

ISSN 0452-2982  
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-692

## 2台のAGARD-B標準模型による並列二段式 往還機の超音速空力特性試験

野田 順一 ・ 石田 清道 ・ 関根 英夫  
原 亘利 ・ 榊原 盛三 ・ 河本 巖

1996年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1	はじめに .....	2
2	記号 .....	2
3	模型と実験装置 .....	3
3.1	試験模型 .....	3
3.2	模型支持装置 .....	3
3.3	風洞試験 .....	4
3.4	底面圧力の補正による軸力(抗力, 揚力)の補正 .....	5
4	試験結果とその検討 .....	5
4.1	第一段模型に作用する空気力 .....	5
4.1.1	第二段模型の翼後縁と第一段模型の翼後縁が重なる位置にある場合 ( $\Delta x/l_1 = -0.068$ ) .....	7
	(1) 揚力係数 $C_{L1}$ .....	8
	(2) 抗力係数 $C_{D1}$ .....	10
	(3) 縦揺れモーメント係数 $C_{m1}$ .....	11
4.1.2	第二段模型の翼後縁が第一段模型の翼後縁より40mm 前方にある場合 ( $\Delta x/l_1 = 0.013$ ) .....	13
	(1) 揚力係数 $C_{L1}$ .....	15
	(2) 抗力係数 $C_{D1}$ .....	15
	(3) 縦揺れモーメント係数 $C_{m1}$ .....	15
4.1.3	迎角 $\alpha = 0^\circ$ における揚力傾斜 $C_{La1}$ , 抗力係数 $C_{D01}$ , および縦揺れモーメント傾斜 $C_{ma1}$ のマッハ数 $M_\infty$ に対する変化 .....	17
	(1) 揚力傾斜 $C_{La1}$ .....	17
	(2) 抗力係数 $C_{D01}$ .....	17
	(3) 縦揺れモーメント傾斜 $C_{ma1}$ .....	18
4.2	第二段模型に作用する空気力 .....	18
4.2.1	第二段模型の翼後縁と第一段模型の翼後縁が重なる位置にある場合 ( $\Delta x/l_1 = -0.068$ ) .....	18
	(1) 揚力係数 $C_{L2}$ .....	19
	(2) 抗力係数 $C_{D2}$ .....	21
	(3) 縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$ .....	21
4.2.2	第二段模型の翼後縁が第一段模型の翼後縁より40mm 前方にある場合 ( $\Delta x/l_1 = 0.013$ ) .....	21
	(1) 揚力係数 $C_{L2}$ .....	24
	(2) 抗力係数 $C_{D2}$ .....	24
	(3) 縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$ .....	24
4.2.3	迎角 $\alpha = 0^\circ$ における揚力傾斜 $C_{La2}$ , 抗力係数 $C_{D02}$ , および縦揺れモーメント傾斜 $C_{ma2}$ のマッハ数 $M_\infty$ に対する変化 .....	24
	(1) 揚力傾斜 $C_{La2}$ .....	24
	(2) 抗力係数 $C_{D02}$ .....	24
	(3) 縦揺れモーメント傾斜 $C_{ma2}$ .....	25
4.3	第二段模型の空力中心(圧力中心) .....	25
4.4	ステイニング干渉 .....	26
4.5	2台の模型の迎角が $\alpha = 0^\circ$ のときの空気力の干渉 .....	27
4.5.1	模型間の前後位置が $\Delta x/l_1 = -0.068$ の場合 .....	27
	(1) 模型間距離と揚力係数 ( $\alpha = 0^\circ$ ) .....	29
	(2) 模型間距離と縦揺れモーメント係数 ( $\alpha = 0^\circ$ ) .....	29
4.5.2	模型間の前後位置が $\Delta x/l_1 = 0.013$ の場合 .....	32
	(1) 模型間距離と揚力係数 ( $\alpha = 0^\circ$ ) .....	32
	(2) 模型間距離と縦揺れモーメント係数 ( $\alpha = 0^\circ$ ) .....	32
5	まとめ .....	32
	文献 .....	35
	付録 .....	36

# 2台のAGARD-B標準模型による並列二段式 往還機の超音速空力特性試験\*

野田 順一<sup>\*1</sup> 石田 清道<sup>\*1</sup> 関根 英夫<sup>\*1</sup>  
原 亘利<sup>\*1</sup> 榑原 盛三<sup>\*1</sup> 河本 巖<sup>\*2</sup>

## Aerodynamic Characteristics of Parallel Two-Stage-To-Orbit Vehicles using Two AGRAD-B Standard Models in Supersonic Flows\*

Junichi NODA<sup>\*1</sup>, Kiyomichi ISHIDA<sup>\*1</sup>, Hideo SEKINE<sup>\*1</sup>, Nobutoshi HARA<sup>\*1</sup>  
Seizo SAKAKIBARA<sup>\*1</sup> and Iwao KAWAMOTO<sup>\*2</sup>

### Abstract

To obtain the aerodynamic characteristics of the interaction of parallel Two-Stage-To-Orbit (TSTO) space vehicles in the cruising regions and separation in the supersonic flow,  $1.5 \leq M_\infty \leq 2.5$ , an AGARD-B standard model and its half-model were tested using two 6 force balances. By arranging the two models parallel in the same direction and changing the distance and the angle of attack in the range  $-12 \leq \alpha \leq 12$  deg, 6 aerodynamic force coefficients were measured and compared with the coefficients for a single model. The aerodynamic forces of the upper second stage plane model varied a short distance behind the shock waves of the partner plane. This indicates that sturdy maneuverability is required for a TSTO, especially for the upper second plane during their separation process.

**Keywords :** Interaction of two models, TSTO, Supersonic Flow

### 概 要

並列二段式往還機 (TSTO : Two-Stage-To-Orbit) の超音速領域での飛行と分離を想定して、空力特性がよく知られているAGARD-B模型とその1/2縮尺模型を並行に配置し、2台の模型の迎角と模型間の距離及びマッハ数を変えて空力干渉の試験を行った。各々の模型に組み込まれた6分力天秤で空気力を測定し、単独模型の場合の空力特性と比較した。第一段・第二段模型相互による空力的な干渉の結果、マッハ数・迎角・模型間の距離(垂直及び前後方向)によって空力特性(揚力係数及び縦揺れモーメント係数)が大きく変化する。従って、第二段機が分離するときに高度の操縦性能が要求される。

---

\* 平成7年12月1日 受付 (received 1 December 1995)  
\*1 空気力学部 (Aerodynamics Division)  
\*2 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

## 1 はじめに

地球を周回する軌道に飛行体を効率よくまた経済的に打ち上げる方法として、使い捨て部分をできるだけ少なくした再使用可能な単段式宇宙往還機 (Single-Stage-To-Orbit, SSTO) の構想が各国で提案されている<sup>1-4)</sup>。また 2 機の回収再使用型有翼機体を 2 段に配置したいいくつかの二段式往還機 (Two-Stage-To-Orbit, TSTO) が考えられている<sup>1)</sup>。TSTOには主として 2 機を並列に配置したものが多く、第一段機 (親機) が第二段機 (子機) を大気圏外に輸送し、第二段機を切り離したあと第一段機は滑空して滑走路に着陸する。第二段機はロケットエンジンで大気圏外の周回軌道に到達し作業を終えた後、大気圏に再突入し滑走路に着陸する。これらを再び組み立て次の打ち上げを行う。

TSTOには、第一段機としては大気中の酸素を酸化剤として利用するエアブリージングエンジンを搭載して滑走路から水平に離陸するもの<sup>5)</sup>と、第一段機もロケットエンジンを搭載して大気中の酸素を消費せず垂直に離陸するもの<sup>6)</sup>などのいくつかの構想がある。2 段間の空力干渉については 2 機が向かい合って上昇する場合、あるいはそれらが安全に分離する場合に、揚力係数とともに縦揺れモーメント係数の 2 段間の相対位置による変化が重要な特性となる。さらに、2 段間での衝撃波と境界層との干渉による抗力係数や空力加熱率の増加などが問題となる。

また、緊急時には結合して飛行している状態から、本来分離を予定しているマッハ数よりも小さいマッハ数で切り離す必要が生じる。このため、超音速領域での分離時の相手の機体による空気力学的干渉の特性を、正しく把握しておく必要がある。並列二段式往還機の空気力学的 (空力) 特性については、文献 7 に具体的な形状についてマッハ数 3 と 6 で測定が行われている。文献 8 では、向かい合った半円錐体接近時の干渉による空力特性について、マッハ数 3 と 6 での実験が行われている。また、最近マッハ数 7.1 の極超音速での AGARD-B 模型を用いた TSTO の干渉特性試験が行われた<sup>9)</sup>。

著者らは、2 機の機体が少し離れて並列に配置された、TSTO の超音速での飛行と超音速領域での 2 機体の分離を想定して、空力特性がよく知られている AGARD-B 模型とその 1/2 縮尺の AGARD-B 模型を平行に距離を置いて配置し、超音速流中での模型間の干渉がある場合の空気力の測定を行った<sup>10)</sup>。AGARD-B 模型を選んだ理由はその形状が単純でよく知られており二機間の空力干渉の計算をする場合のデータとして役立つからである。模型の迎角と 2 台の模型間の相対距離を変えて、それぞれに組み込まれた 6 分力天秤で空気力を測定し、単独模

型の場合の空気力と比較することによって空力特性がどのように変化するかを調べた。

試験の結果、並列に結合された 2 台の有翼ロケット飛行体が平行に飛行する場合および超音速飛行中に互いに平行な姿勢で分離し遠ざかる場合、第一段機の衝撃波の影響で、第二段機の揚力と縦揺れモーメントのそれぞれの大きさが模型間の相対距離によって大きく変化し、また、作用する向きが逆転することを示している。また、このような風洞試験においては第一段模型の底面圧力の変化によるスティング干渉が大きいことがわかった。

## 2 記号

$b$	デルタ翼のスパン = 231.9 mm (第一段模型), 116.0 mm (第二段模型)
$c$	デルタ翼の最大翼弦長さ = 200.8 mm (第一段模型), 100.4 mm (第二段模型)
$c_a$	平均空力翼弦長さ = $(2/3)c$
$C_D$	抗力係数 = $D / (0.5\rho V_\infty^2 S)$
$C_{D0}$	迎角 $\alpha = 0^\circ$ における抗力係数
$C_L$	揚力係数 = $L / (0.5\rho V_\infty^2 S)$
$C_{L0}$	迎角 $\alpha = 0^\circ$ における揚力係数
$C_{L\alpha}$	揚力傾斜 = $(\partial C_L / \partial \alpha)_{\alpha=0}$
$C_m$	縦揺れモーメント係数 = $M / (0.5\rho V_\infty^2 S l_R)$ (モーメントの基準点はデルタ翼の $c_a$ の位置 $\ominus$ )
$C_{m0}$	迎角 $\alpha = 0^\circ$ における縦揺れモーメント係数
$C_{m\alpha}$	縦揺れモーメント傾斜 = $(\partial C_m / \partial \alpha)_{\alpha=0}$
$D$	抗力
$d$	胴体直径
$L$	揚力
$l$	長さ (代表長さ)
$l_1$	第一段模型の全長 = 493.2 mm (代表長さ)
$l_2$	第二段模型の全長 = 246.5 mm
$l_R$	基準長さ, 平均空力弦長さ = $(2/3)c$
$M$	縦揺れモーメント
$M_\infty$	風洞測定部一様流のマッハ数
$Re_\infty$	一様流のレイノルズ数 = $V_\infty l_1 / \nu_\infty$
$S$	基準面積
$S_1$	基準面積 = $c_1^2 / (\sqrt{3}) = 232.9 \text{ cm}^2$
$S_2$	基準面積 = $c_2^2 / (\sqrt{3}) = 58.2 \text{ cm}^2$
$V_\infty$	一様流速度
$x$	模型先端からの距離
$x_{cp}$	模型の圧力中心 (無次元化距離 $x_{cp}/l_1$ )
$\alpha$	迎角
$\Delta x$	2 台の模型基準点の前後の距離, 第二段模型の基準点が第一段模型基準点より上流にある場合を正とする。
$\Delta z$	2 台の模型胴体間の最短距離

$\rho$  空気の密度

添え字

1 第一段(親機)模型

2 第二段(子機)模型

### 3 模型と試験装置

#### 3.1 試験模型

試験には、並列二段式往還機間の干渉を調べるため、模型として空気力学的な特性(空力特性)がよく知られているAGARD-B標準模型<sup>1)</sup>2台を用いた。図1の第二段模型(小型模型)の全長は $l_2=246.5\text{mm}$ 、第一段模型(大型模型)の全長は $l_1=493.2\text{mm}$ で、第二段模型は第一段模型の1/2の寸法である。AGARD-B標準模型はデルタ翼とタンジェントオジャイブの胴体を結合したもので、風洞の特性試験模型として広く使われている。空力係数の算出には次のような基準値を用いた。図1に示すように、翼を胴体内部に延長したデルタ翼を想定し、この最大翼弦長さを $c$ とする。デルタ翼の頂点から $(2/3)c$ の点(主翼面積の重心)を模型のモーメントの基準点とした。頂点から基準点までの距離は平均空力翼弦長( $c_a=(2/3)c$ )と呼ばれ、これを基準長さとする。デルタ翼の両端距離をスパン $b$ とし、想定したデルタ翼の主翼面積を基準面積( $S=(1/2)cb$ )とする。2台の模型の基準点間の $x$ 方向の距離を $\Delta x$ とし、第一段模型の基準点からみて第二段模型の基準点の方が上流側にあ

る場合を正の方向とする。模型胴体の側面間の最短距離を $\Delta z$ とする(図1を参照)。それぞれのAGARD-B模型の諸元を表1に示す。

#### 3.2 模型支持装置

図2に、2台の模型の支持方法を示す。それぞれの模型にモーメント型の内挿式6分力天秤を組み込み、それらを2台のスティングで支持する。第二段模型のスティングBは、第一段模型のスティングAに取り付けた支持具に固定する。スティングBの軸方向の距離を変えることにより $\Delta x$ を、また支持具の高さを変えることにより $\Delta z$ を変え、第二段模型と第一段模型との相対的な位置( $\Delta x$ ,  $\Delta z$ )を設定することができる。実際の飛行では、第二段機が第一段機から切り離される場合、2機の距離が十分でないまま第二段機が迎角を取ると第一段

