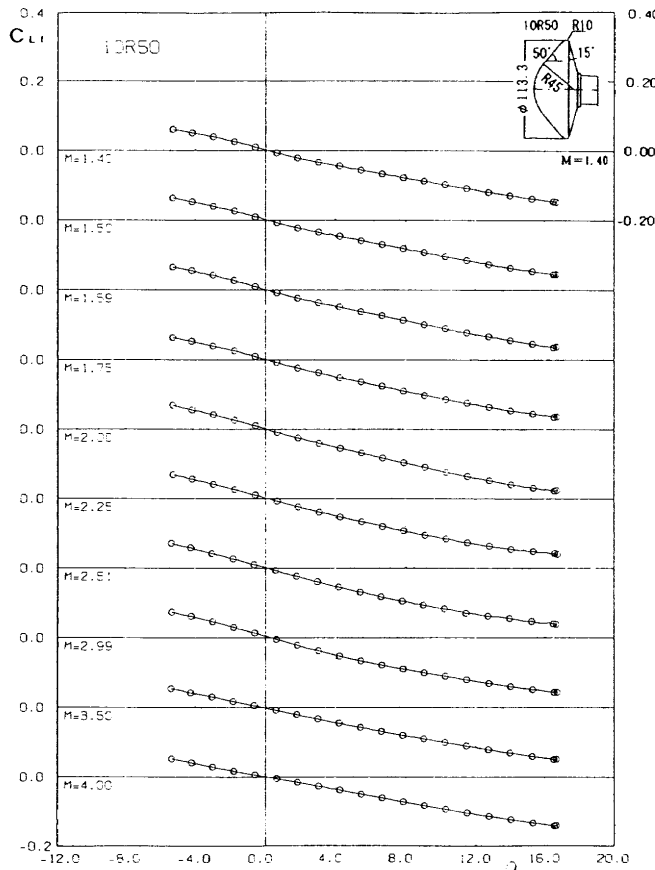


図 11 d. 迎角 α に対する前面揚力係数 C_{L_f} の変化
F 模型 ($r = 10$ mm, $\theta = 50^\circ$, 10R50)

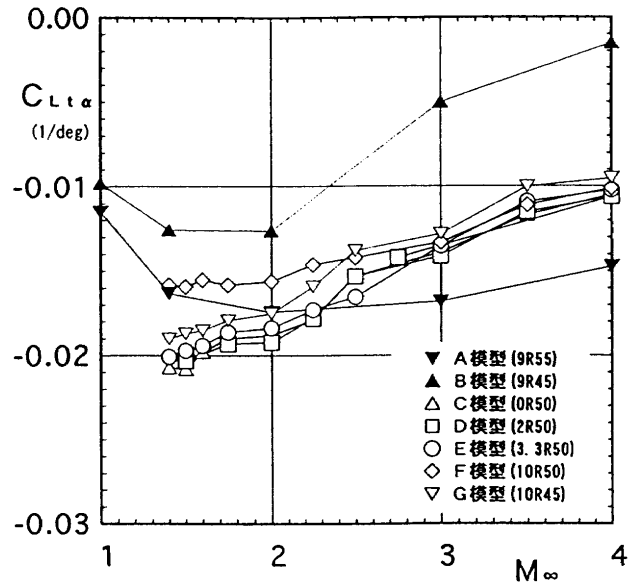


図 12. マッハ数 M_∞ に対する底面圧力補正をしない揚力傾斜 $C_{L_f\alpha}$ ($\alpha = 0^\circ$) の変化
A, B, C, D, E, F, G 模型

(2) 揚力傾斜 $C_{L_f\alpha}$

図 10a から図 10e までに示す C, D, E, F, G 模型の $C_{L_f}(\alpha)$ の変化で非線形性が小さくなった $\alpha = 4^\circ$ での全揚力傾斜 $C_{L_f\alpha} (= \partial C_{L_f} / \partial \alpha)$ (1/deg) を求め、マッハ数 M_∞ に対する変化として図 12 に示す。これらの模型では同じマ

マッハ数 M_∞ に対して全揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ は F 模型以外はほぼ 20% 以内に分布する。模型の肩の曲率半径 r の全揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ への影響は高いマッハ数では比較的少なく、低マッハ数において影響が見られる。曲率半径の大きい模型ほど $|C_{L\alpha}|$ は小さくなり、F 模型では顕著に表れている。マッハ数の増加とともに揚力傾斜 $|C_{L\alpha}|$ は減少する。

図 12 には、概念設計の初期の段階で行った 3% 縮尺の A 模型 ($D = 102 \text{ mm}$, $\theta = 55^\circ$, $r = 9 \text{ mm}$) と B 模型 ($D = 102 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, $r = 9 \text{ mm}$) の全揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ を示す¹⁶⁾。OREX 形状として、A 模型と B 模型の前面円錐部分の半頂角の中間値 50° が最終的に選定された。 $M_\infty \geq 2.0$ では E 模型(OREX)の全揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ は A, B 模型の間の A 模型側に近い値をとる。しかし低いマッハ数 $M_\infty \leq 2.0$ で A, B 模型の揚力傾斜 $|C_{L\alpha}|$ は C, D, E, F, G 模型の値に較べて絶対値が小さくなる。この理由の一つとして、A, B 模型の直径の風洞測定部断面の一辺 (0.61 m) に対する比が C, D, E, F, G 模型の直径の風洞断面の一辺 (1 m) に対する比に較べて大きいいため離脱衝撃波が壁面で反射し、さらにスティング側に戻って模型背面の圧力に影響を与え、その結果揚力傾斜 $|C_{L\alpha}|$ の値に差が生じたことが考えられる¹¹⁾。

(3) 全抗力係数 C_{Df} と前面抗力係数 C_{Df}

図 13a から図 13e に C, D, E, F, G 模型の順に全抗力係数 C_{Df} の迎角 α に対する変化を示す。細長物体では全抗力係数 C_{Df} はマッハ数 M_∞ の影響を受ける。しかし OREX のようなカプセル型(おわん型)飛行体の航技研超音速風洞試験では全抗力係数 C_{Df} へのマッハ数 M_∞ の影響は比較的小さい。マッハ数 M_∞ の増加に対して全抗力係数 C_{Df} は減少傾向を示す。

また、図 14a から図 14e に C, D, E, F, G 模型の前面抗力係数 C_{Df} の迎角 α に対する変化を示す。一般に模型背面(底面)の圧力がスティング干渉等によって変動することにより全抗力も影響を受ける。これを避けるため軸力の底面圧補正をして求めた前面抗力係数 C_{Df} が用いられる。ところが、OREX に類似な模型は前面抗力係数 C_{Df} がマッハ数 M_∞ の影響を受ける。マッハ数 M_∞ の増加に対して前面抗力係数 C_{Df} は増加する。

これらの模型では同じマッハ数での前面抗力係数 C_{Df} の迎角 α に対する変化は類似しており、模型の肩の曲率半径 r が大きい場合、前面抗力係数 C_{Df} は小さくなる傾向がある。前面抗力係数 C_{Df} は迎角 $\alpha = 0^\circ$ のとき最大値(あるいは極小値)をとる。自由落下する OREX の振幅の最大値は $|\alpha| \leq 10^\circ$ であることを考慮して、迎角範囲を $0^\circ < \alpha < 10^\circ$ に限定すると迎角 α の増加に対して前面抗力係数 C_{Df} は C_{Df0} の 10% 以下の減少に留まる。

(4) 全抗力係数 C_{Df0} と前面抗力係数 $C_{Df0}(\alpha = 0^\circ)$

図 15a に、 $\alpha = 0^\circ$ での、マッハ数に対する全抗力係数

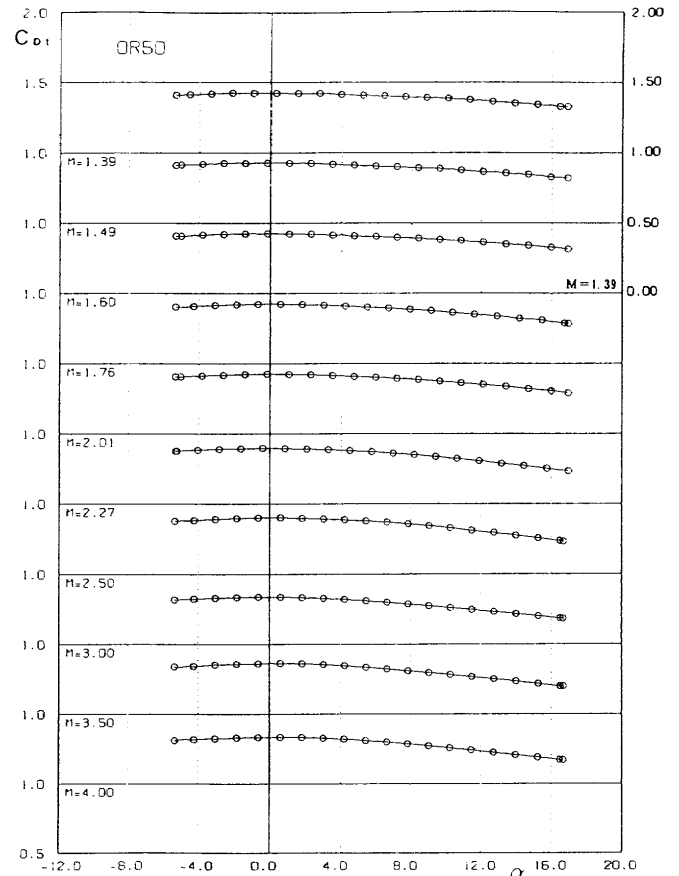


図 13 a. 迎角 α に対する全抗力係数 C_{Df} の変化
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, OREX)

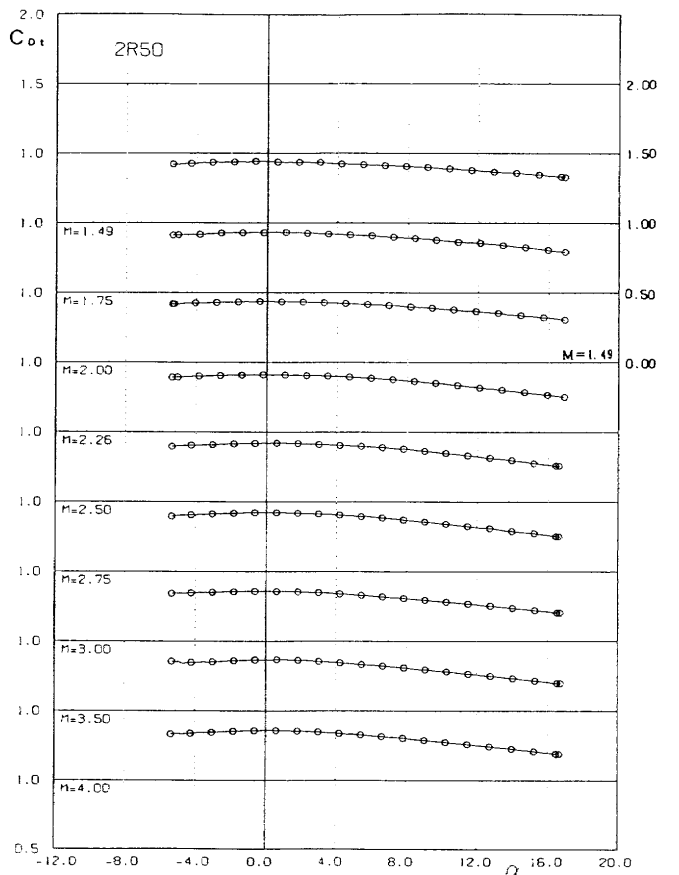


図 13 b. 迎角 α に対する全抗力係数 C_{Df} の変化
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)