表1 2台のアガードB模型の諸元

	第一段模型	第二段模型
基準面積 (mm <sup>2</sup> )	232.9×10 <sup>2</sup>	58.2×10 <sup>2</sup>
基準点 (mm)	344.9	172.45
基準長 (mm)	133.86	66.93
重心 ( $X_w - X_a$ ) (mm)	79.7	17.3
質量 (kg)	4.45	0.40
全長 (mm)	493.2	246.5
スパン (mm)	231.9	116.0
胴体直径 (mm)	58.0	29.0

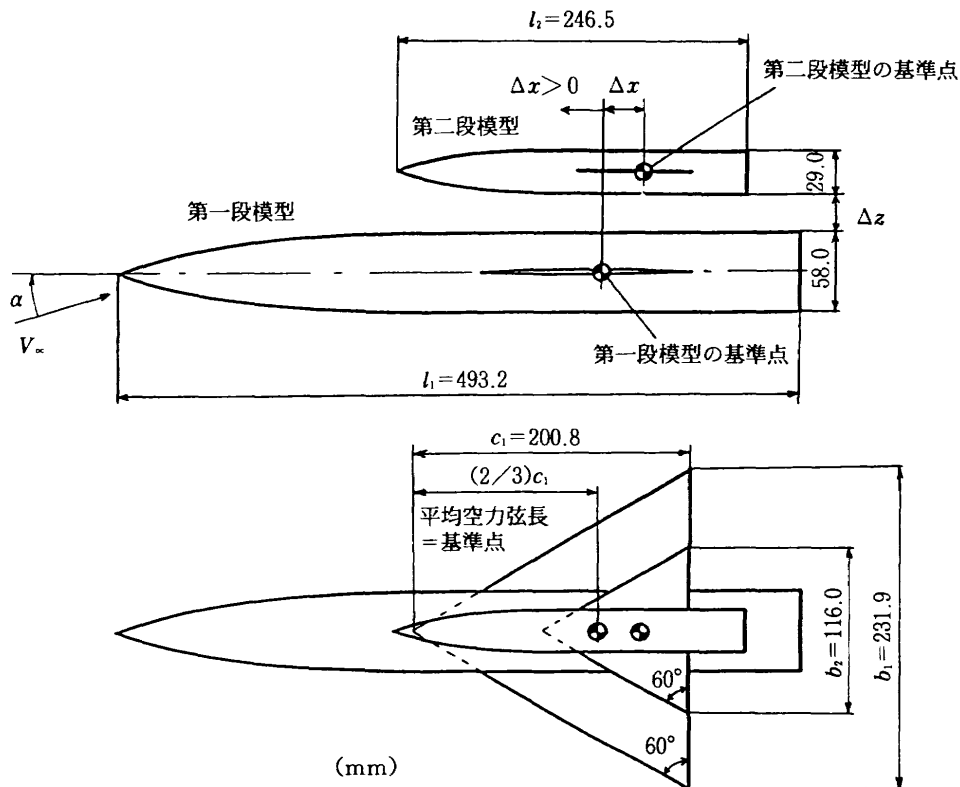


図1 空力干渉を調べるための2台のアガードB模型の配置

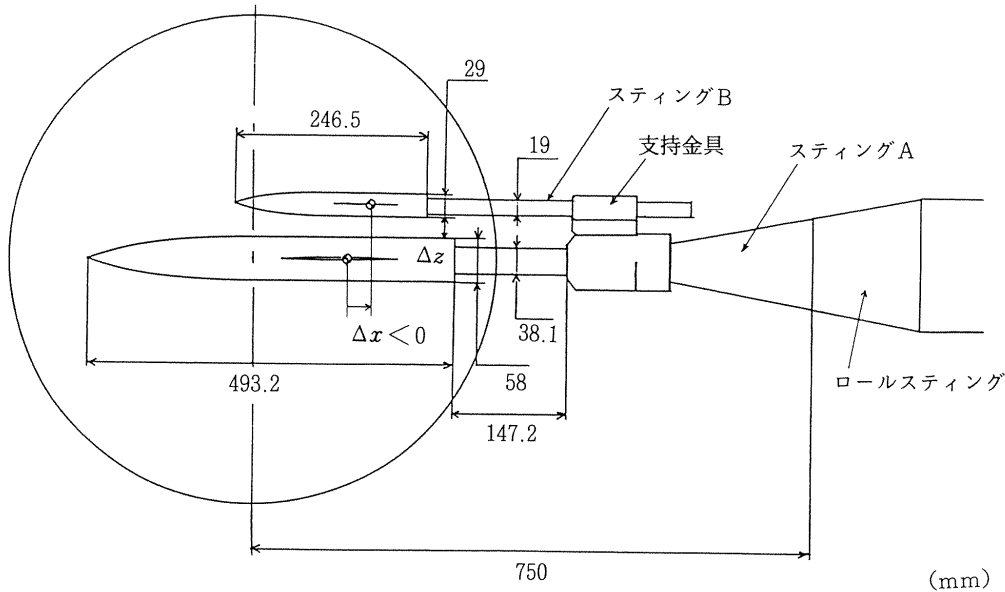


図2 2台のアガードB模型の支持方法

機に衝突する可能性がある。したがって、それぞれが個々の迎角を取る場合を想定した試験も必要であるが、今回の試験では結合状態での飛行と最も基本的な切離し形態として第二段機体が第一段機体から平行に離れることを想定して、第二段模型は第一段模型といつも平行に固定して測定を行った。第二段模型も第一段模型も迎角の大きいところでは同じ方向にモーメントが作用するので迎角の差は小さくなる方向に変形する。従って実際には2台の模型のたわみ角は異なるが、第一段模型と第二段模型は平行であると仮定している。この結果、2台の模型の主流に対する迎角はいつも同じ値を取っている。

### 3.3 風洞試験

風洞試験は、航空宇宙技術研究所の測定部断面が  $1\text{ m} \times 1\text{ m}$ 、測定部の長さが  $1.8\text{ m}$  の超音速風洞<sup>10)</sup>で行った。図3に、スティングに取り付けた2台のAGARD-B模型を示す。模型を風洞測定部の主流軸に平行に固定し、測定部気流のマッハ数が安定した後、模型迎角をほぼ  $-10^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$  の範囲で変化させ、上下の2台の模型に作用する6分力を同時に計測し、それらを空力係数に変換した。迎角  $\alpha$  は、それぞれの模型の天秤とスティングのたわみ角をまとめて補正した。二つの模型は多くの場合ほぼ同方向の力を受けるので迎角の差は小さい。そこで迎角  $\alpha$  としては第一段模型の迎角をとっている。この風洞の特徴としてAGARD-B模型試験によると  $\alpha = 0^\circ$  付近で  $0.2^\circ \sim 0.5^\circ$  程度の吹き上げ傾向が見られる。しかし、これが風洞の中心付近だけなのか周辺まで平行に吹き上げ傾向が見られるのか調査を行っていないので、図の一部については断って吹き上げによる迎角の補正を行っているが全般的には補正していない。

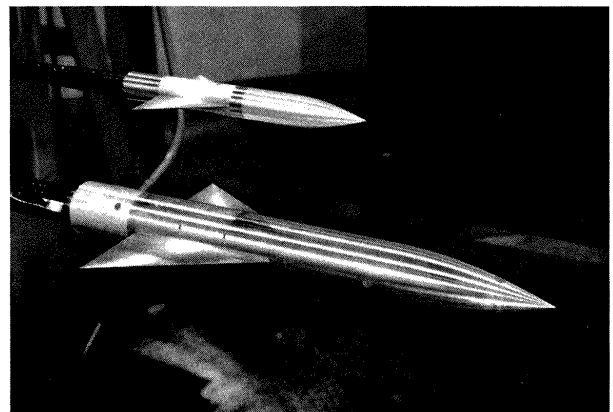


図3 スティングに取り付けた2台のアガードB模型

この報告では、6分力のうち揚力係数  $C_L$ 、抗力係数  $C_D$ 、縦揺れモーメント係数  $C_m$  について測定結果を示す。その他の量は小さいのでここでは取り扱わない。

6分力の測定には内挿式モーメントタイプの6分力天秤2本 (No.11,  $38\text{ mm } \phi$ , LMC-6272 ; No.52,  $19\text{ mm } \phi$ , LMC-6522-3/4-I, 日章電機製) を使用した。それぞれの天秤容量を以下に示す。

No.11 天秤 (LMC-6272)

- 軸力 ( $F_x$ ) = 800N
- 横力 ( $F_y$ ) = 5000N
- 垂直力 ( $F_z$ ) = 5000N
- 横揺れモーメント ( $M_x$ ) = 70N・m
- 縦揺れモーメント ( $M_y$ ) = 300N・m
- 偏揺れモーメント ( $M_z$ ) = 300N・m

No.52 天秤 (LMC-6522-3/4-I)

- 軸力 ( $F_x$ ) = 150N
- 横力 ( $F_y$ ) = 500N

表2 並列二段式往還機の超音速風洞試験条件と実施番号

$\Delta x/l_1$	$M_\infty$ (設定値)	$\Delta z/l_1$					アガードB模型単体		$Re_\infty(1/m)$
		0.1946	0.1338	0.0729	0.0527	0.0324	第一段模型	第二段模型	
-0.068	1.50	12377	12386	12387	12392	12393	13613	11934	$26.57 \times 10^6$
	1.75	12378	12385	13600	13603	12394	13614	11935	$25.53 \times 10^6$
	2.00	12379	12384	12388	12391	12395	13615	11936	$30.64 \times 10^6$
	2.25	12380	12383	13601	13604	12396	13616	11937	$32.43 \times 10^6$
	2.50	12381	12382	12389	12390	12397	13617	11938	$32.32 \times 10^6$
0.013	1.50	13611	13590	13599	12403	12398	13613	11934	$26.57 \times 10^6$
	1.75	13610	13591	13598	13606	13607	13614	11935	$25.53 \times 10^6$
	2.00	12405	13592	13597	12402	12399	13615	11936	$30.64 \times 10^6$
	2.25	13609	13593	13596	13605	13608	13616	11937	$32.43 \times 10^6$
	2.50	12406	13594	13595	12401	12400	13617	11938	$32.32 \times 10^6$

- 垂直力 ( $F_z$ ) = 500N
- 横揺れモーメント ( $M_x$ ) = 8N・m
- 縦揺れモーメント ( $M_y$ ) = 28N・m
- 偏揺れモーメント ( $M_z$ ) = 28N・m

表2に示すように、マッハ数を  $1.51 \leq M_\infty \leq 2.51$  の範囲で0.5おきに変化させ、2台の模型の上下の間隔  $\Delta z$  を5点、前後の間隔  $\Delta x$  を2点変化させて試験を行った。さらに、それぞれの模型について他の模型を取り去り、単独のAGARD-B模型の場合 ( $\Delta z/l_1 = \infty$ ) の試験も行った。第一段模型の全長を代表長さとした場合、この試験でのレイノルズ数は  $Re_\infty = 1.1 \sim 1.5 \times 10^7$  である。

風洞試験では、2台の模型間の衝撃波の干渉映像をシュリーレン装置により静止写真とVTRに撮影した。測定窓のシュリーレン光入力側に50mm間隔の格子が置かれており、シュリーレンのナイフエッジで光線を水平に切っているため、縦の50mm間隔の線だけが鮮明に表れている。6分力天秤によるデータの収集は10Hzのローパスフィルターを通して120msごと(迎角約0.24°ごと)に計算機に取り込みプロットまでの一連の処理を行った。これらのデータから迎角約1°ごとのデータをプロットした。

### 3.4 底面圧力の補正による軸力(抗力, 揚力)の補正

模型が平行に2台並ぶため、相手側の模型からの衝撃波が、模型表面で反射するだけでなくスティングにも当たる。スティング上の境界層を通じて模型底面圧力が変化し、軸力係数に影響を与えることが予想される。後に示すように模型間の距離によって模型底面圧力が変化するため、軸力係数したがって抗力係数などにも模型間の相対距離の影響を受ける。模型の底面圧力の影響を取り除くため、模型底面付近のスティング周囲4カ所に90°おきに配置した圧力測定配管と圧力変換器で圧力を測定し、この平均値が模型底面に作用するものとし、一様流の圧力  $p_\infty$  で置き換え係数化して全抗力係数  $C_{Di}$  と

全揚力係数  $C_{Li}$  に補正を行い前面抗力係数  $C_D$  と補正された揚力係数  $C_L$  を求めた。特に断らない場合は底面圧力の補正がされている(付録A1を参照のこと)。

## 4 試験結果とその検討

### 4.1 第一段模型に作用する空気力

ここでは、第二段模型の存在によって第一段模型に作用する空気力がどのような影響を受けるかについて述べる。多くの図にわたって測定データの説明を行うので、最初に第一段模型の空気力学的(空力)特性に関連する図の配列について述べる。

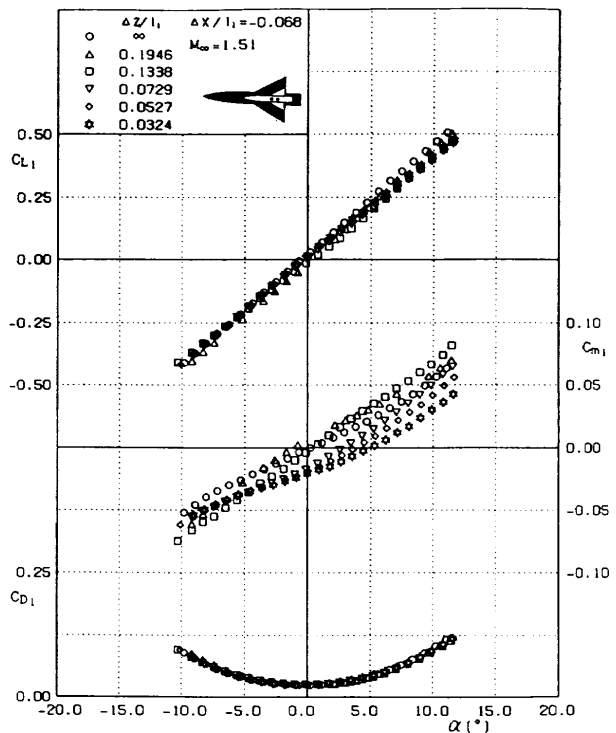


図4(1)a 迎角  $\alpha$  に対する第一段模型の空力係数, 揚力係数  $C_{L1}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ , 抗力係数  $C_{D1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.51$

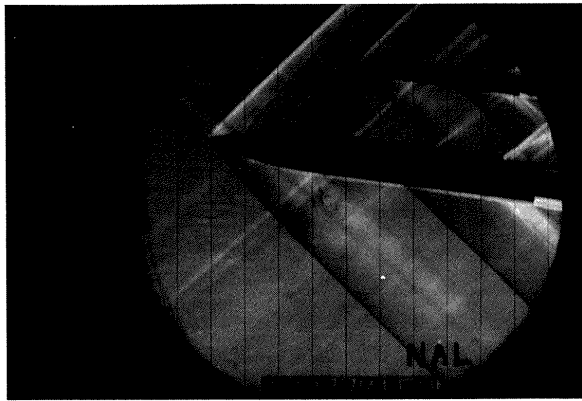
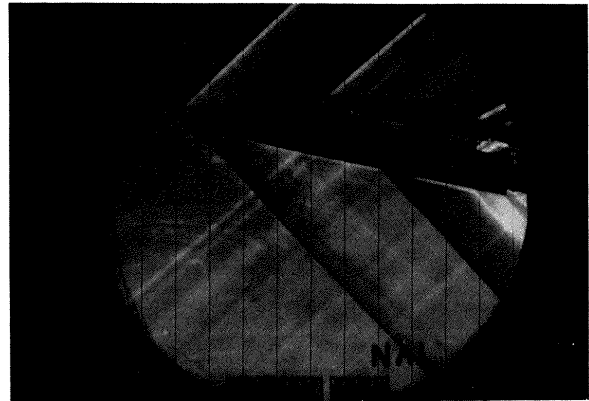
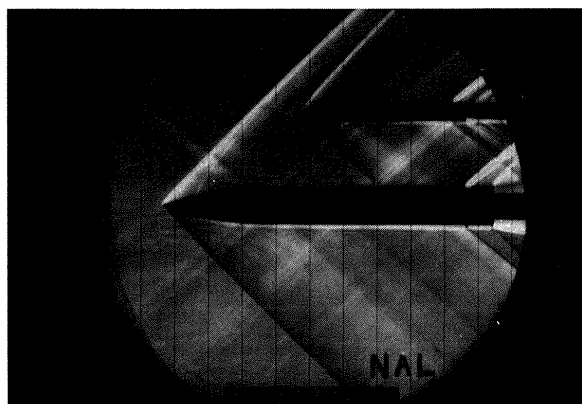
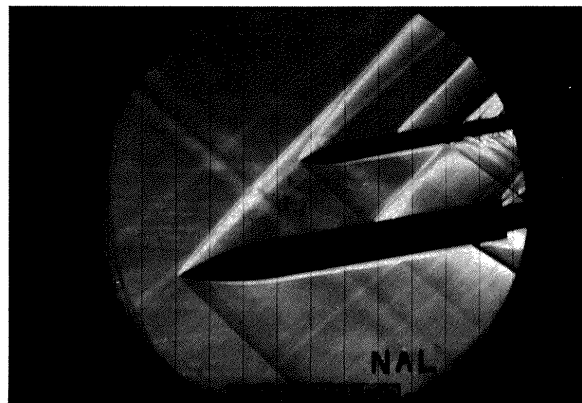
 $\alpha = 8^\circ$  $\alpha = 12^\circ$  $\alpha = 0^\circ$  $\alpha = 0^\circ$  $\alpha = -9.5^\circ$  $\alpha = -10^\circ$ 

図4 (1)b 2台のアガー-B模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.51$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.1946$

図4 (1)c 2台のアガードB模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.51$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.0324$



図4 (1) aから図4 (10) aに、2台の模型の胴体間の距離 $\Delta z/l_1$ をパラメータとして、第一段模型の揚力係数 $C_{L1}$ 、縦揺れモーメント係数 $C_{m1}$ 、抗力係数 $C_{D1}$ の迎角 $\alpha$ に対する変化を示す。2台の模型胴体の垂直方向の間隔(模型間距離) $\Delta z/l_1$ に対する変化はグラフ上のシンボルを変えて示す。

また、それぞれのグラフに対応する測定時の、2台の模型の配置と衝撃波干涉のシュリーレン写真を図4 (1) b, cから図4 (10) b, cに示す。シュリーレン写真は、模型間距離が最大値 $\Delta z/l_1=0.1946$ (図4 (1) bから図4 (10) b)の場合と最小値 $\Delta z/l_1=0.0324$ (図4 (1) cから図4 (10) c)の場合の2種類について、また迎角 $\alpha$ は試験中に撮影した(1)負の最大角、(2)水平 $0^\circ$ 及び(3)正の最大角について示す。ただし図4 (6) a, 図4 (7) aに対応するシュリーレン写真は掲載していない。したがって、一つの設定マッハ数について6枚のシュリーレン写真を示す。これらのシュリーレン写真によって、図4 (1) aから図4 (10) aに示す空力特性と流れ場の干涉の様子を定性的に比較できる。

次に、図5 (1) a ( $\Delta x/l_1=-0.068$ )と図5 (1) b ( $\Delta z/l_1=0.013$ )に、図4 (1) aから図4 (10) aまでのデータから求めた第一段模型の $\alpha=0^\circ$ における揚力傾斜 $C_{La1}$ を、次に図5 (2) a ( $\Delta x/l_1=-0.068$ )と図5 (2) b ( $\Delta x/l_1=0.013$ )に抗力係数 $C_{D01}$ を、更に図5 (3)

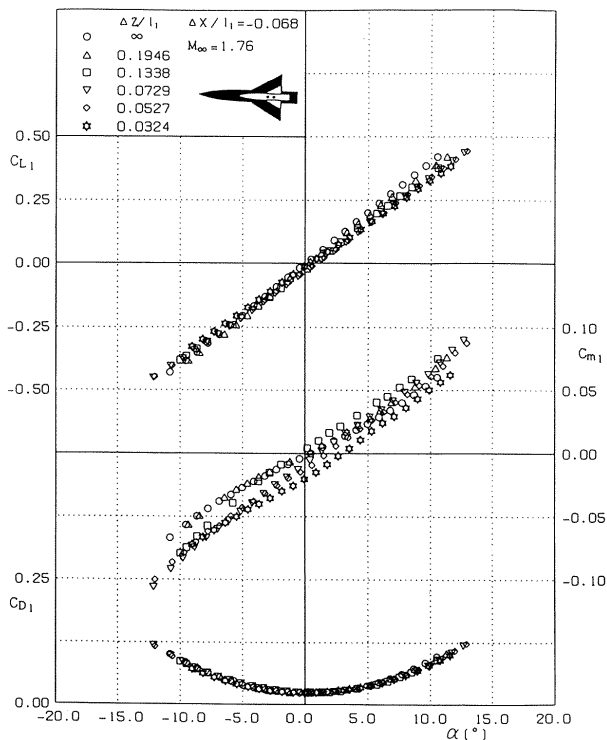


図4 (2)a 迎角 $\alpha$ に対する第一段模型の空力係数、揚力係数 $C_{L1}$ 、縦揺れモーメント係数 $C_{m1}$ 、抗力係数 $C_{D1}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする)、 $\Delta x/l_1=-0.068$ ,  $M_\infty=1.76$

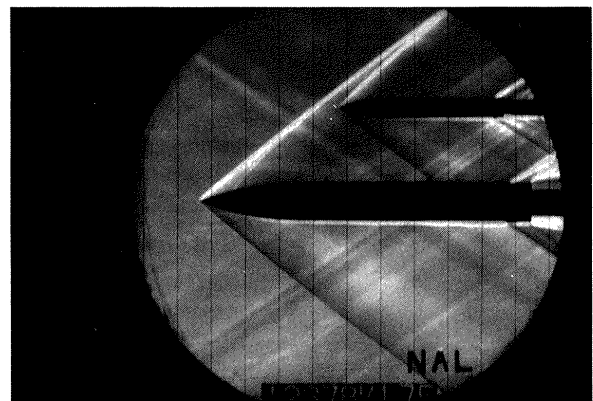
a ( $\Delta x/l_1=-0.068$ )と図5 (3) b ( $\Delta x/l_1=0.013$ )に縦揺れモーメント傾斜 $C_{ma1}$ のマッハ数 $M_\infty$ に対する変化を示す。

#### 4. 1. 1 第二段模型の翼後縁と第一段模型の翼後縁が重なる位置にある場合 ( $\Delta x/l_1=-0.068$ )

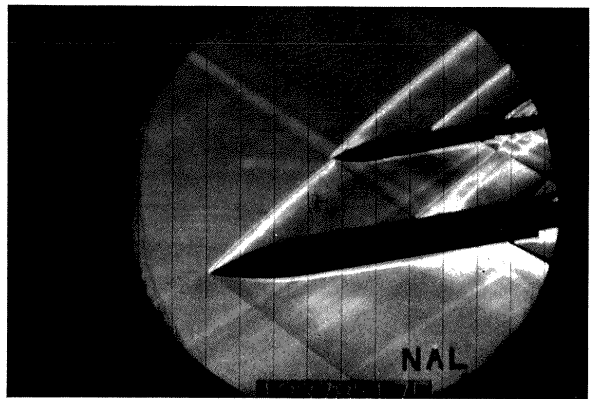
図4 (1) aから図4 (5) aまでは、 $\Delta x/l_1=-0.068$ の場合で、第一段模型の翼後縁と第二段模型の翼後縁とが重なる位置にある場合の測定結果である。マッハ数を



$\alpha=10.5^\circ$



$\alpha=0^\circ$



$\alpha=-11^\circ$

図4 (2)b 2台のアガードB模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1=-0.068$ ,  $M_\infty=1.76$ ,  $\Delta z/l_1=0.1946$

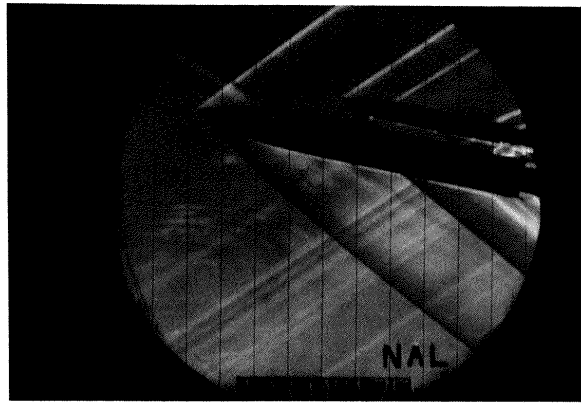
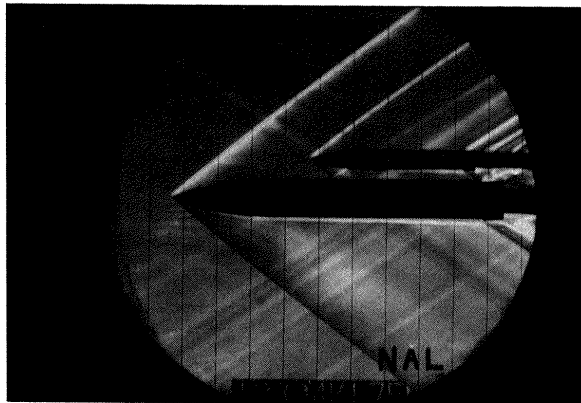
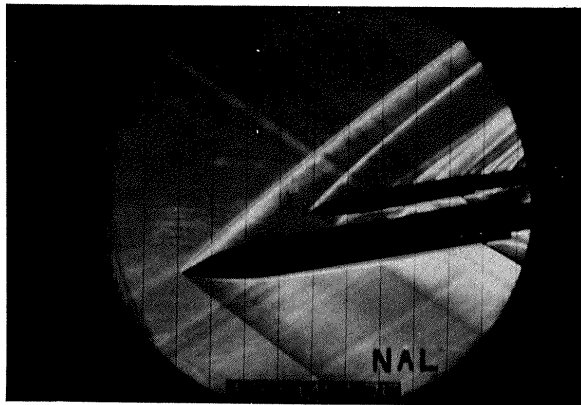
 $\alpha = 11.5^\circ$  $\alpha = 0^\circ$  $\alpha = -10^\circ$ 

図4(2)c 2台のアガードB模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.76$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.0324$

$M_\infty = 1.51$  から  $2.51$  まで約  $0.5$  おきに変えて測定した。すべての図について、第一段模型が単独の場合 ( $\Delta z/l_1 = \infty$ , シンボル○) の空力係数の  $\alpha$  あるいは  $\Delta z/l_1$  に対する変化を基準として比較すると2つの模型間の干渉が鮮明になる。なお、図ではデータを示す模型は黒塗りで示し、他は白抜きで示す。

#### (1) 揚力係数 $C_{L1}$

図4(1)aに示す  $M_\infty = 1.51$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合では、第二段模型が第一段模型に接近すると、第一段

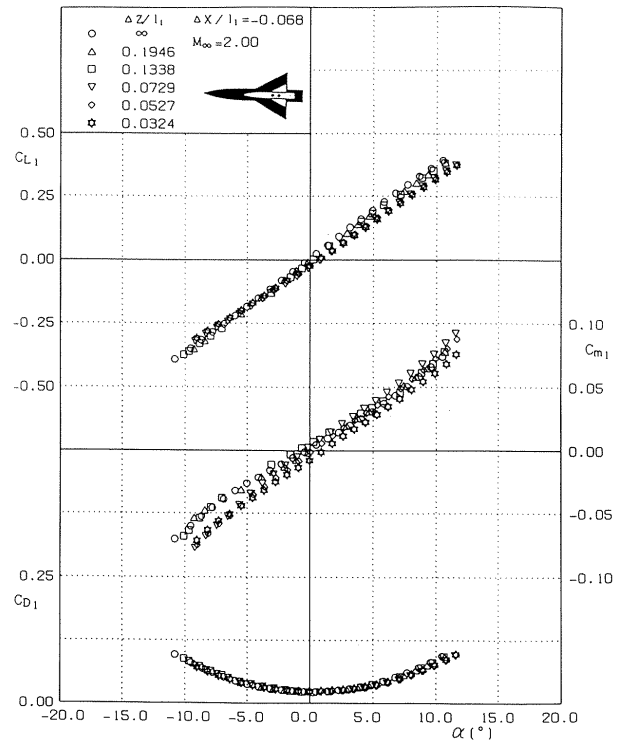
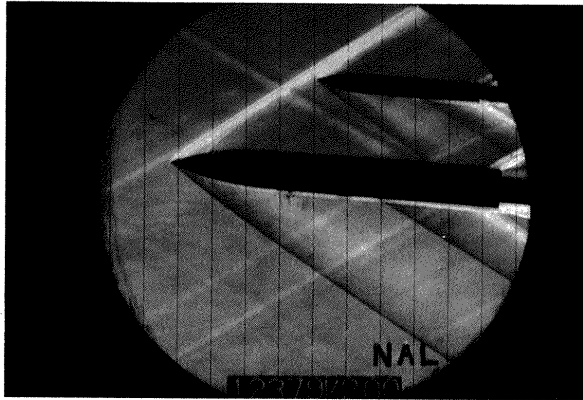