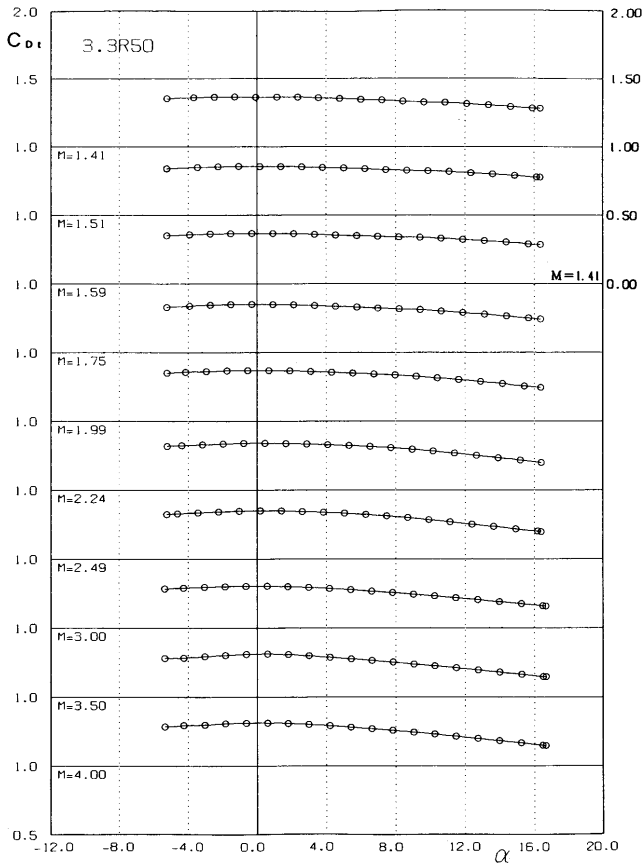


図 13 c. 迎角 α に対する全抗力係数 C_{D_t} の変化
E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)

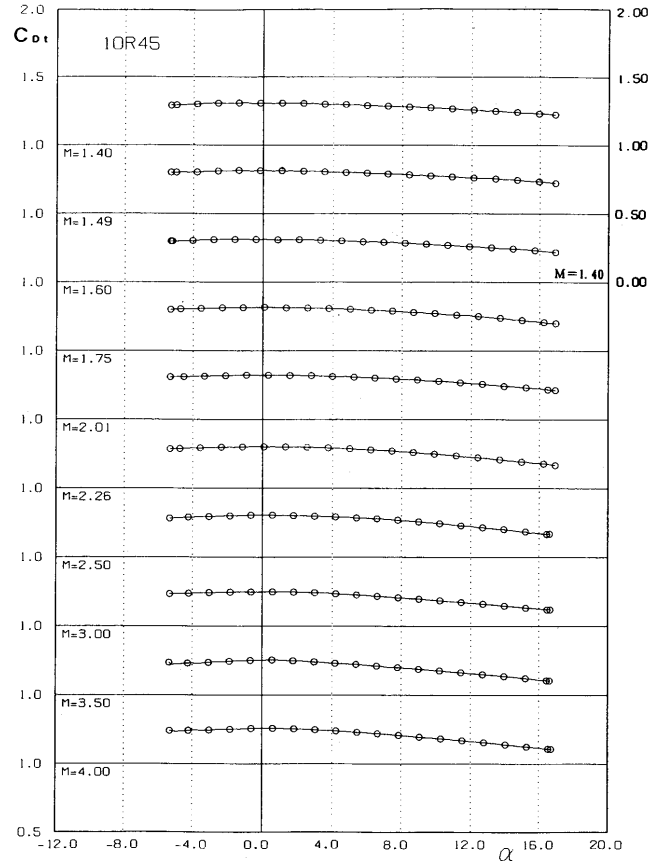


図 13 e. 迎角 α に対する全抗力係数 C_{D_t} の変化
G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45)

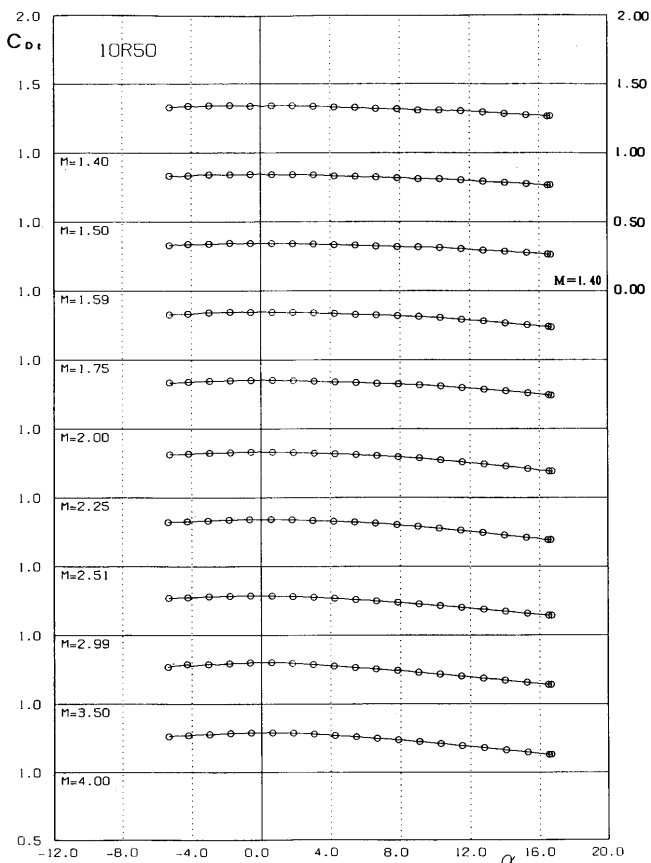


図 13 d. 迎角 α に対する全抗力係数 C_{D_t} の変化
F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50)

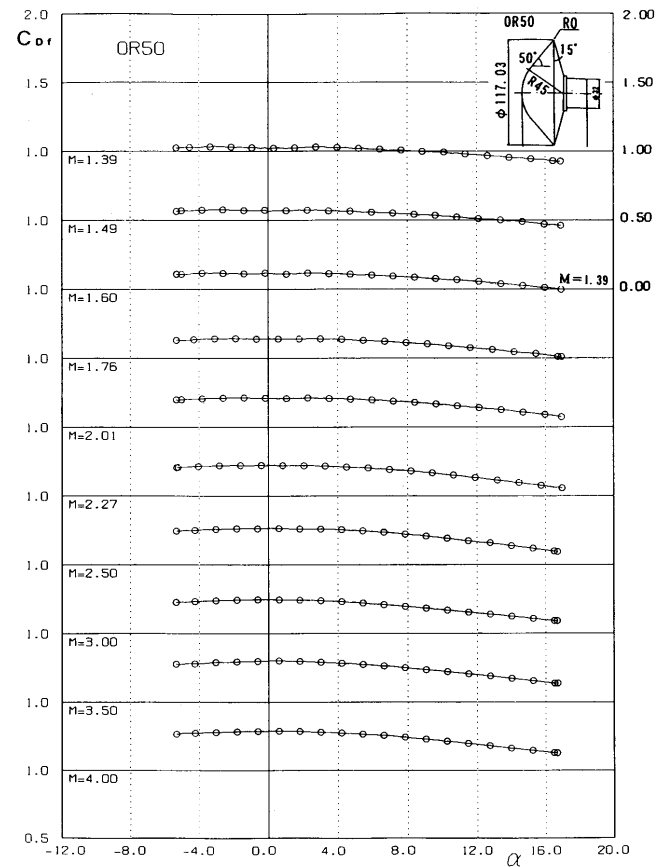


図 14 a. 迎角 α に対する前面抗力係数 C_{D_f} の変化
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 0R50)

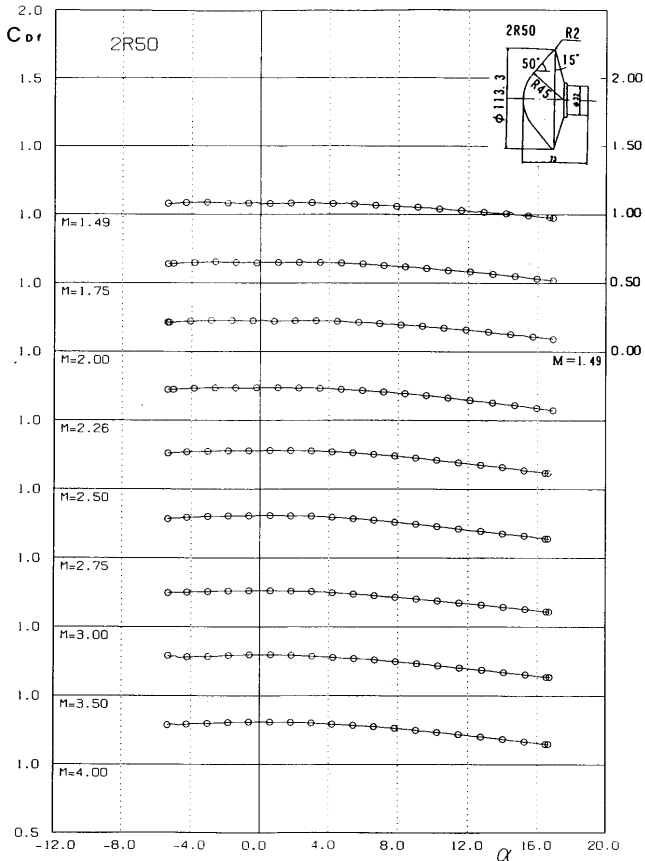


図 14 b. 迎角 α に対する前面抗力係数 C_{Df} の変化
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)