図4(3)a 迎角  $\alpha$  に対する第一段模型の空力係数、揚力係数  $C_{L1}$ 、縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ 、抗力係数  $C_{D1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.00$

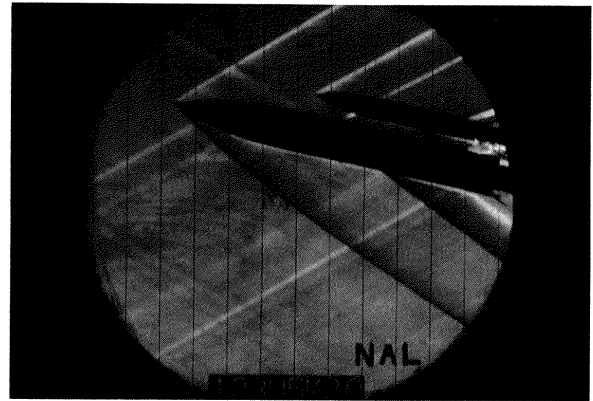
模型単独の場合 ( $\Delta z/l_1 = \infty$ , シンボル○) に比べて、大迎角での第一段模型の揚力係数  $C_{L1}$  は減少する傾向を示す。両者の差は最大11%程度であり、他の空力係数とは異なり  $\Delta z/l_1$  による揚力係数の干渉による差は比較的小さい。2台の模型が最も離れた場合 ( $\Delta z/l_1 = 0.1946$ ) のシュリーレン写真の図4(1)bと最も接近した場合 ( $\Delta z/l_1 = 0.0324$ ) の図4(1)cを比較すると、第二段模型の衝撃波によって模型が接近するほど第一段模型上面の圧力上昇域が増すが、2台の模型が接近した場合に第一段模型の揚力係数  $C_{L1}$  が減少する理由と考えられる。

続いて、マッハ数が増加する順序に配列した図4(2)aから図4(4)aに示すように、最接近の場合 ( $\Delta z/l_1 = 0.0324$ , シンボル☆) の揚力係数  $C_{L1}$  は、単独模型の揚力係数  $C_{L1}$  よりも小さい。 $\alpha = 10^\circ$  に着目すると、 $M_\infty = 1.76$  の場合に(図4(2)a)それらの差は最も大きく、約17%である。

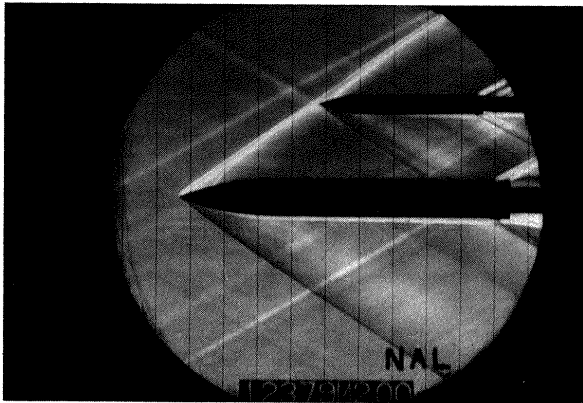
図4(5)aには、最も大きいマッハ数  $M_\infty = 2.51$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合の揚力係数  $C_{L1}$  の迎角  $\alpha$  に対する変化を示す。一般的な傾向としてマッハ数の増大とともに揚力係数  $C_{L1}$  は減少する。大迎角では模型間の距離が接近する ( $\Delta z/l_1$  が小さくなる) と、第二段模型の衝撃波によって第一段模型上面の圧力上昇が生じるため、



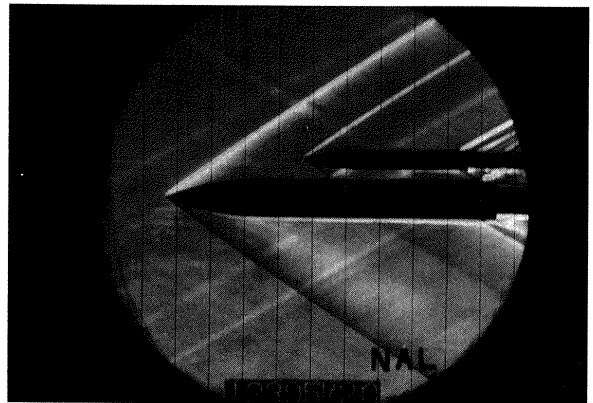
$\alpha = 5^\circ$



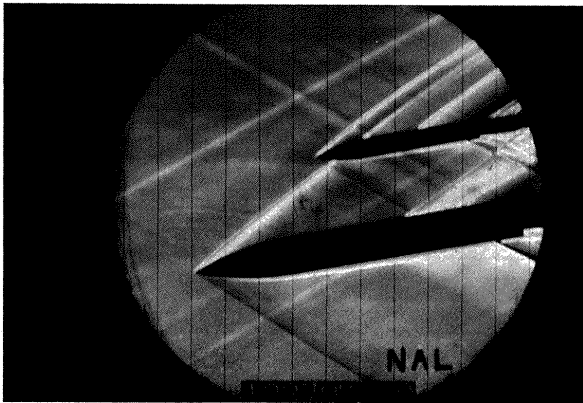
$\alpha = 12^\circ$



$\alpha = 0^\circ$



$\alpha = 0^\circ$



$\alpha = -10^\circ$



$\alpha = -10^\circ$

図4(3)b 2台のアガードB模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.00$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.1946$

図4(3)c 2台のアガードB模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.00$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.0324$

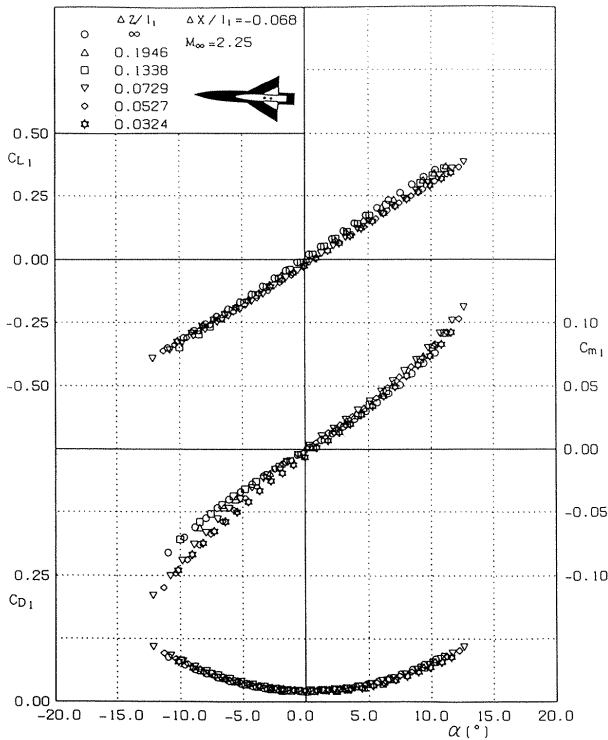


図4(4)a 迎角 $\alpha$ に対する第一段模型の空力係数，揚力係数 $C_{L1}$ ，縦揺れモーメント係数 $C_{m1}$ ，抗力係数 $C_{D1}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする)， $\Delta x/l_1 = -0.068$ ， $M_\infty = 2.25$

揚力は単独模型の場合よりも減少する。しかし， $M_\infty = 1.51$ の場合と較べて $M_\infty = 2.51$ では，第二段模型がある場合の $C_{L1}$ と単独模型の $C_{L1}$ との差は比較的小さく約9%の減少となる。すなわち，マッハ数が大きくなると第一段模型の揚力係数 $C_{L1}$ への干渉が小さくなる。

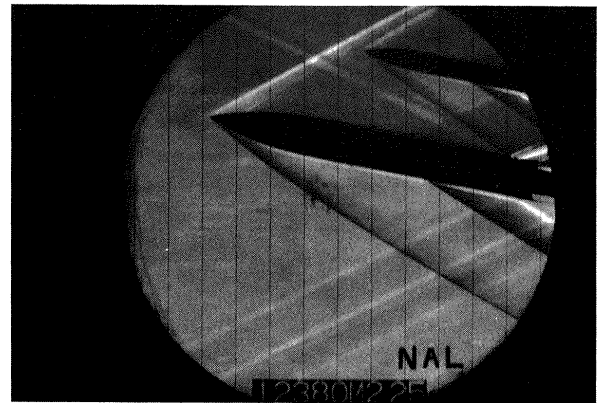
$M_\infty = 2.51$ でのシュリーレン写真，図4(5)b( $\Delta z/l_1 = 0.1946$ )では，第二段模型の衝撃波は $M_\infty = 1.51$ の図4(1)bよりも後退して，第一段模型の尾部に衝突している。マッハ数が大きくなると干渉が小さくなる理由は，マッハ数が大きいほどマッハ角が小さくなり，模型から短い距離で衝撃波がマッハ角に近づき圧力上昇が小さくなるためである。模型間の距離が最接近している図4(5)c( $M_\infty = 2.51$ ， $\Delta z/l_1 = 0.0324$ )では，図4(1)c( $M_\infty = 1.51$ ， $\Delta z/l_1 = 0.0324$ )と比較すると，マッハ数が大きいことによる衝撃波の影響域がやはり後退し，第一段模型への影響は小さくなる。このため，図5(1)a( $\Delta x/l_1 = -0.068$ )の揚力傾斜 $C_{L\alpha 1}$ のマッハ数 $M_\infty$ に対する変化では， $M_\infty = 2.25$ や2.5の場合には $\Delta z/l_1$ の差による揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ の差が小さくなっている。

これまでの図で模型が大迎角をとるとき，模型間距離が接近するほど( $\Delta z/l_1$ が小さい)第一段模型の揚力係数 $C_{L1}$ が減少する傾向が見られた。迎角 $10^\circ$ での最接近の場合( $\Delta z/l_1 = 0.0324$ )の揚力係数 $C_{L1}$ と単独模型の

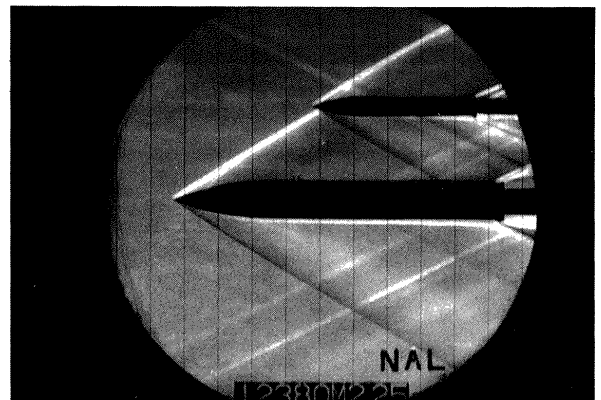
揚力係数 $C_{L1}$ は， $M_\infty = 1.76$ の場合に2つの揚力係数の差が最も大きくなり，マッハ数の増加とともにこれらの $C_{L1}$ の差は小さくなる。

## (2) 抗力係数 $C_{D1}$

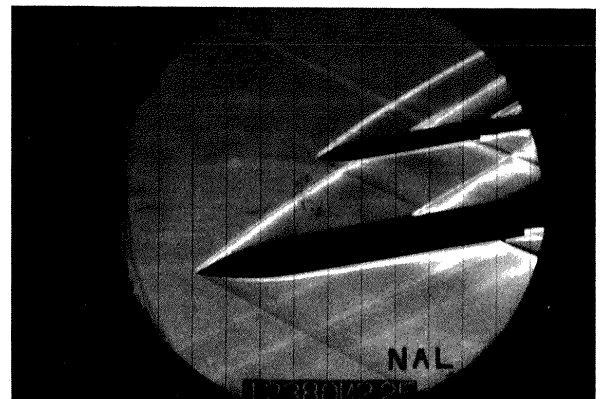
図4(1)aから図4(5)aに示す第一段模型の抗力係数 $C_{D1}$ は，模型間の距離 $\Delta z/l_1$ の影響は $C_{m1}$ に較べると比較的小さく，迎角 $\alpha$ に対して抗力係数 $C_{D1}$ はほぼ一つの曲線上に分布している。また，マッハ数 $M_\infty$ が大きくなると抗力係数 $C_{D1}$ は減少する傾向がある。ここで



$\alpha = 10.5^\circ$



$\alpha = 0^\circ$



$\alpha = -6.5^\circ$

図4(4)b 2台のアガードB模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真， $\Delta x/l_1 = -0.068$ ， $M_\infty = 2.25$ ， $\Delta z/l_1 = 0.1946$

は、底面圧力を測定し底面に作用する圧力を一様流の圧力に置き換えて前面抗力を求める補正を行っている。底面圧力の補正を行わない場合、すなわち天秤に加わる全抗力だけで係数を求めると、抗力係数  $C_{D1}$  は第二段模型の位置によって著しく異なることを”4.4 スティング干渉”で示す。図4(1)b, cから図4(5)b, cのシュリーレン写真によると、2台の模型からの衝撃波がスティング上で衝突と反射を何回もくり返しており、スティング上の境界層と衝撃波の干渉によって模型底面圧力が著

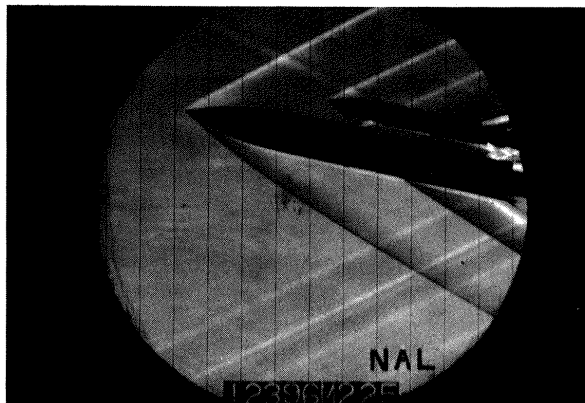
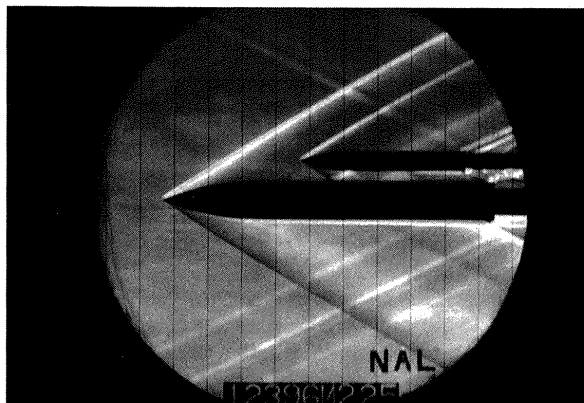
 $\alpha = 12^\circ$  $\alpha = 0^\circ$  $\alpha = -10^\circ$ 