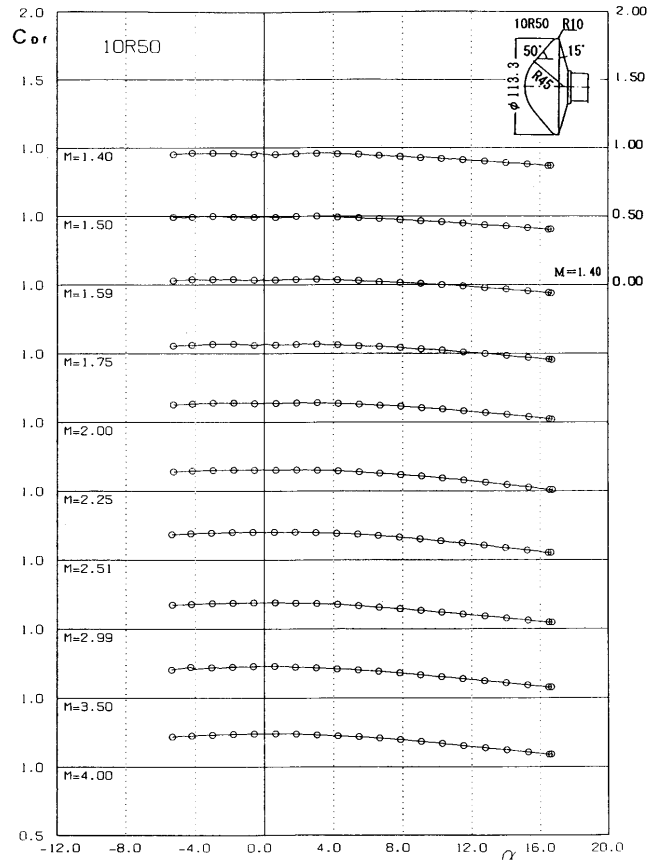


図 14 d. 迎角 α に対する前面抗力係数 C_{Df} の変化
F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50)

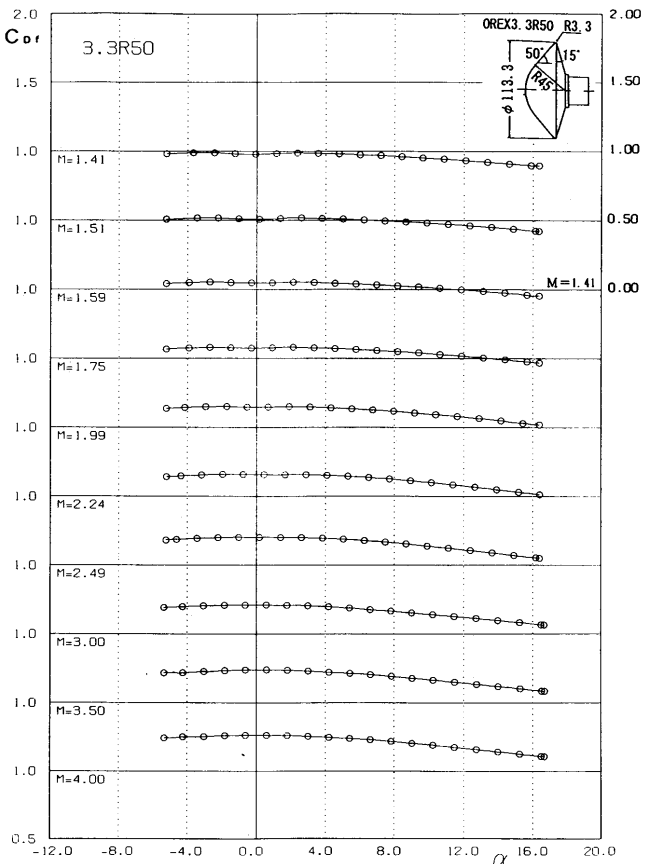


図 14 c. 迎角 α に対する前面抗力係数 C_{Df} の変化
E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)

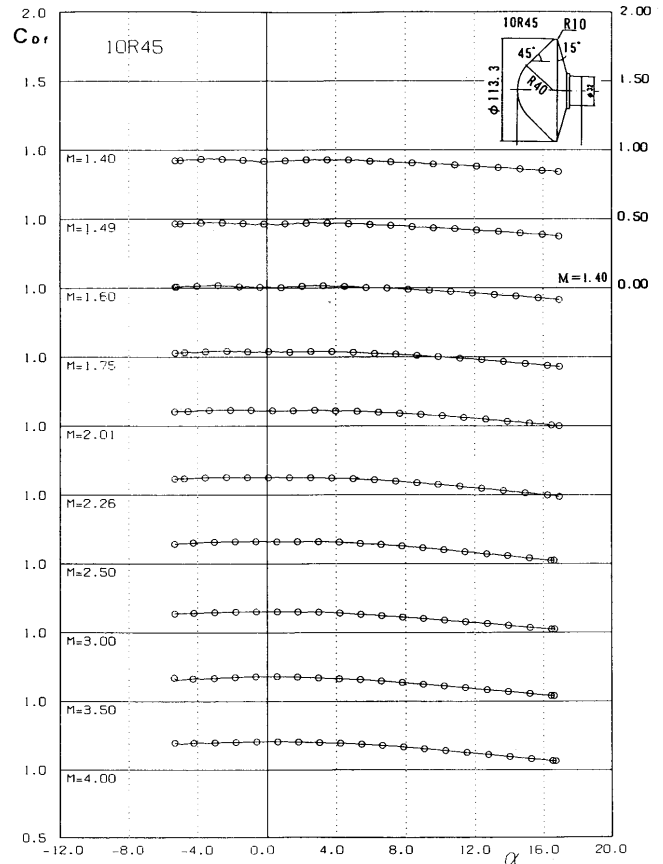


図 14 e. 迎角 α に対する前面抗力係数 C_{Df} の変化
G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45)

C_{D0} を示す。 $1.4 \leq M_\infty \leq 4.0$ の測定範囲で M_∞ の増加に対して C, D, E, F, G 模型の全抗力係数 C_{D0} は少し減少する傾向がある。5つの模型の全抗力係数 C_{D0} の値は7%程度の範囲に分布している。模型の肩の曲率半径の小さい模型ほど、全抗力係数 C_{D0} は大きい。それに対してA模型(田)とB模型(罫)の全抗力係数 C_{D0} は $1.4 \leq M_\infty \leq 2.0$ では M_∞ とともに増加するというC, D, E, F, G模型と異なる傾向を示す。これについては後に触れる。 $2.5 \leq M_\infty \leq 4.0$ では、半頂角 $\theta = 50^\circ$ の模型の全抗力係数 C_{D0} は半頂角 $\theta = 55^\circ$ のA模型(田)の値に近づいている。

図15aには、C, E, F模型の底面圧力補正をした前面抗力係数 C_{Df0} も示す。 M_∞ の増加に対して前面抗力係数 C_{Df0} は増加している。C, E, F模型の場合、低いマッハ数において C_{Df0} と C_{D0} の差は大きく $C_{Df0} \leq C_{D0}$ である。マッハ数の増加とともに C_{Df0} と C_{D0} の差は小さくなる。このことは模型底面圧力が一様流の圧力に近づくことを表している。

さらに、図15bには、C, D, E, F, G模型の前面抗力係数 C_{Df0} とE模型に類似した球面円錐模型(H模型、半頂角 $\theta = 50^\circ$, $r = 0$ で肩は鋭い、鈍頭比 $d/D = 0.4$, d は球面と円錐のつなぎ部分の直径)の前面抗力係数 C_{Df0} (◆)¹⁰ と、半頂角 $\theta = 45^\circ$ のパイオニアビーナス再突入カプセル飛行体の候補模型(I模型)の前面抗力係数 C_{Df0} (●)¹¹ を描く。これらの変化の傾向は今回の試験模型の C_{Df0} の変化の傾向と一致している。模型の肩の曲率半径 r が小さいほど前面抗力係数 C_{Df0} は大きい。

図15cに、半頂角 $\theta = 45^\circ$ のパイオニアビーナス模型(I模型)を加えた模型の全抗力係数 C_{D0} のデータ(●)¹¹ を示す。 $1.1 \leq M_\infty \leq 1.8$ で C_{D0} は凹状に減少している。それに対して、同じ形状模型のバリスティックレンジでの試験では(■)¹¹, C_{D0} の値は $1.2 \leq M_\infty \leq 1.8$ の範囲で1.2から1.3の値を取りおおむね一定である。風洞試験の C_{D0} の値に凹的な異常な減少が見られる原因として、風洞試験では、衝撃波が壁面で反射したあとスティングに戻りウエークとの干渉をしている可能性を著者は論文に述べている¹¹。このように C_{D0} は異常な変化を示すが、底面圧力補正を行った図15bの両者の前面抗力係数 C_{Df0} にはこのような差が見られない。また図15aには、A模型(田)とB模型(罫)の全抗力係数 C_{D0} を示す。測定したマッハ数が0.5あるいは1.0おきであるために、A模型とB模型の全抗力係数 C_{D0} は一見したところマッハ数の増加とともに C_{D0} は単調に増加しているように見える。しかし、A, B模型直径に対する風洞断面の一辺の長さの比が航技研超音速風洞の場合より小さいことから、実際には文献(11)に見られるような干渉の影響がA模型とB模型の全抗力係数 C_{D0} にも生じたためこのような全抗力係数 C_{D0} の $M_\infty \leq 2.0$ での減少が生じた可能性もある。C, D, E, F, G模

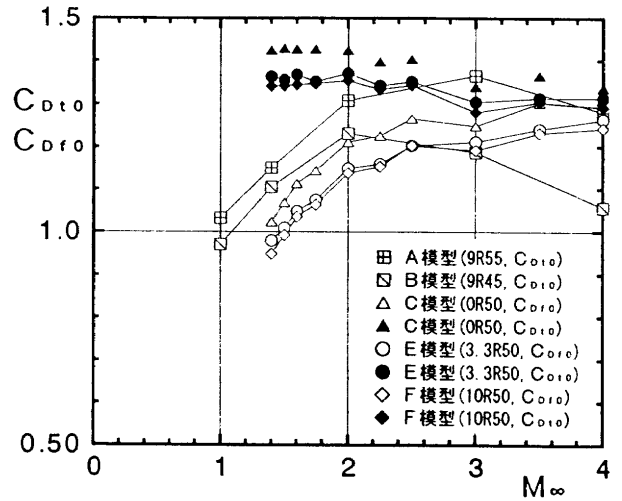


図15a. マッハ数 M_∞ に対する全抗力係数 C_{D0} , 前面抗力係数 C_{Df0} の変化 ($\alpha = 0^\circ$), A, B, C, E, F 模型