図4(4)c 2台のアガードB模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.25$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.0324$

しく影響を受けるものと推定される。

### (3) 縦揺れモーメント係数 $C_{m1}$

二機の飛行体が安全に分離する場合に最も大きな影響を与える係数は、縦揺れモーメント係数  $C_m$  である。この値が小さく一定であることが飛行体の分離時には好ましい。しかし、今回の試験結果では、第一段模型の縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  は、迎角  $\alpha$  と模型間の距離  $\Delta z$  の影響を他の二つの係数よりも大きく受けており、変化が大きい。

$M_\infty = 1.51$  の図4(1)aでは、迎角  $\alpha = 0^\circ$  のとき、第一段模型単独の場合(シンボル○,  $\Delta z/l_1 = \infty$ )に比べて、第二段模型が第一段模型に近づく過程で( $\Delta z/l_1 = \infty \rightarrow 0.0324$ ),  $C_{m1}$  は一度は単独模型の場合よりも増大する。これは図4(1)bによると、第二段模型の接近によってその前頭部からの衝撃波が第一段模型の後部に当たり始め、頭上げのモーメントが作用するからであると推定される。第二段模型がさらに第一段模型に接近すると、図4(1)cによれば、第二段模型の衝撃波が第一段模型のさらに上流にまで衝突し圧力増加領域が前方に移動するため、頭下げのモーメントが作用する。この結果、縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  は減少し負側に移動する。

しかし、マッハ数が大きくなると、たとえば  $M_\infty = 2.51$  の図4(5)aでは、第二段模型の位置が第一段模型

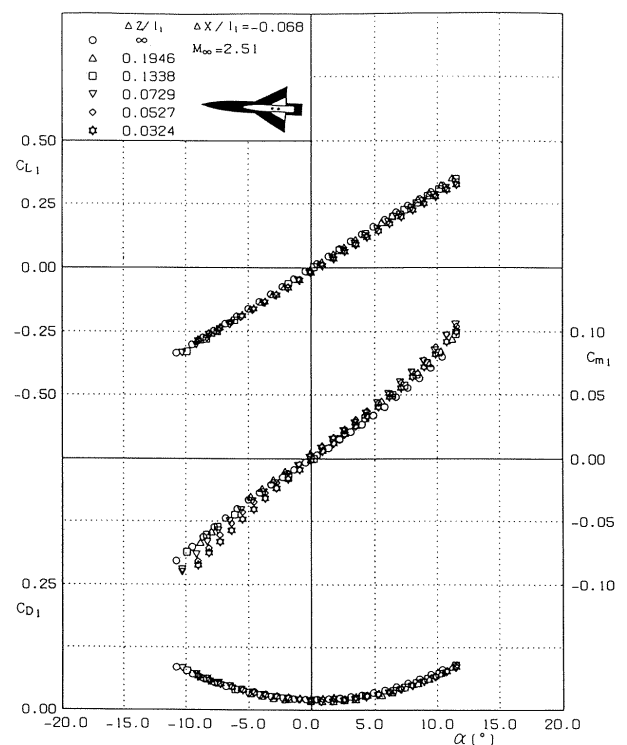
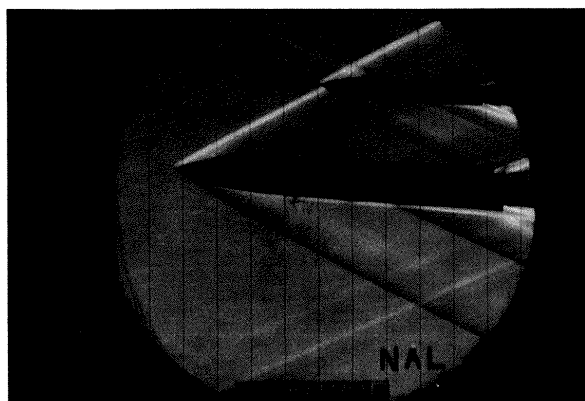
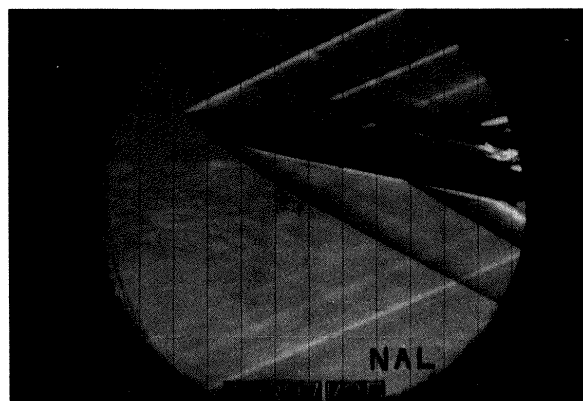
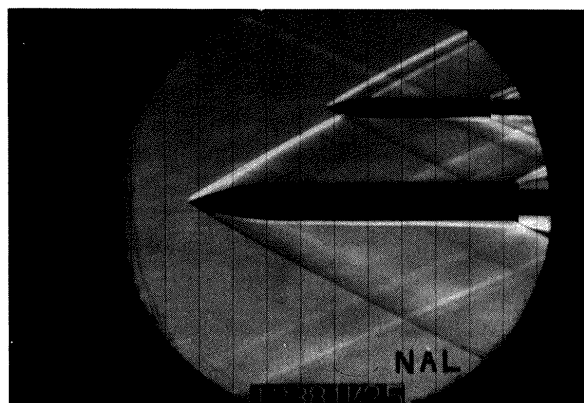
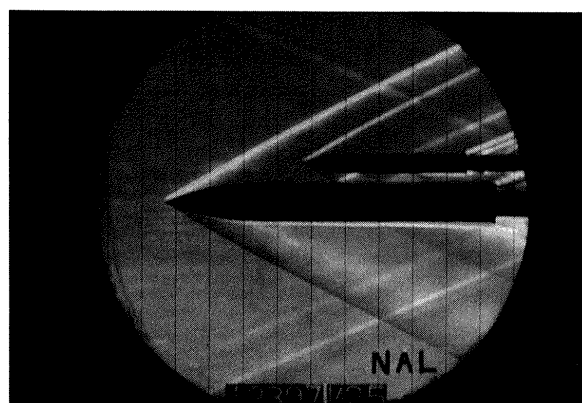


図4(5)a 迎角  $\alpha$  に対する第一段模型の空力係数, 揚力係数  $C_{L1}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ , 抗力係数  $C_{D1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.51$


 $\alpha = 4^\circ$ 

 $\alpha = 11.5^\circ$ 

 $\alpha = 0.5^\circ$ 

 $\alpha = 0^\circ$ 

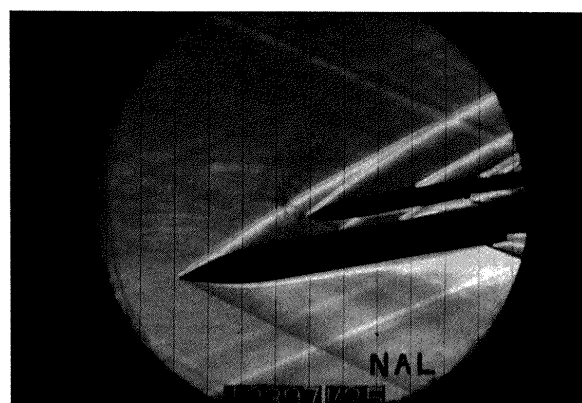
 $\alpha = -10^\circ$ 

 $\alpha = -10.5^\circ$ 

図 4 (5)b 2 台のアガード B 模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.51$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.1946$

図 4 (5)c 2 台のアガード B 模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.51$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.0324$

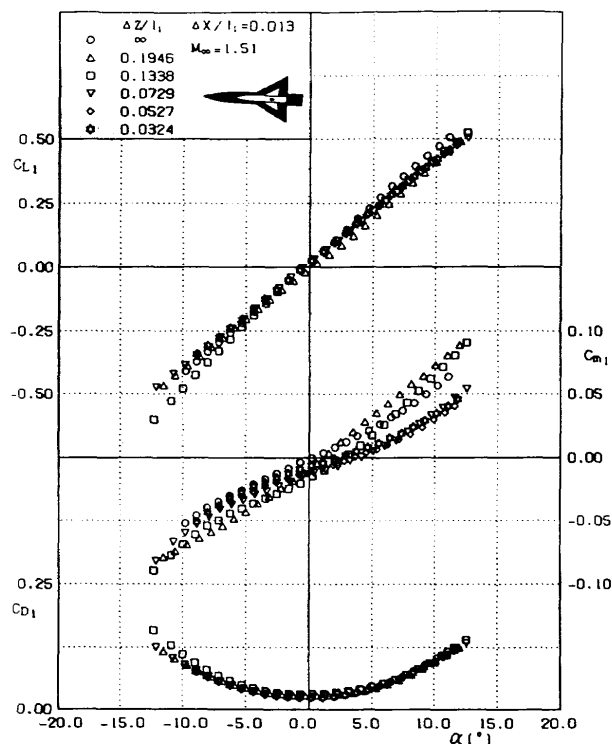


図 4 (6) 迎角  $\alpha$  に対する第一段模型の空力係数, 揚力係数  $C_{L1}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ , 抗力係数  $C_{D1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$ ,  $M_\infty = 1.51$

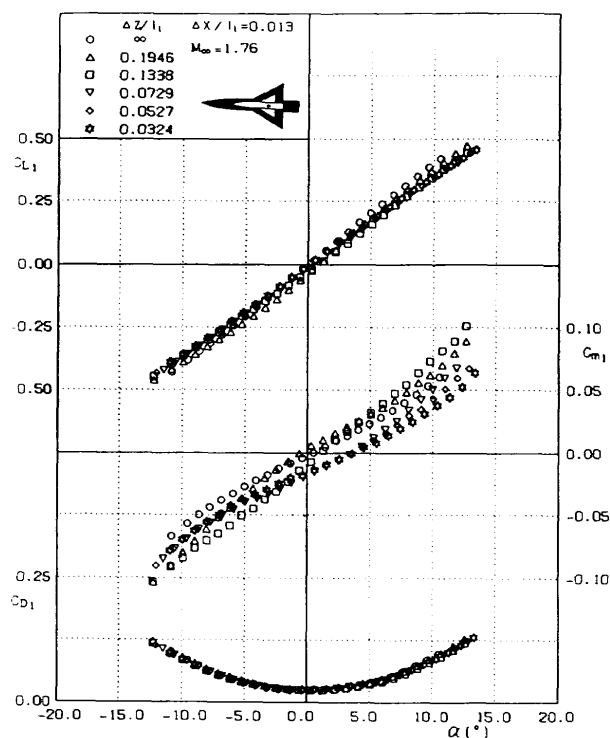


図 4 (7) 迎角  $\alpha$  に対する第一段模型の空力係数, 揚力係数  $C_{L1}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ , 抗力係数  $C_{D1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$ ,  $M_\infty = 1.76$

の縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  に与える影響は小さくなる。 $M_\infty = 2.51$  の図 4 (5) b と図 4 (5) c のシュリーレン写真と  $M_\infty = 1.51$  の図 4 (1) b と図 4 (1) c のシュリーレン写真とを比較すると, いずれの場合も二台の模型の接近によって第二段模型からの衝撃波は前方に移動する。しかし  $M_\infty = 1.51$  の場合よりも  $M_\infty = 2.51$  の場合の方が, 第二段模型による衝撃波の第一段模型上の影響域が後方にあることから, 上述のようにマッハ数によってモーメントの作用の仕方に差異が生じるものと推定される。

結論として, マッハ数が小さい場合には第二段模型と第一段模型の距離  $\Delta z$  の影響が  $C_{m1}$  に現れるが, マッハ数が大きくなると, たとえば  $M_\infty = 2.51$  では, 模型間距離  $\Delta z$  の影響が小さくなり,  $C_{m1}$  のプロットが重なってくる。

#### 4. 1. 2 第二段模型の翼後縁が第一段模型の翼後縁より 40mm 前方にある場合 ( $\Delta x/l_1 = 0.013$ )

次に, 第二段模型の翼後縁が第一段模型の翼後縁より 40 mm 上流の位置 ( $\Delta x/l_1 = 0.013$ ) に第二段模型を前方に移動させた場合の空力特性を調べる。

図 4 (6) から図 4 (10) a に第一段模型の揚力係数  $C_{L1}$ , 抗力係数  $C_{D1}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  の迎角  $\alpha$  に対する変化を示す。マッハ数は,  $M_\infty = 1.51$  から 2.53 ま

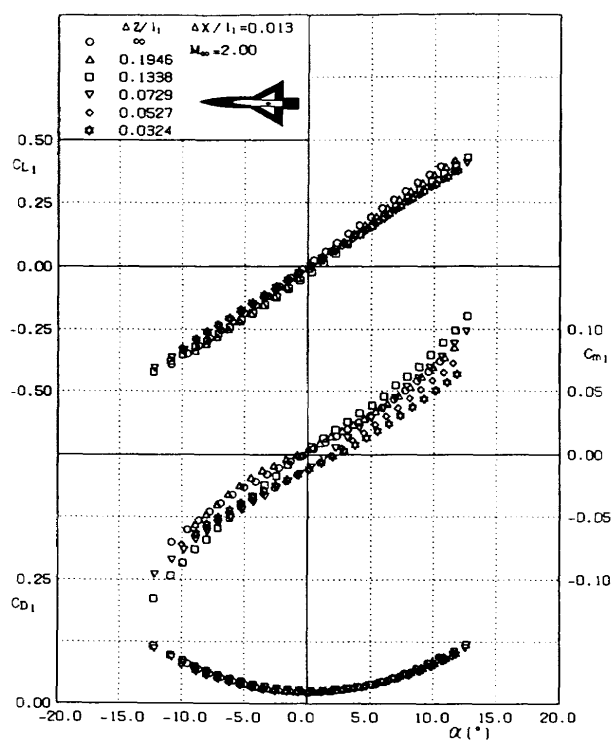


図 4 (8) a 迎角  $\alpha$  に対する第一段模型の空力係数, 揚力係数  $C_{L1}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ , 抗力係数  $C_{D1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$ ,  $M_\infty = 2.00$