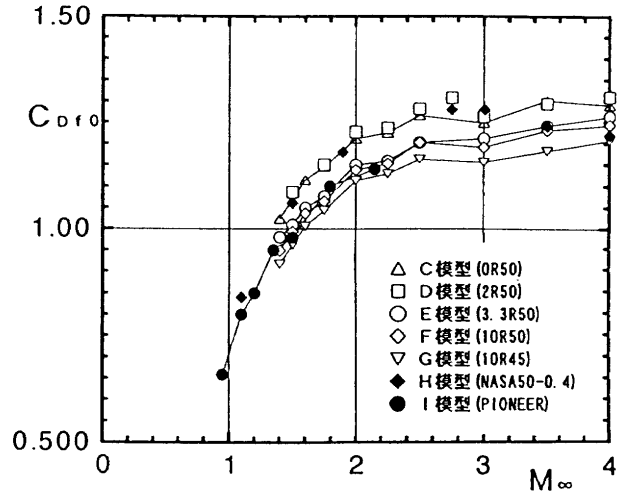


図15b. マッハ数 M_∞ に対する前面抗力係数 C_{Df0} の変化 ($\alpha = 0^\circ$), C, D, E, F, G, H¹⁰, I¹¹ 模型

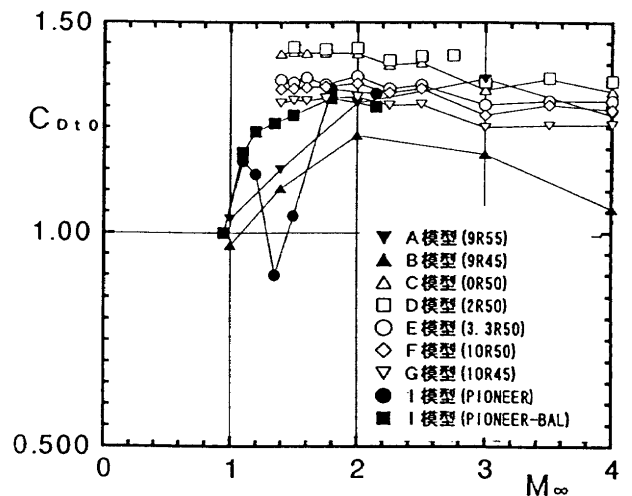


図15c. マッハ数 M_∞ に対する全抗力係数 C_{D0} の変化 ($\alpha = 0^\circ$), A, B, C, D, E, F, G, I¹¹ 模型

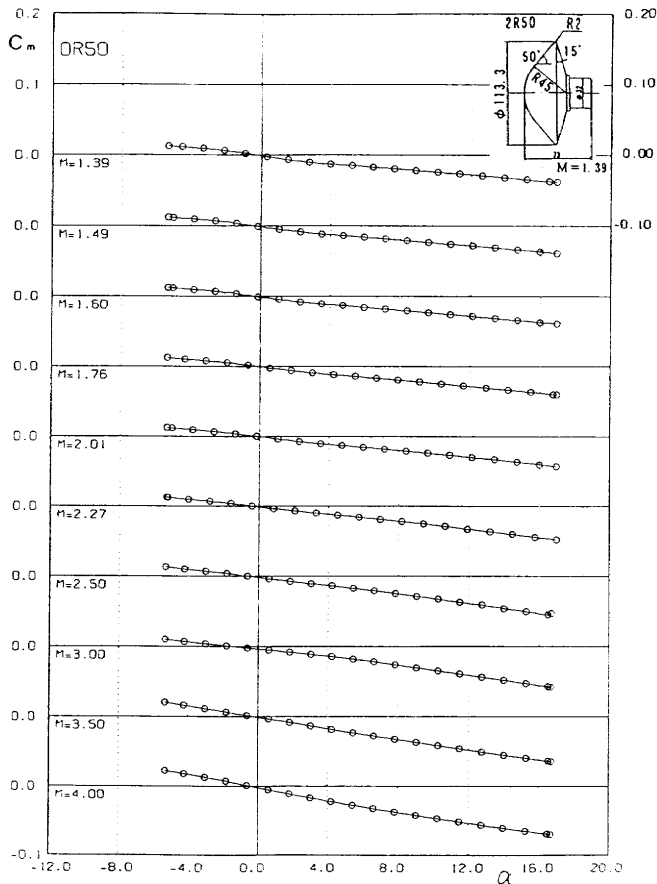


図 16 a. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化, C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, OR50) モーメントの中心は模型の先端から 25 mm

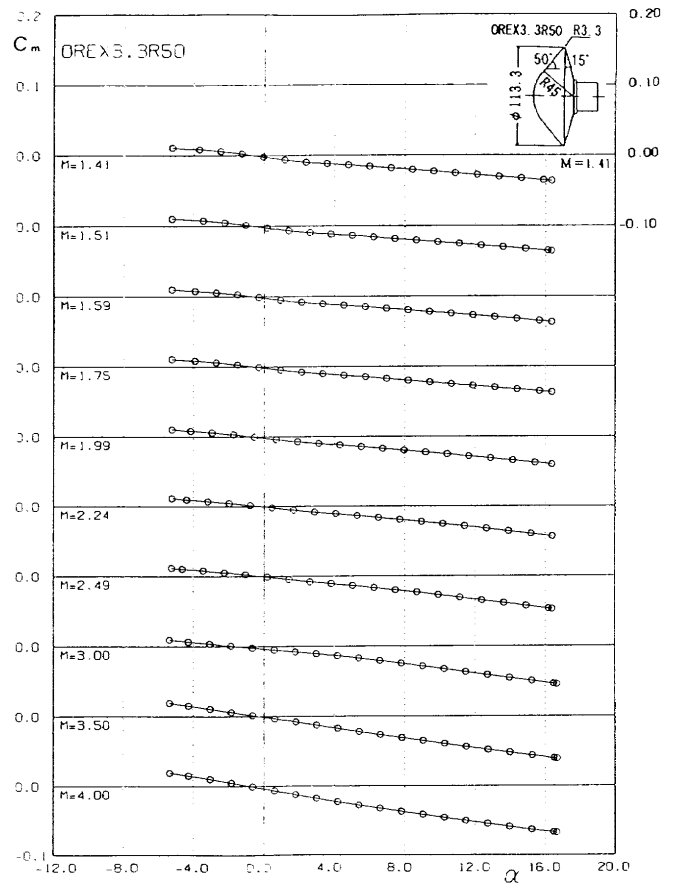


図 16 c. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化, E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50) モーメントの中心は模型の先端から 25 mm

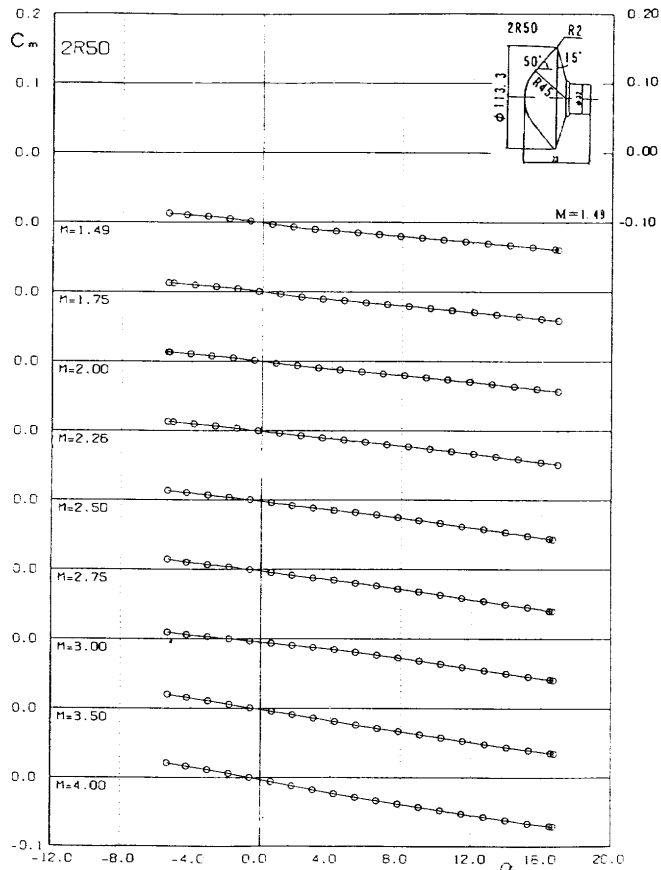


図 16 b. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化, D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50) モーメントの中心は模型の先端から 25 mm

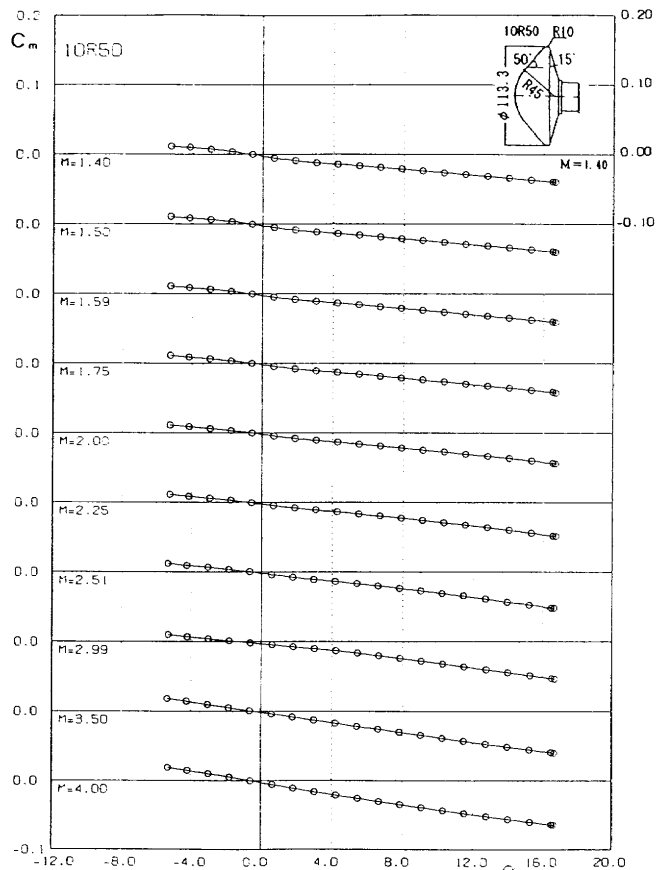


図 16 d. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化, F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50) モーメントの中心は模型の先端から 25 mm

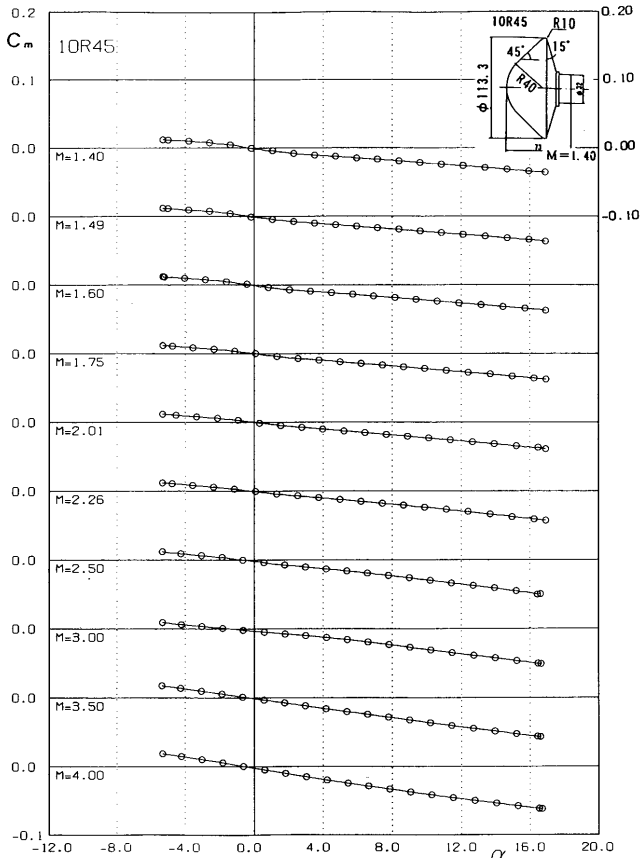


図 16 e. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化,
G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45)
モーメントの中心は模型の先端から 25 mm

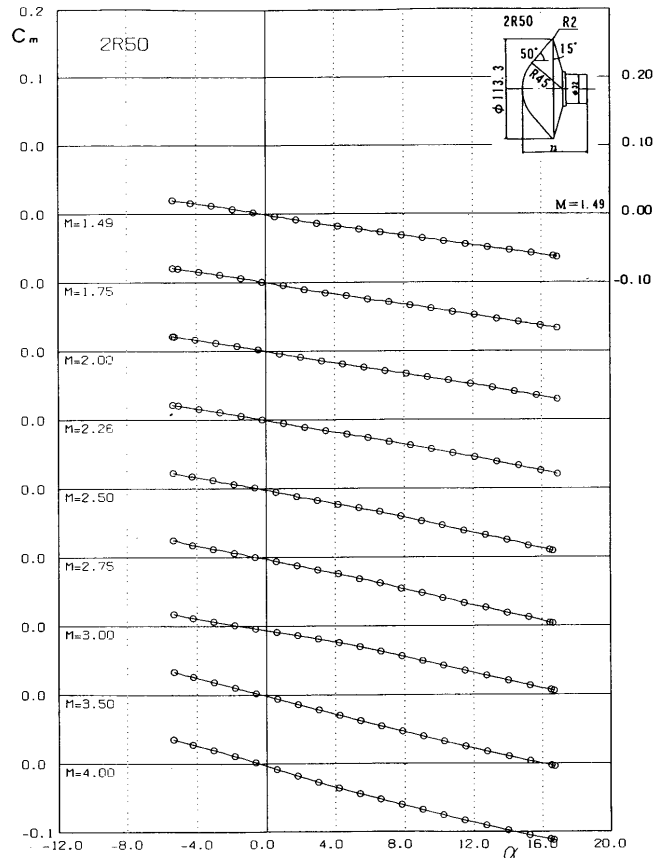


図 16 g. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化,
D 模型 ($r = 2 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 2R50)
モーメントの中心は模型の先端

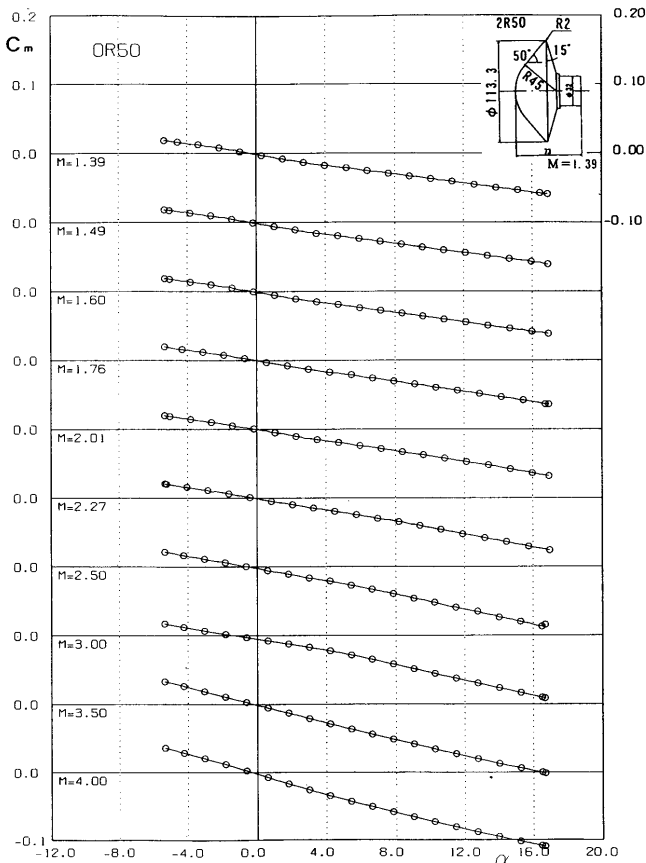


図 16 f. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化,
C 模型 ($r = 0 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 0R50)
モーメントの中心は模型の先端

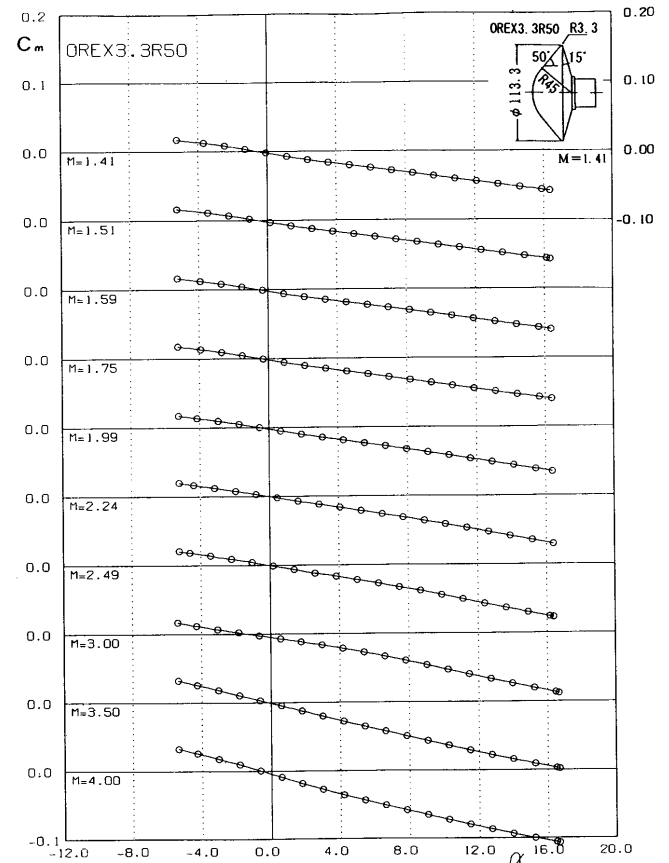


図 16 h. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化,
E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 3.3R50)
モーメントの中心は模型の先端

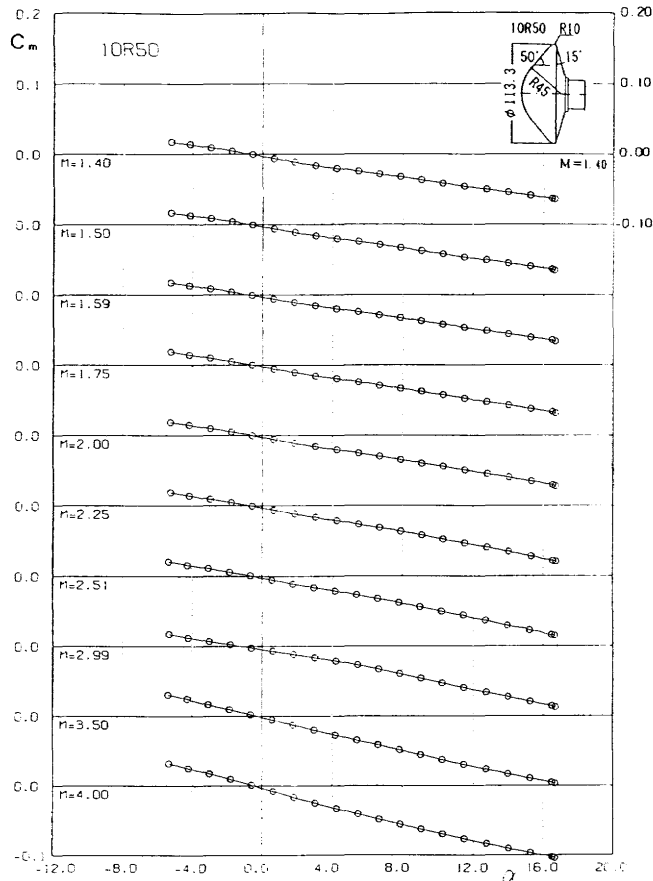


図 16i. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化, F 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$, 10R50) モーメントの中心は模型の先端

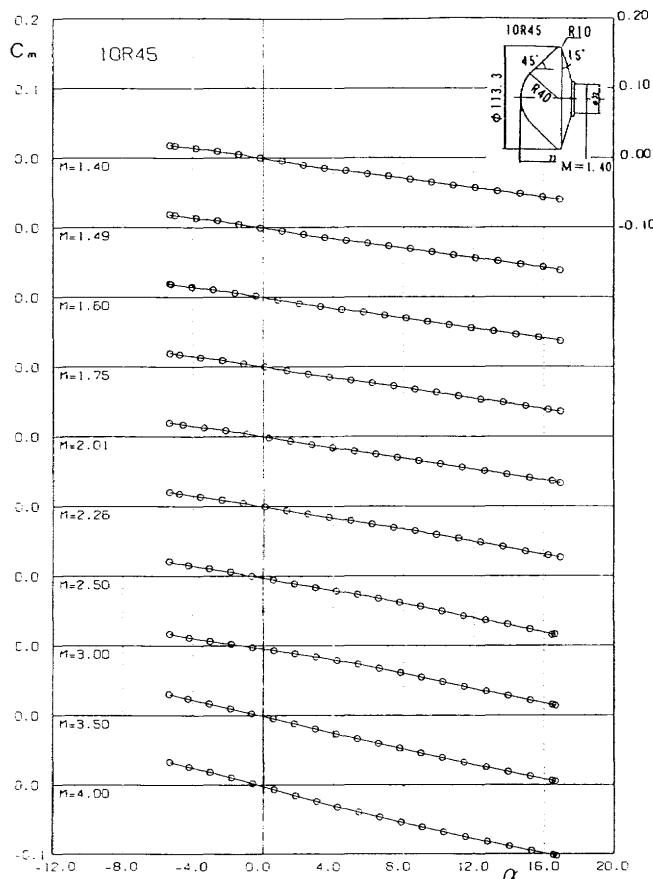


図 16j. 迎角 α に対する縦揺れモーメント係数 C_m の変化, G 模型 ($r = 10 \text{ mm}$, $\theta = 45^\circ$, 10R45) モーメントの中心は模型の先端