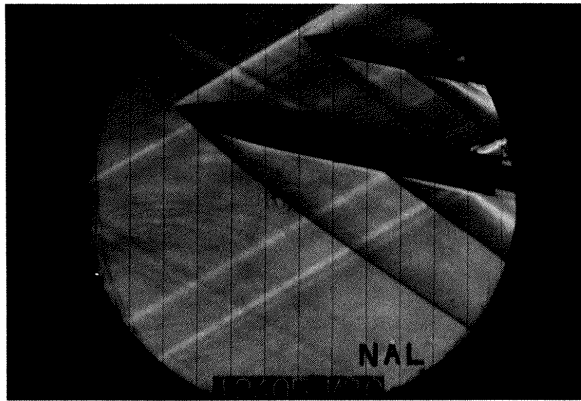
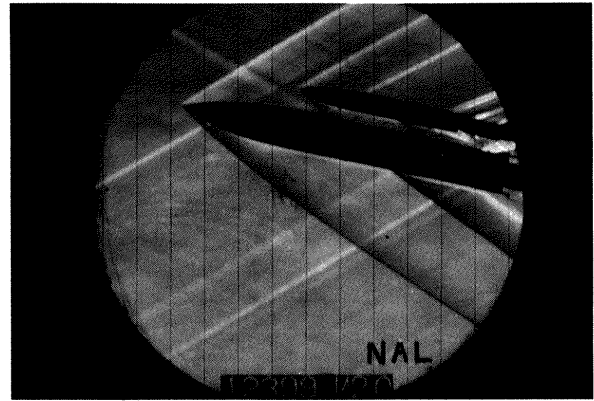
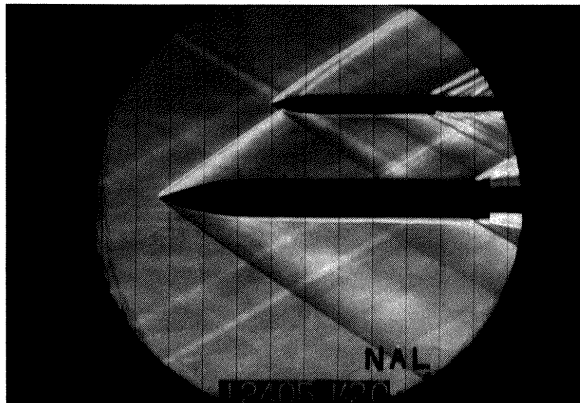
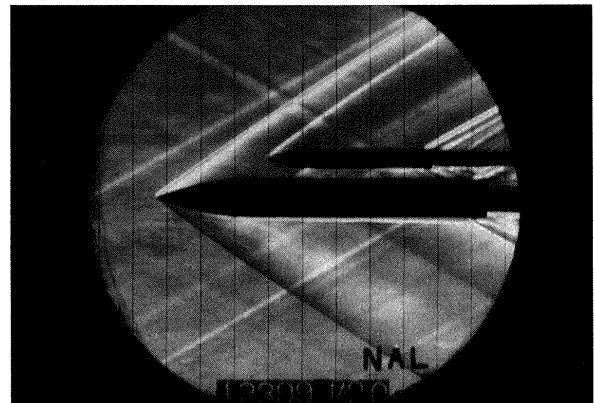
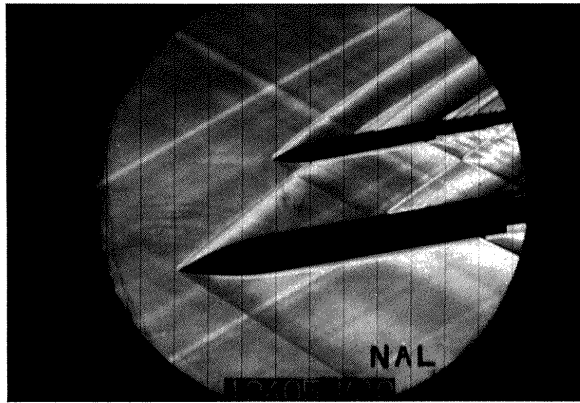
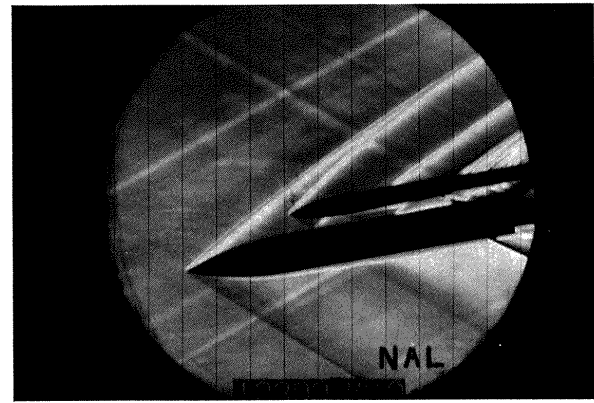
 $\alpha = 11^\circ$  $\alpha = 11.5^\circ$  $\alpha = 0^\circ$  $\alpha = 0^\circ$  $\alpha = -10^\circ$  $\alpha = -10^\circ$ 

図 4 (8)b 2 台のアガード B 模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = 0.013$ ,  $M_\infty = 2.00$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.1946$

図 4 (8)c 2 台のアガード B 模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = 0.013$ ,  $M_\infty = 2.00$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.0324$



で約0.5おきに変化している。これらの係数の変化は、縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  を除いて、 $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合とほぼ同様の傾向を示す。

### (1) 揚力係数 $C_{L1}$

この場合も揚力係数  $C_{L1}$  は2台の模型間の距離  $\Delta z$ 、前後の距離  $\Delta x$  の影響を比較的受けにくく、 $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合と類似している。

図4(6)から図4(10)aに示すように、模型が最接近している場合 ( $\Delta z/l_1 = 0.0324$ ) の揚力係数  $C_{L1}$  は単独模型の揚力係数  $C_{L1}$  よりも小さい。図4(8)aと図4(9)に示すように  $\alpha = 10^\circ$  のとき、 $M_\infty = 2.00$  と  $2.25$  の場合にそれらの差は大きく、約15%である。図4(10)aのマッハ数  $M_\infty = 2.51$  の場合にはその差は減少する。

### (2) 抗力係数 $C_{D1}$

抗力係数  $C_{D1}$  は、 $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合と同様に2台の模型間の距離  $\Delta z$  の影響を受けにくい。マッハ数の抗力係数  $C_{D1}$  への影響も大きくはない。

### (3) 縦揺れモーメント係数 $C_{m1}$

飛行体の分離時に最も大きな影響を与える縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  は、第二段模型が  $\Delta x/l_1 = -0.068$  にある場合と同様に模型間の距離  $\Delta z$  の影響を大きく受ける。模型間の距離  $\Delta z$  に対して、縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  は著しい非直線性を示す。また、迎角  $|\alpha| \geq 3^\circ$  では

縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  は迎角  $\alpha$  に対して非線形性を表す。

図4(6)の  $M_\infty = 1.51$  の場合、第二段模型と第一段模型の距離が接近してくると、迎角  $\alpha = 0^\circ$  で、模型に負のモーメントが作用する。これは、第二段模型の衝撃波による圧力上昇領域が第一段模型の上流側に拡大したためである。迎角が大きい場合、例えば  $\alpha = 10^\circ$  では、第二段模型が接近すると、 $\Delta z/l_1 \geq 0.1338$  (シンボル,  $\square$ ,  $\triangle$ ) で一度は頭上げモーメントは増加するが、 $\Delta z/l_1 \leq 0.0729$  (シンボル,  $\nabla$ ,  $\diamond$ ,  $\boxtimes$ ) では頭上げモーメントは模型間距離の変化に対して非線形に減少する。図4(9)aの  $M_\infty \geq 2.25$  では模型間の距離  $\Delta z$  の縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  への影響は縮小する。マッハ数が大きくなると第二段模型の前後位置が、 $\Delta x/l_1 = 0.013$  の場合よりも  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合の方がモーメントに対する模型間の距離  $\Delta z$  の影響が小さいことから、模型の前後の位置  $\Delta x$  は後縁が重なる場合 ( $\Delta x/l_1 = -0.068$ ) の方が飛行体の分離時には好ましいことが分かる。また機体の前後の位置がいずれの場合でもマッハ数の低い領域での分離時には模型間の距離  $\Delta z$  によってモーメントが複雑に急変するので、そこでの分離は容易ではないことが推定される。

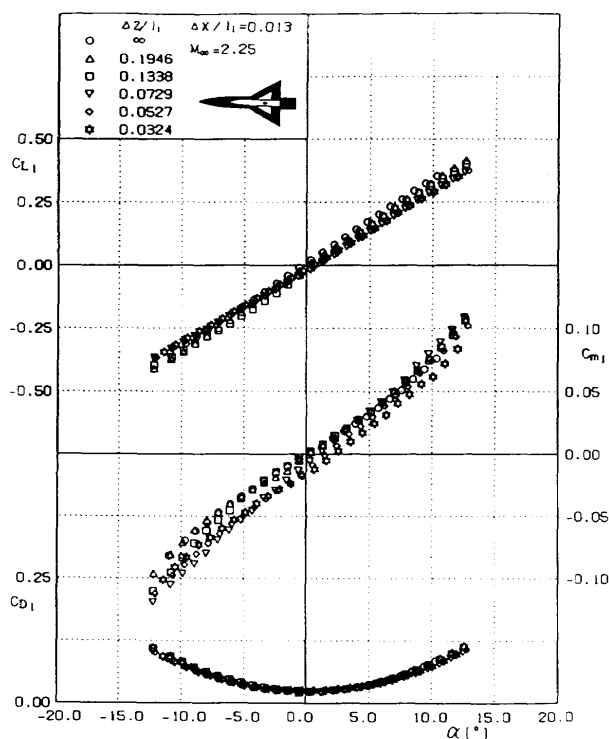


図4(9) 迎角  $\alpha$  に対する第一段模型の空力係数、揚力係数  $C_{L1}$ 、縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ 、抗力係数  $C_{D1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする)、 $\Delta x/l_1 = 0.013$ 、 $M_\infty = 2.25$

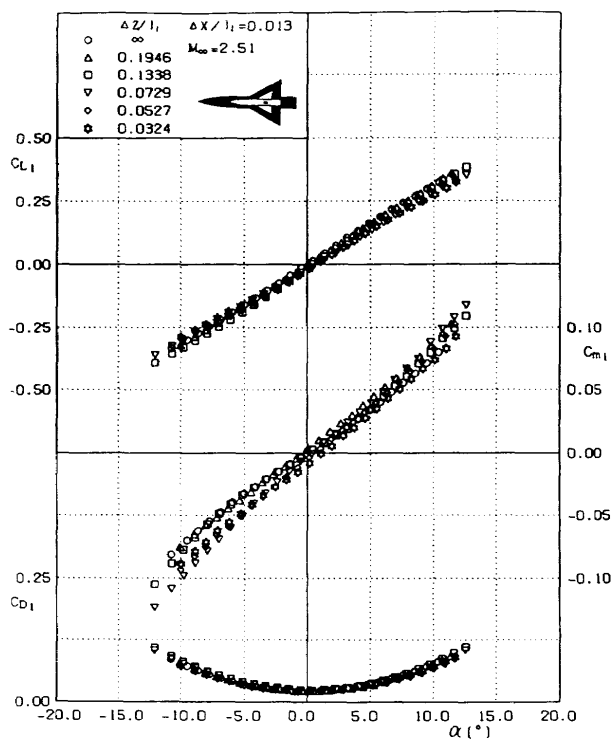


図4(10)a 迎角  $\alpha$  に対する第一段模型の空力係数、揚力係数  $C_{L1}$ 、縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ 、抗力係数  $C_{D1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする)、 $\Delta x/l_1 = 0.013$ 、 $M_\infty = 2.51$

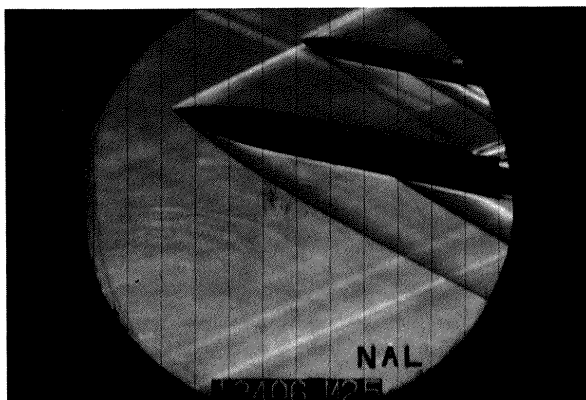
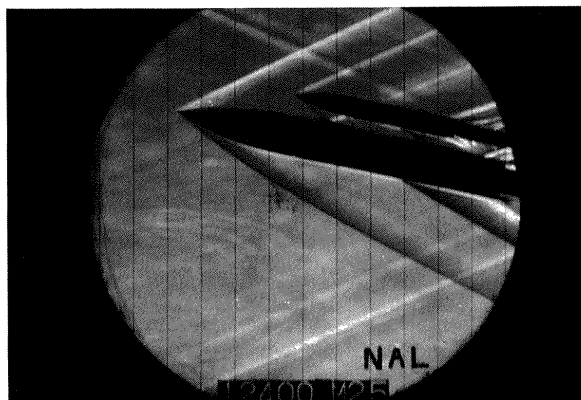
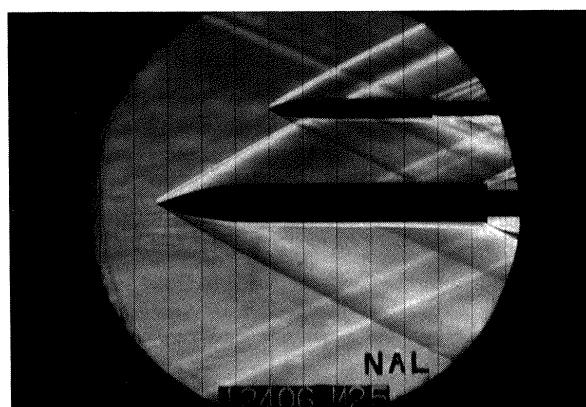
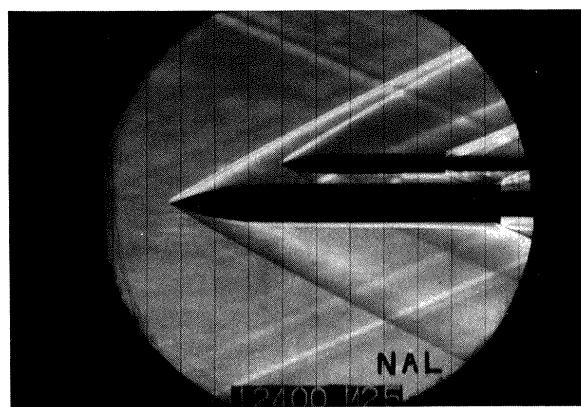
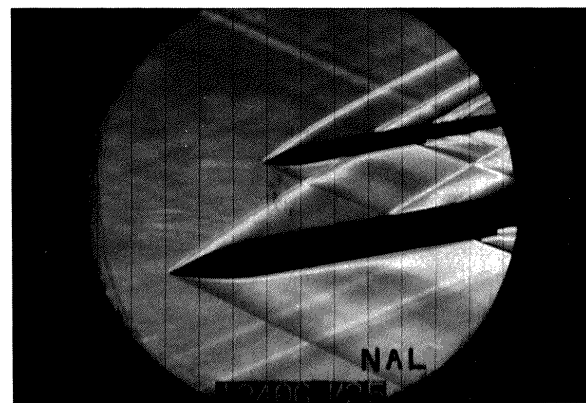
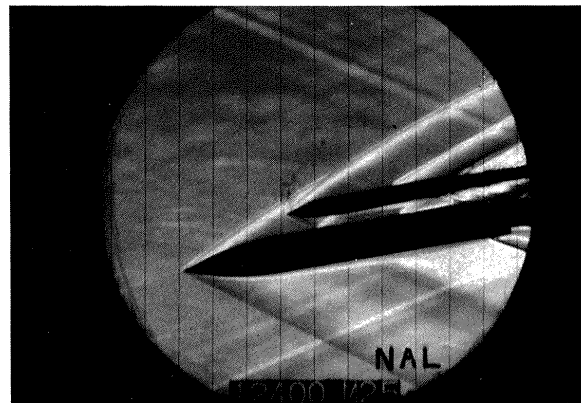

 $\alpha = 12^\circ$ 

 $\alpha = 12^\circ$ 

 $\alpha = 0^\circ$ 

 $\alpha = 0^\circ$ 

 $\alpha = -10^\circ$ 

 $\alpha = -10^\circ$ 

図 4 (10)b 2 台のアガード B 模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = 0.013$ ,  $M_\infty = 2.51$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.1946$

図 4 (10)c 2 台のアガード B 模型の配置と衝撃波のシュリーレン写真,  $\Delta x/l_1 = 0.013$ ,  $M_\infty = 2.51$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.0324$

#### 4. 1. 3 迎角 $\alpha = 0^\circ$ における揚力傾斜 $C_{L\alpha 1}$ , 抗力係数 $C_{D01}$ , 縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha 1}$ のマッハ数 $M_\infty$ に対する変化

##### (1) 揚力傾斜 $C_{L\alpha 1}$

図5 (1) a に, 図4 (1) a から図4 (5) a までのデータから求めた,  $\alpha = 0^\circ$  における  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合の第一段模型の揚力傾斜  $C_{L\alpha 1}$  のマッハ数に対する変化を示す。  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合,  $C_{L\alpha 1}$  は第二段模型と第一段模型間の距離による影響があり, その差は  $M_\infty = 1.76$  のとき20%程度である。マッハ数の増加とともに  $C_{L\alpha 1}$  に対する模型間の距離の影響は小さくなり,  $C_{L\alpha 1}$  の値も減少する。

また図5 (1) b に  $\Delta x/l_1 = 0.013$  の場合の揚力傾斜

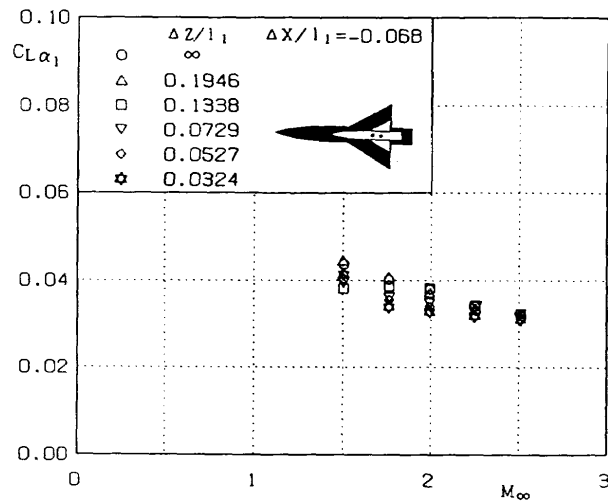


図5 (1) a 第一段模型のマッハ数  $M_\infty$  に対する揚力傾斜  $C_{L\alpha 1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$

$C_{L\alpha 1}$  を示す。これは第二段模型が前方に移動した場合で, この位置ではマッハ数が増加しても模型間距離の影響は残る。

##### (2) 抗力係数 $C_{D01}$

図5 (2) a に,  $\alpha = 0^\circ$  における  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合の第一段模型の抗力係数  $C_{D01}$  を示す。マッハ数が増加すると上下模型間の距離  $\Delta z$  の影響が大きくなり  $M_\infty = 2.51$  では  $C_{D01}$  の差は20%である。また図5 (2) b に  $\Delta x/l_1 = 0.013$  の場合の抗力係数  $C_{D01}$  を示す。この場合, 抗力係数  $C_{D01}$  の上下の模型間の距離  $\Delta z$  による差はマッハ数の増加とともに小さくなる。ここでは, 模型の底面圧力が一様流の圧力に置き換えられて補正されている。既に述べたように, 底面圧力の補正を行わない場合はか

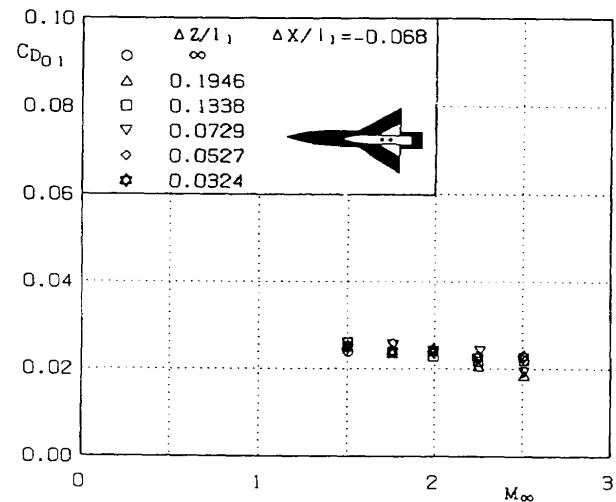


図5 (2) a 第一段模型のマッハ数  $M_\infty$  に対する抗力係数  $C_{D01}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$

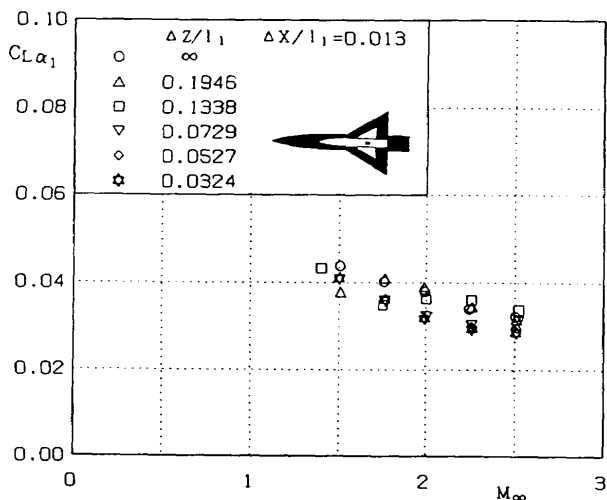


図5 (1) b 第一段模型のマッハ数  $M_\infty$  に対する揚力傾斜  $C_{L\alpha 1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$

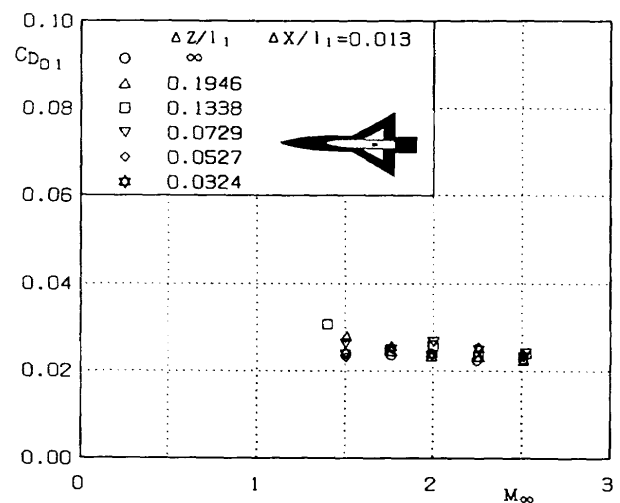


図5 (2) b 第一段模型のマッハ数  $M_\infty$  に対する抗力係数  $C_{D01}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$

なり広がった分布をする。これは衝撃波の反射の繰り返しによってスティングとの干渉が大きくなるためと考えられる。

(3) 縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha 1}$

図 5 (3) a に,  $\alpha = 0^\circ$  における  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合の第一段模型の縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha 1}$ , 図 5 (3) b に  $\Delta x/l_1 = 0.013$  の場合の縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha 1}$  を示す。第二段模型からの衝撃波が縦揺れモーメント係数に影響を与えるため, 模型間の距離とマッハ数によって  $C_{m\alpha 1}$  は複雑な変化を示す。一般にマッハ数  $M_\infty$  が増加すると,  $C_{m\alpha 1}$  は増加するとともに第一段と第二段模型間の距離による差が小さくなる傾向がある。

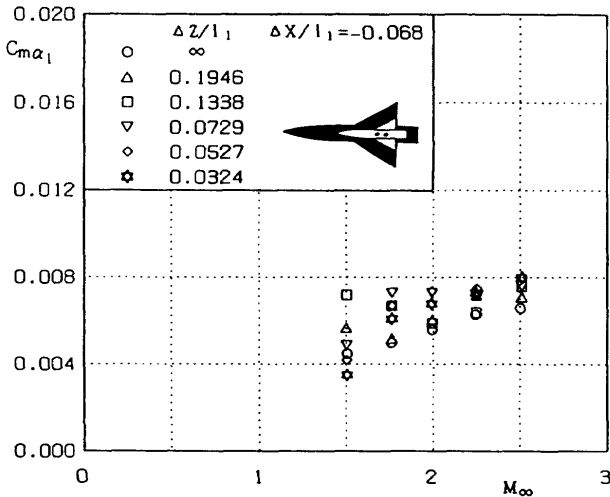


図 5 (3) a 第一段模型のマッハ数  $M_\infty$  に対する縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha 1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$

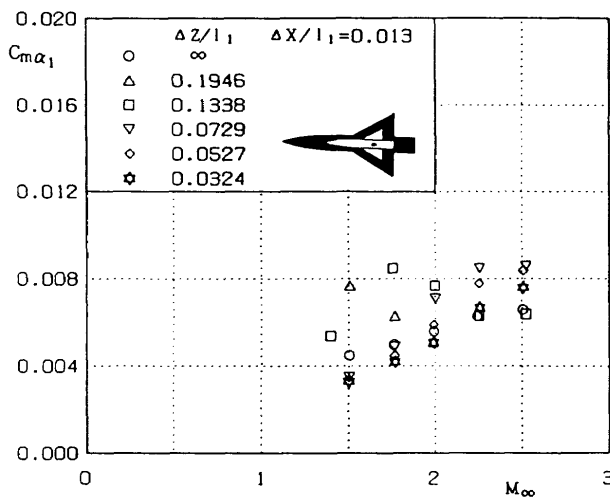


図 5 (3) b 第一段模型のマッハ数  $M_\infty$  に対する縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha 1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$

4. 2 第二段模型に作用する空気力

次に, 第二段機の切り離しにおいて最も重要な, 第二段機に作用する空気力が, 第一段機が存在によってどのような影響を受けるかを検討する。図 6 (1) から図 6 (10) に, 第二段模型の揚力係数  $C_{L2}$ , 抗力係数  $C_{D2}$  及び縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$  の, 迎角  $\alpha$  に対する変化を示す。これらの測定結果は図 4 (1) b と図 4 (1) c から図 4 (10) b と図 4 (10) c までのシュリーレン写真とに対応している。これらのシュリーレン写真が示すように, 今回の試験の  $z$  方向距離の範囲では, 第二段模型の大部分が第一段模型の衝撃波の背後に入るため, 空力係数は第一段模型の場合とはかなり異なる傾向を示す。

図 6 (1) から図 6 (10) までのデータを使って  $\alpha = 0^\circ$  で求めた揚力傾斜  $C_{La2}$  を, 図 7 (1) a と図 7 (1) b に示す。また, 図 7 (2) a と図 7 (2) b に抗力係数  $C_{D02}$  を, 図 7 (3) a と図 7 (3) b に縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha 2}$  のマッハ数  $M_\infty$  に対する変化を示す。

4. 2. 1 第二段模型の翼後縁と第一段模型の翼後縁が重なる位置にある場合 ( $\Delta x/l_1 = -0.068$ )

第一段模型の翼後縁と第二段模型の翼後縁とが重なる位置 ( $\Delta x/l_1 = -0.068$ ) にある場合について, マッハ数を  $M_\infty = 1.51$  から 2.53 まで約 0.5 おきに変えた場合の

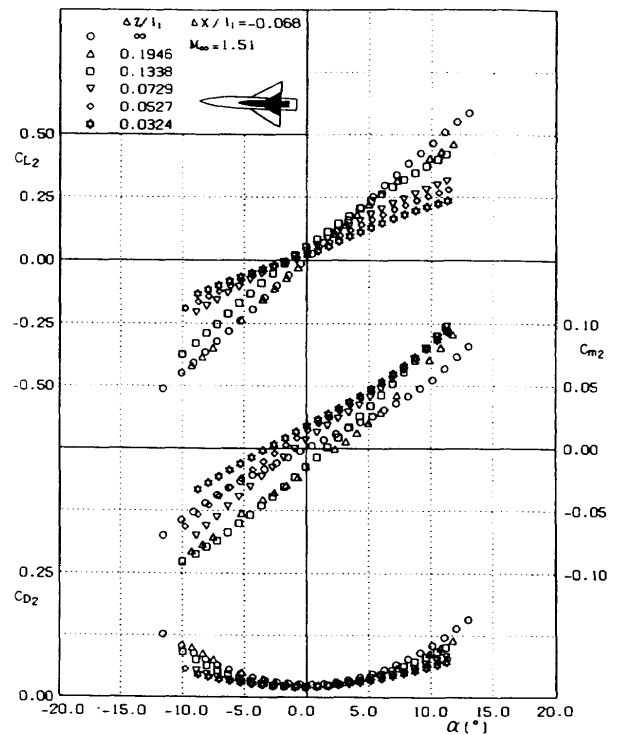


図 6 (1) 迎角  $\alpha$  に対する第二段模型の空力係数, 揚力係数  $C_{L2}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$ , 抗力係数  $C_{D2}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.51$