型の全抗力係数 C_{D0} は $M_\infty \leq 1.8$ においても変化は小さい。文献(11)は遷音速から低超音速領域では狭いマッハ数間隔で空力係数の測定を行う必要性を示唆している。

(5) 縦揺れモーメント係数 C_m

ロケットや有翼飛行体の静安定を決定する縦揺れモーメント係数は、便宜上模型の先端を基準点とする場合が多い。先端に基準点を取ることによって、任意の位置に重心がある場合のモーメントの推定が可能となる。今回の模型では静的には安定であるけれども動的には不安定であるため、モーメントの具体的な検討が重要である。本機の重心位置がほぼ決定されていたので、実用上の立場からその位置に相当する模型先端から 25 mm の位置を、回転中心としてここを C_m の基準点としてモーメントを議論する。なお、先端を基準点としたモーメント係数についても、将来の参考のため掲載する。

図 9a から図 9e 及び図 16a から図 16e に示すように、C, D, E, F, G 模型の先端から 25 mm (OREX 本体の重心相当位置) の基準点まわりの縦揺れモーメント係数 C_m は正の迎角 α に対して負の値を取り、静的に安定である (風見安定)。何かの原因で流れに対して模型が迎角を取ると迎角 $\alpha = 0^\circ$ に戻そうとする復元モーメントが働く。C, D, E, F, G 模型は迎角に対してほぼ比例する負の縦揺れモーメントが働く。同じ迎角ではマッハ数が大きくなると縦揺れモーメント係数 C_m は増加し静安定はよくなる。

垂直力係数 C_N が $M_\infty \geq 2.25$ の場合 $\alpha = 0^\circ$ で 0 とならない現象がみられた。図 16a から図 16e でも $2.5 \leq M_\infty \leq 4.0$ 付近で C_m にも同様の現象が現れている。後の模型表面の可視化写真にも見られるように、模型表面の剥離が必ずしも軸対称にならないこと、流れが非対称であることなどがその原因と推定される。

さらに、図 16f から図 16j に、先端を基準点とする縦揺れモーメント係数 C_m の迎角 α に対する変化を示す。この場合、先端から 25 mm の位置の時に比べて、空力中心と基準点の距離が大きくなったため縦揺れモーメント係数 C_m は約 1.5 倍に増加する。

C から G までの模型はこのように静的には安定であるが、実際には、この模型形状は重心周りの自由振動試験をすると、動的には不安定で小さな振幅から大振幅の非線形振動に入ることには注意する必要がある。また振動する場合最終の振幅は一定のリミットサイクルではなく、時間的に変動する⁹⁾。

(6) 縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$

図 16a から図 16e までの先端から 25 mm の基準点に関する縦揺れモーメント係数の迎角 α に対する変化から、迎角 $\alpha = 0^\circ$ ($|\alpha| < 1.5$ の範囲) でのマッハ数 M_∞ に対する縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ (1/deg) の変化を求め図 17a に示す。すべてのマッハ数に対して縦揺れモーメント傾斜は

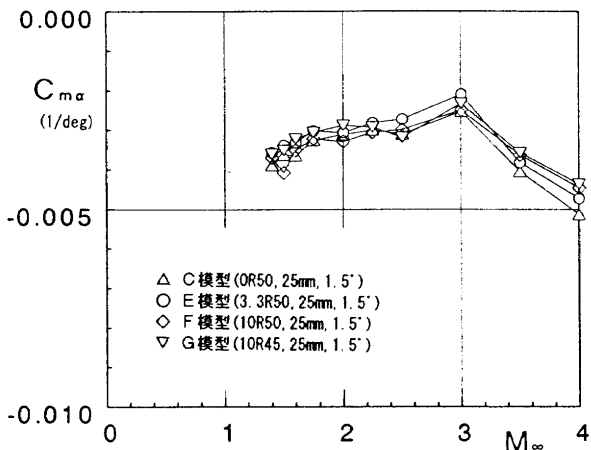


図 17 a. マッハ数 M_∞ に対する縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ の変化 ($|\alpha| \leq 1.5^\circ$)
モーメントの中心は模型の先端から 25 mm

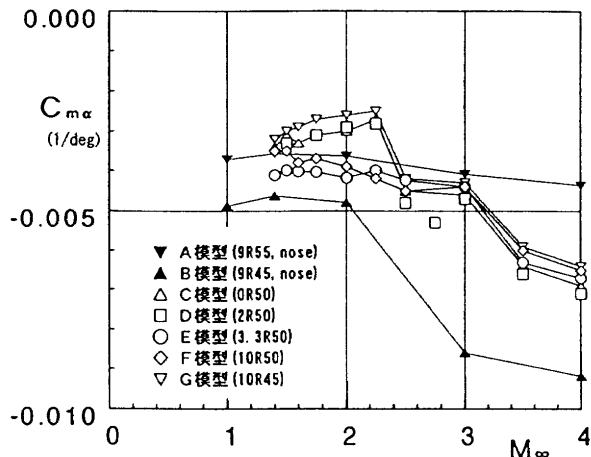


図 17 d マッハ数 M_∞ に対する縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ の変化 ($\alpha = 0^\circ$)
モーメントの中心は模型の先端

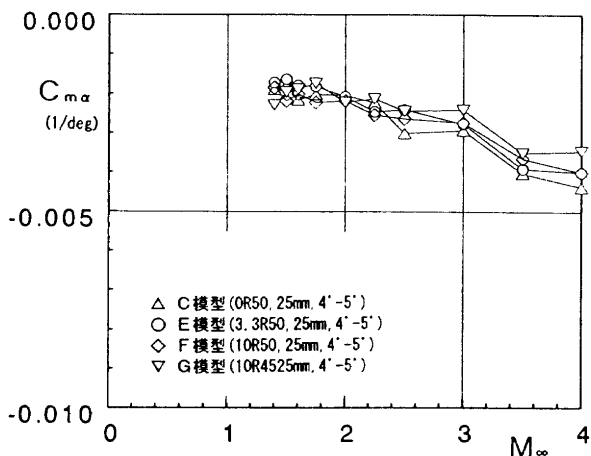


図 17 b. マッハ数 M_∞ に対する縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ の変化 ($\alpha = 4^\circ - 5^\circ$)
モーメントの中心は模型の先端から 25 mm

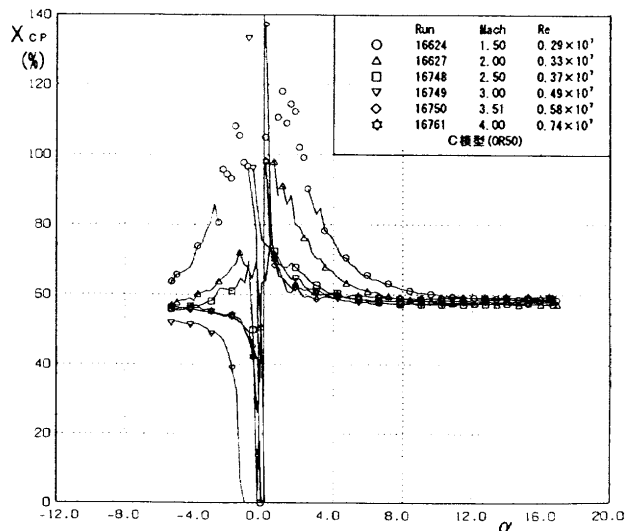


図 18 a. C 模型 (OR50) の基準点 (25 mm) から空力中心までの距離
(模型の直径で無次元化)

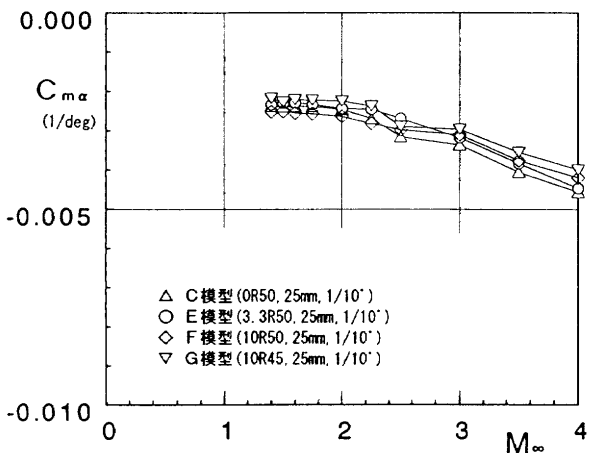


図 17 c. マッハ数 M_∞ に対する縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ の変化 ($C_m/10^\circ$)
モーメントの中心は模型の先端から 25 mm

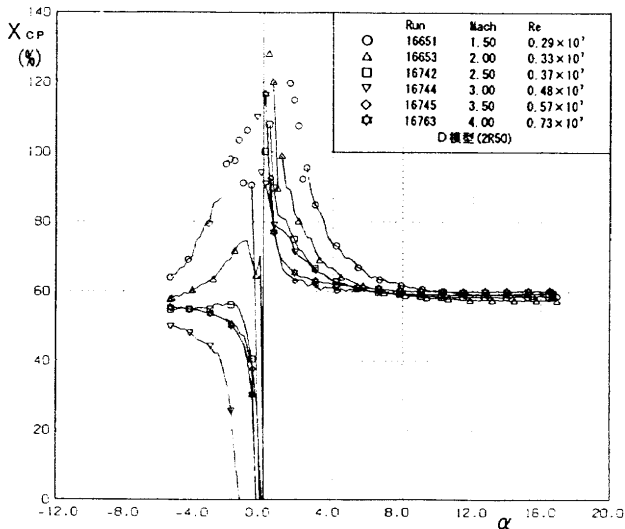


図 18 b. D 模型 (2R50) の基準点 (25 mm) から空力中心までの距離
(模型の直径で無次元化)

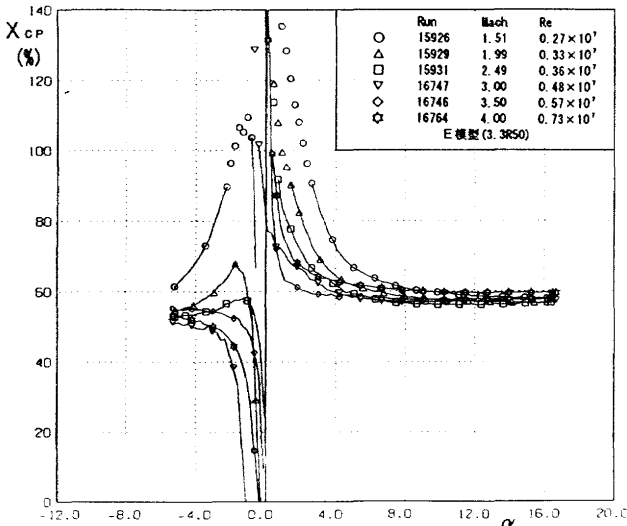


図 18 c. E 模型 (3.3R50) の基準点 (25 mm) から空力中心までの距離 (模型の直径で無次元化)

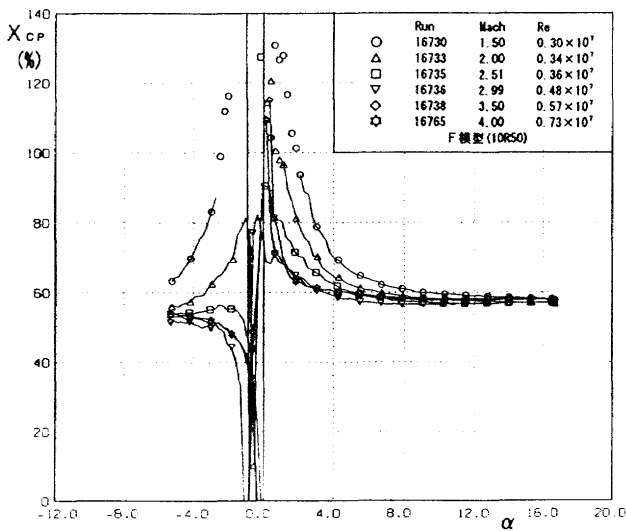


図 18 d. F 模型 (10R50) の基準点 (25 mm) から空力中心までの距離 (模型の直径で無次元化)

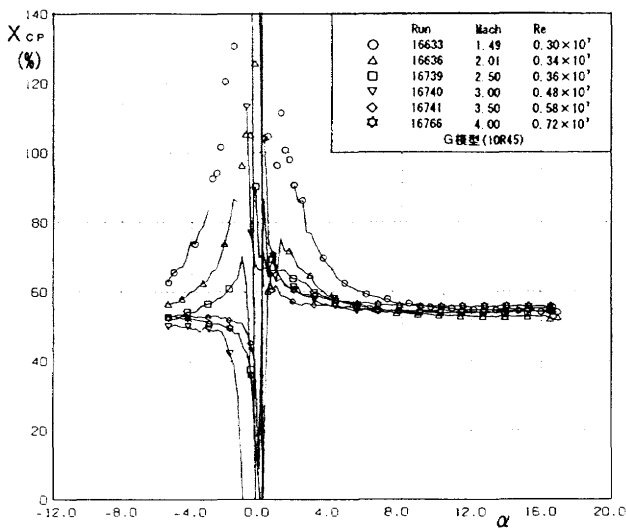


図 18 e. G 模型 (10R45) の基準点 (25 mm) から空力中心までの距離 (模型の直径で無次元化)

負の値を取る。 $M_\infty = 3.0$ では $|C_{m\alpha}|$ は最小となり、さらに M_∞ が増加すると $|C_{m\alpha}|$ は増加する。図 17b に、 C_m の非線形性が小さくなった $4^\circ < \alpha < 5^\circ$ 付近での勾配を描く。図 17a に較べて $M_\infty \leq 3.0$ で $C_{m\alpha}$ は小さくなっている。さらに図 17c に、図 16a から 16e までの原点と $\alpha = 10^\circ$ での C_m の値を直線で結んだ場合の勾配 $C_m (\alpha = 0) / 10(\text{deg})$ を描く。 $M_\infty \leq 2.0$ では $C_{m\alpha}$ の値が図 17b よりも大きい。この図の目的は自由振動模型の場合、振幅が約 10° に達した場合に対する、参考資料とするためである⁹⁾。

図 16f から図 16j までの基準点が模型先端にある場合について $4^\circ < \alpha < 5^\circ$ での $C_{m\alpha}$ を図 17d に示す。今回の試験模型は試験のマッハ数 $M_\infty \leq 2.25$ に対して $|C_{m\alpha}|$ は E (OREX), F (10R50) 模型では大きくなり C, D 模型の $|C_{m\alpha}|$ は小さい。しかし $M_\infty \geq 2.25$ では模型の肩の曲率半径による差は小さくなる。 $M_\infty \geq 3.0$ では、これらの模型に比べて B 模型は縦揺れモーメント傾斜 $|C_{m\alpha}|$ が約 2 倍大きい。模型の肩の曲率半径が大きい場合ほど、縦揺れモーメント係数は大きくなり静的に安定である。

(7) 空力中心

図 18a から図 18e に C, D, E, F, G 模型の基準点 (25 mm) から空力中心までの距離 x_{cp} を M_y/F_z から求め、模型の直径で無次元化した $x_{cp} (\%)$ を示す。迎角 $|\alpha| \geq 8^\circ$ では基準点から 59% 付近に空力中心がある。 $|\alpha| < 8^\circ$ では空力中心はさらに後方に下がる。 $\alpha < 0^\circ$ の領域で空力中心が 59% 位置よりも前方にくるのは何らかの理由で $\alpha = 0^\circ$ で $M_y=0$ とならず、 $\alpha < 0^\circ$ で $M_y=0$ となっているためである。原点を移動させることによってこの不合理は除去できるが、このままにしておく。

5. 3 流れの可視化

(1) シュリーレン写真

図 19a と図 19b に $M_\infty = 1.5$ と $M_\infty = 3.0$ 、迎角 $\alpha = 0^\circ$ での E 模型 (OREX) のシュリーレン写真を示す。模型の肩から後方に伸びる線は剥離領域の境界を表す。図 19a では模型先端から模型直径の約 2 倍のスティング上で模型の肩で剥離した流れがスティングの上に衝突し干渉が起きており、そこから衝撃波がでてくる。マッハ数が大きくなるとこの位置が前方に移動する。図 19a の右側の縦の曲線は衝撃波が観測ガラス窓に当たった影である。この位置は模型断面積 S_b と測定部断面積 S_w の比 $(S_b/S_w = 1.28 \times 10^{-2})$ が小さいために参考文献に見られる模型の風洞試験^{10, 11, 16)} に比較して衝撃波は相対的に後方に来ている。衝撃波が観測ガラス窓で反射してスティングに再衝突するのはさらに後方であるため、 $M_\infty = 1.5$ では壁面での反射衝撃波とスティングとの干渉の影響は今回の試験では小さい。これが原因で図 15 c の A, B 模型と今回試験した模型の全抗力係数 C_{D0} の値に差を生じた可能性がある。

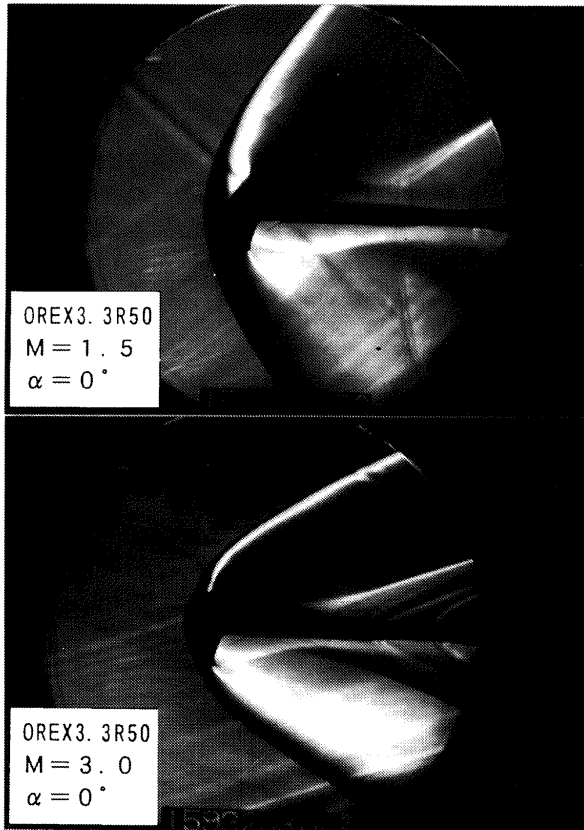


図 19. E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$) のシュリーレン写真
a. $M_\infty = 1.5$, $\alpha = 0^\circ$, b. $M_\infty = 3.0$, $\alpha = 0^\circ$

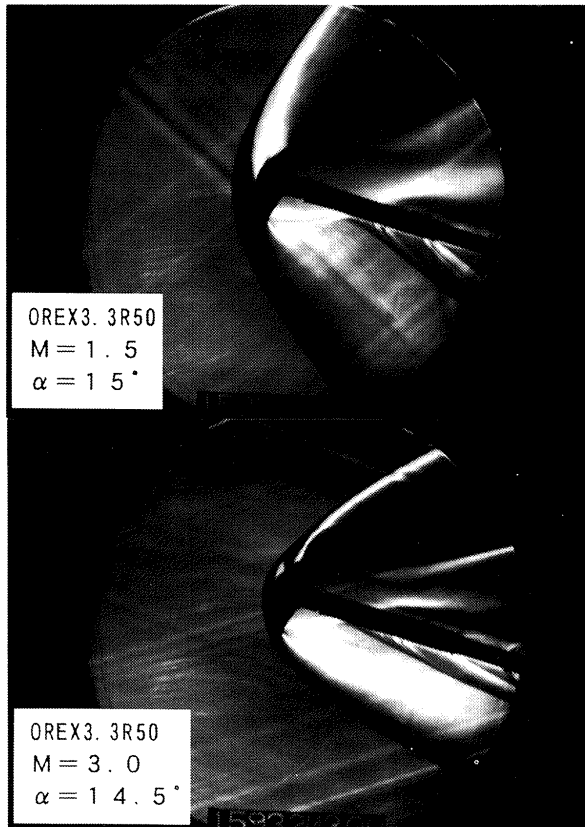


図 20. E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$) のシュリーレン写真
a. $M_\infty = 1.5$, $\alpha = 15^\circ$, b. $M_\infty = 3.0$, $\alpha = 14.5^\circ$

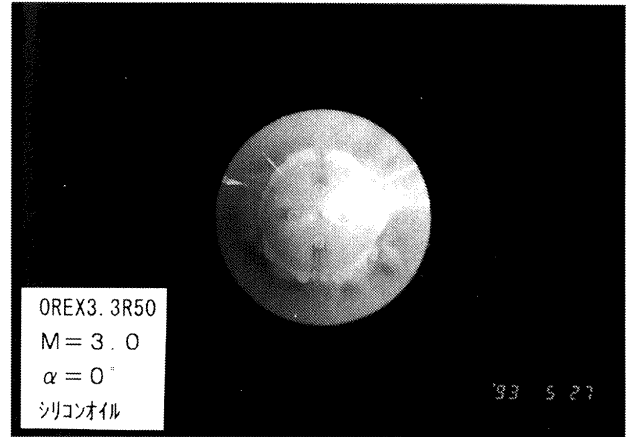


図 21a. E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$) の表面流れの可視化,
 $\alpha = 0^\circ$, $M_\infty = 3.0$, シリコンオイル (500 cs) と二酸化チタンと少量のオレイン酸を使用

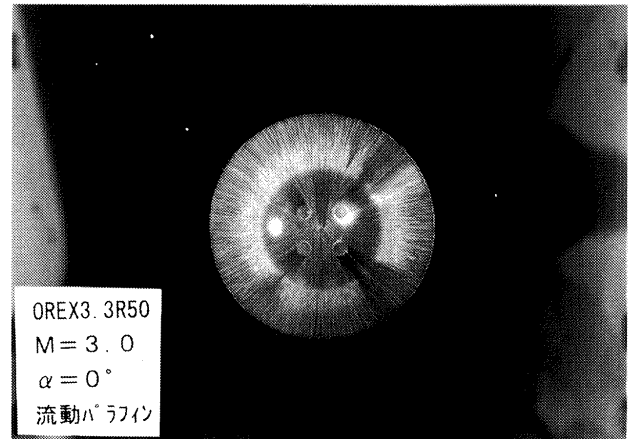


図 21b. E 模型 (OREX, $r = 3.3 \text{ mm}$, $\theta = 50^\circ$) の表面流れの可視化,
 $\alpha = 0^\circ$, $M_\infty = 3.0$, 流動パラフィンと二酸化チタンと少量のオレイン酸を使用

図 20a と図 20b に $M_\infty = 1.5$ と $M_\infty = 3.0$, 迎角 $\alpha = 15^\circ$ で
の E 模型 (3.3R50, OREX) の写真を示す。模型が迎角を取
ると、模型の肩からの剥離流れの境界が天秤のカバーに
当たってそこから衝撃波がでていいる。マッハ数が大き
くなると模型背後の剥離領域は狭まくなる。

(2) 模型表面の流れの可視化写真

図 21a は、 $M_\infty = 3.0$, 迎角 $\alpha = 0^\circ$ で E 模型 (OREX) の前
面の流れを、シリコンオイル (500 cs) と二酸化チタン粉末
と少量のオレイン酸の混合物で可視化したものである。
この混合物を模型表面にスポンジでたたいて薄く塗布し
た。流線はほとんど表れないが模型表面が球面から円錐
面に接続する部分でオイルが溜まりベルト状リングの濃
い領域が見える。したがって、ここで流れが一度剥離し
て再附着していると推定される。さらにベルト状リング
の下流ではオイルが流れ去り薄くなっていることから、
ベルト状リングの領域が乱流への遷移バブルであると考
えられる。中央付近の 4 個の円形は模型の止ネジ用の穴

で、表面は油粘土で成型してある。表面の流れにはその部分が粗さとして作用して、下流の流れを乱し必ずしも表面流は軸対称の流れにはなっていないことを写真は示している。

図 21b は、図 21a と同じ模型と同じ気流条件 $M_\infty=3.0$ 、迎角 $\alpha=0^\circ$ の場合に、流動パラフィンと二酸化チタン粉末と少量のオレイン酸の混合物で可視化したものである。流動パラフィンの場合、鮮明な流線が模型中央の淀み点付近から放射状に伸びている。図 21a に示したオイルの溜まったベルト状の領域までオイルは流線を描いて流れ、さらにそこを突き抜けている。図 21a のベルト状リングのすぐ下流に相当するところに白色の濃い領域が残っている。このように両方の図で、模型の球面から円錐面へ移る位置付近で境界層にバブルができ流れが変化していることが推定できる。流線として観測されるオイルの細い線には縦渦ができおり遷移バブルの構造を変えているものと推測される。

同じ流れの条件下でも使用するオイルによって流線の可視化や、剥離線あるいは遷移線と推定される領域の表れ方が異なる。使用するオイルやその厚さによって模型表面の境界層に異なる影響を与えるものと考えられる。

6. まとめ

球面円錐カプセル型の軌道再突入実験機 (OREX)、およびその類似形状模型の迎角に対する空力特性を超音速風洞で測定した結果、次のことが明らかになった。

- (1) マッハ数が低いと底面圧は一樣流の静圧よりも低く、マッハ数の増加とともに一樣流の静圧に近づく。
- (2) 迎角に対する垂直力係数 C_N あるいは垂直力傾斜 $C_{N\alpha}$ は $M_\infty=3.0$ 付近で迎角に対する変化の傾向、値が変化する。
- (3) OREX 形状模型には大きな軸力が作用するため、迎角に対する揚力傾斜は $C_{L\alpha} \leq 0$ となり、横滑り運動の可能性がある。
- (4) マッハ数の増加とともに前面抗力係数 C_{Df0} は増加するのに対して、全抗力係数 C_{D0} はわずかに減少する傾向を示す。
- (5) 試験したマッハ数範囲 $1.4 \leq M_\infty \leq 4.0$ において、OREX 形状を含む球面円錐カプセル型模型の縦揺れモーメント係数は $C_m \leq 0$ であるため、静的に安定 (風見安定) である。
- (6) 模型の肩の曲率半径が小さい (鋭い) ほど抗力係数 C_{Df0} 、縦揺れモーメント係数 C_m は大きくなる。
- (7) 模型の直径と風洞の一辺の比によっては $M_\infty \leq 1.8$ ではスティング干渉の影響が出て C_{D0} の変化が大きくなるが、この風洞では C_{D0} にそのような変化は見られな

った。

- (8) シリコンオイルと流動パラフィンによる表面の流れの可視化によると、球面と円錐面のつなぎ目にリングが現れる。そこでは境界層の剥離が生じているものと推定される。

参考文献

- 1) T. Akimoto, M. Inaba, and Y. Inoue, "The Development Status of the OREX (Orbital Re-entry Experiment) Project in Japan", IAF-91-174, 1991.
- 2) Y. Inoue, Y. Watanabe, Y. Wada, T. Akimoto and H. Yasui, "Thermo-chemical and Aerodynamic Probing and CFD Validation by a Reentry Capsule Experiment", AIAA-91-5045, 1991.
- 3) Y. Wada, S. Ogawa, H. Kubota, and T. Akimoto, "On the Thermo-chemical Models for Hypersonic Flows," Forth International Symposium on Computational Fluid Dynamics, A collection of technical papers, Vol.1, Sept. 1991, pp.1173-1178.
- 4) Y. Watanabe, Y. Inoue, Y. Wada, T. Akimoto, and T. Fujiwara, "Computational and Experimental Studies on an Electrostatic Probe and Catalytic Effect Sensor for a Reentry Experiment", AIAA-93-0479, 31st Aerospace Science Meeting, Jan. 1993.
- 5) 三宅 捷, 浅田正一郎, 秋元敏男, "HOPE 再突入実験機", 三菱重工業技報, Vol.28, No. 6, 1991 年 11 月.
- 6) Y. Inoue, Y. Watanabe, and Y. Wada, "Some Aerodynamic Measurement Results of the Orbital Experiment (OREX)", 19th International Symposium on Space Technology and Science, Yokohama, Japan, May 15-24, 1994.
- 7) 科学技術庁航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団, "HOPE の研究 (その 15), 軌道再突入実験機 (OREX)", NAL/NASDA 共同研究成果報告書, 平成 7 年 (1995) 3 月.
- 8) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム, "HOPE/OREX ワークショップ講演論文集, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-24, 1994 年 9 月.
- 9) T. Yoshinaga, A. Tate, M. Watanabe, and T. Shimoda, "Orbital Re-Entry Experiment Vehicle Ground and Flight Dynamic Test Results Comparison", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 33, No. 5, September-October, 1996.
- 10) R. V. Owens, "Aerodynamic Characteristics of Spherically Blunted Cones at Mach Numbers from 0.5 to 5.0", NASA TN D-3088, Dec. 1965.
- 11) J. D. Brooks, "Some Anomalies Observed in Wind-tunnel

- Tests of a Blunt Body at Transonic and Supersonic Speeds”, NASA TN D-8237, June, 1976.
- 12) A. O. Pearson, “Wind-tunnel Investigation at Mach Numbers from 0.5 to 1.14 of the Static Aerodynamic Characteristics of a Model of a Project Mercury Capsule”, NASA TM X-292, August, 1962.
 - 13) A. O. Pearson, “Wind-tunnel Investigation of the Static Longitudinal Aerodynamics Characteristics of Models of Reentry and Atmospheric-Abort Configurations of a Proposed Apollo Spacecraft at Mach Numbers from 0.30 to 1.20”, NASA TM X-604, Sept. 1961.
 - 14) R. J. McGhee, P. M. Siemers III, “Transonic Aerodynamic Characteristics of the Viking Entry and Lander Configurations”, NASA TM X-2354, Sept. 1971.
 - 15) 瓜田 明, 中村佳朗, 坪井 淳, 稲谷芳文, “再突入物体まわりの遷音速流れ”, 日本航空宇宙学会誌, 第 43 巻 第 503 号, (1995 年 12 月), PP.696-706.
 - 16) 富士重工業株式会社, “遷超音速風洞中間報告用資料”, AA90-265, 1990 年 8 月 30 日. (未刊行資料)
 - 17) 渡辺光則, 関根英夫, 楯 篤志, 野田順一, 井上安敏, 吉永 崇, “超音速流中における軌道再突入実験機のプローブフィンの空力特性”, 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR-1232, 1994 年 4 月.
 - 18) 野田順一, 石田清道, 関根英夫, 原 恒利, 榊原盛三, 河本 巖, “2 台の AGARD - B 標準模型を用いた並列 2 段式往還機の超音速空力特性試験”, 航空宇宙技術研究所資料, NAL TM-692, 1996 年 4 月.
 - 19) L. E. Ericsson and J. P. Reding, “Review of Support Interference in Dynamic Tests”, AIAA J. Vol.21, No.12, 1983, pp.1652-1666.
 - 20) L. E. Ericsson and J. P. Reding, “Re-entry Capsule Dynamics”, J. Spacecraft and Rockets, Vol.8, No.6, June. 1972, pp.579-586.

航空宇宙技術研究所報告1300号

平成8年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(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