第二段模型の揚力係数  $C_{L2}$ 、抗力係数  $C_{D2}$  および縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$  の迎角  $\alpha$  に対する変化を図6 (1) から図6 (5) a に示す。

マッハ数  $M_\infty$  に対する特性を知るため、ここでも主として図6 (1) の  $M_\infty = 1.51$  と図6 (5) a の  $M_\infty = 2.53$  の場合について比較する。

(1) 揚力係数  $C_{L2}$

図6 (1) の  $M_\infty = 1.51$  の場合は、第二段模型の揚力係数  $C_{L2}$  は、第一段模型との距離  $\Delta z$  が接近するほど迎角  $\alpha$  に対する勾配である揚力傾斜  $C_{La2}$  (図7 (1) a も参照) が減少している。迎角  $\alpha = 10^\circ$  では、模型が最接近した場合には揚力が単独の場合に比べて約48%にまで減少している。図6 (5) a の  $M_\infty = 2.53$  の場合は、迎角  $\alpha = 10^\circ$  で揚力が約61%に減少している。第一段模型の揚力係数  $C_{L1}$  が胴体間の距離  $\Delta z$  の影響を受けにくいこととは対照的に、第二段模型の揚力係数  $C_{L2}$  は胴体間の距離  $\Delta z$  によって大きな影響を受ける。

二台の模型の翼の後縁が一致する場合 ( $\Delta x/l_1 = -0.068$ ) の図6 (1) から図6 (5) a のうち第二段模型と第一段模型が最も接近している場合 ( $\Delta z/l_1 = 0.0324$ , ☆) はマッハ数  $M_\infty$  が異なっても、揚力係数  $C_{L2}$  は迎角  $\alpha$  に対してほぼ同様の変化を示し、その値は単独模型の場合よりかなり小さい。このことは、図7 (1) a ( $\Delta x/l_1$

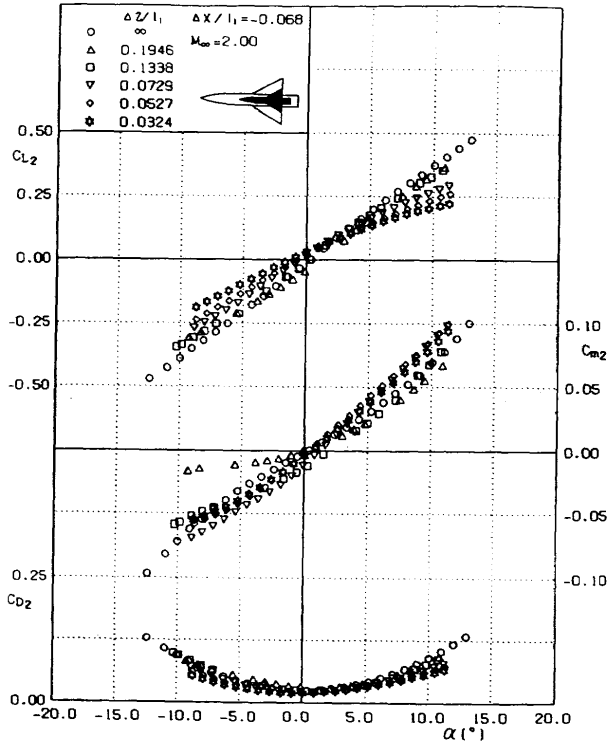


図6 (3) 迎角  $\alpha$  に対する第二段模型の空力係数、揚力係数  $C_{L2}$ 、縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$ 、抗力係数  $C_{D2}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.00$

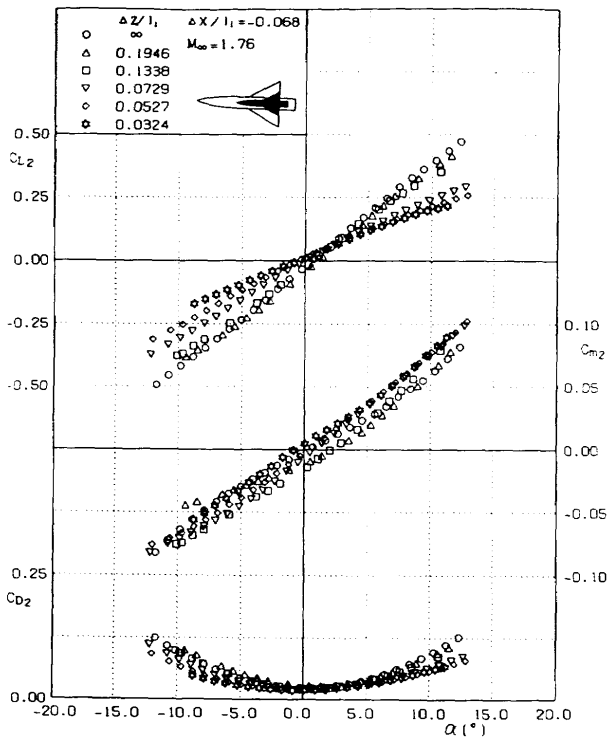


図6 (2) 迎角  $\alpha$  に対する第二段模型の空力係数、揚力係数  $C_{L2}$ 、縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$ 、抗力係数  $C_{D2}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.76$

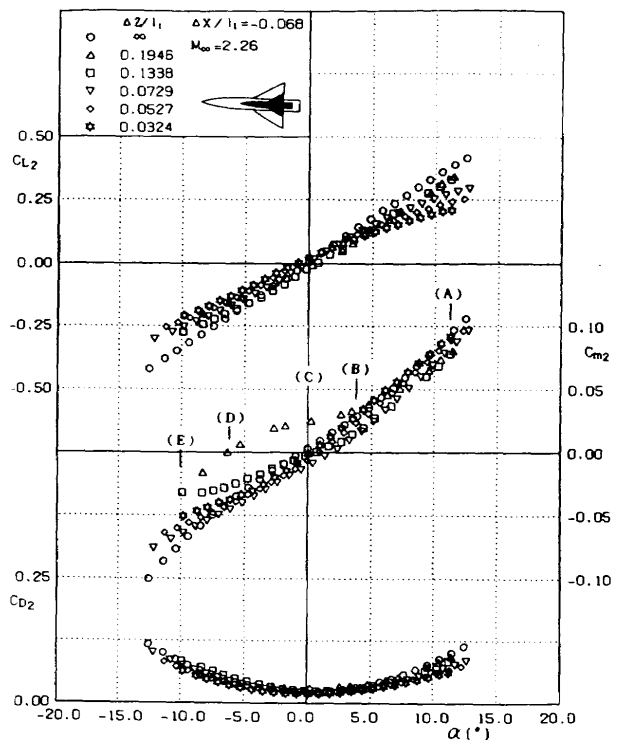
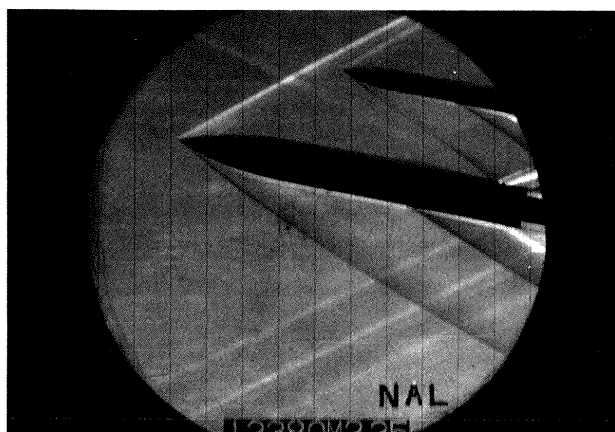
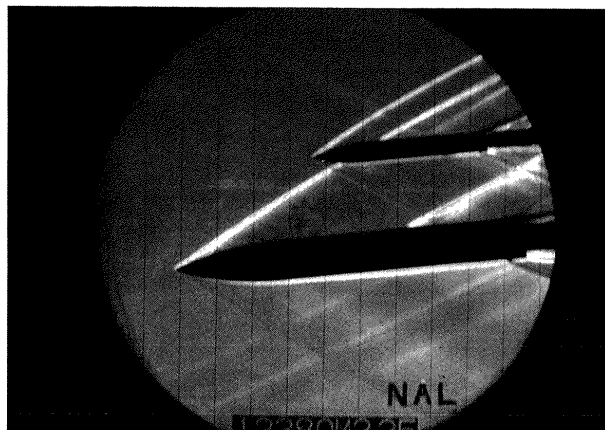


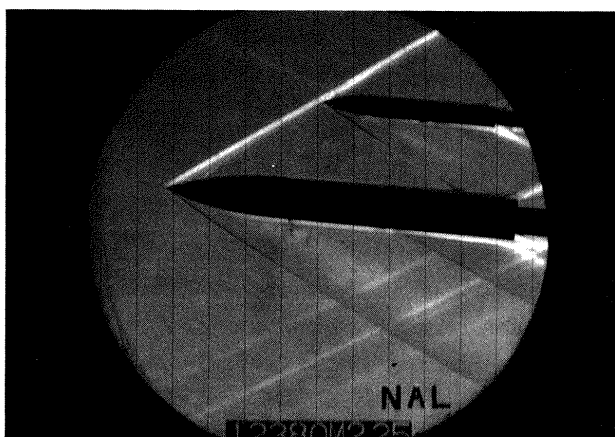
図6 (4)a 迎角  $\alpha$  に対する第二段模型の空力係数、揚力係数  $C_{L2}$ 、縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$ 、抗力係数  $C_{D2}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.26$



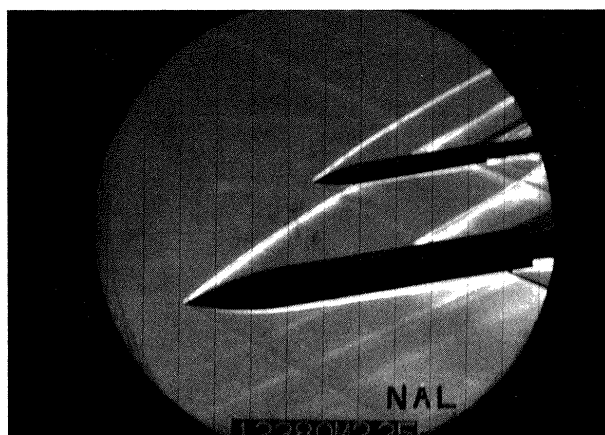
(A) 迎角 11°



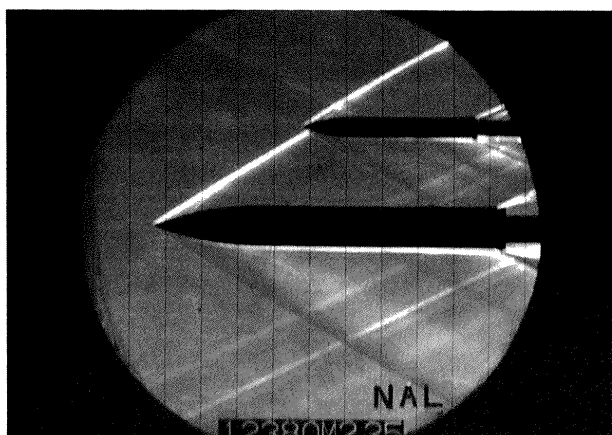
(D) 迎角 -6°



(B) 迎角 4°



(E) 迎角 -10°



(C) 迎角 0°

図 6 (4) b 2 台のアガード B 模型の配置と迎角  $\alpha$  に対する衝撃波のシュリーレン写真,  
 $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.25$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.1946$

$l_1 = -0.068$  で、2 台の模型が接近している場合 (シンボル  $\times$ ) には、 $C_{L2}$  ( $= \partial C_{L2} / \partial \alpha$ ) のマッハ数への依存は小さいこととしても表れている。しかし、第二段模型が前方にある場合 ( $\Delta x/l_1 = 0.013$ ) は、図 7 (1) b に示すように、 $\Delta z/l_1 = 0.0324$  の場合でもマッハ数への依存は大きくなる。

## (2) 抗力係数 $C_{D2}$

$M_\infty = 1.51$  の図 6 (1) から  $M_\infty = 2.53$  の図 6 (5) a に示す第二段模型の抗力係数  $C_{D2}$  の、模型間の距離  $\Delta z$  に対する変化量は、迎角  $\alpha = 0^\circ$  付近では小さいように見える。しかし実際には、図 7 (2) a に示すようにそれぞれの  $\Delta z/l_1$  の場合について  $1.5 < M_\infty < 2.5$  で約  $\pm 20\%$  の変動を示す。また同一マッハ数の  $\Delta z/l_1$  の変化に対しても、約  $60\%$  の変動がある。図 6 (1) から図 6 (10) に示すように迎角  $\alpha$  を取る場合に、模型間の距離  $\Delta z$  の影響が第二段模型の  $C_{D2}$  に大きく現れるが、図 4 (1) a と図 4 (10) a に示すように、第一段模型には迎角に対してこのような変化は現れなかった。2 台の模型が接近すると ( $\Delta z/l_1 \rightarrow 0.0324$ ) 迎角の大きいところで抗力係数  $C_{D2}$  は小さくなる。

## (3) 縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$

第二段機が切り離されたあと第一段機から安全に離れるためには、第二段機の縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$  がもっとも重要な空力係数となる。図 6 (1) から図 6 (5) a に示すように、同じ迎角に対して縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$  は、マッハ数  $M_\infty$  および模型間の距離  $\Delta z$  によって符号が変わる (プロットが  $\alpha$  軸に対して横にシフトする) など複雑な変化を示す。

特に図 6 (1) に示す  $M_\infty = 1.51$  の場合の  $C_{m2}$  の変化は、 $\alpha = 0^\circ$  のばあい垂直方向の距離  $\Delta z/l_1$  によって符号が逆転している。また、図 6 (3) の  $M_\infty = 2.00$  の  $\alpha < 0^\circ$ 、図 6 (4) a の  $M_\infty = 2.26$  の  $\alpha < 4^\circ$ 、および図 6 (5) a の  $M_\infty = 2.53$  の  $\alpha < 7^\circ$  において、この試験ではもっとも胴体間の距離の大きい場合、したがって一見干渉が少ないと考えられる  $\Delta z/l_1 = 0.1946$  (シンボル  $\Delta$ ) で、 $C_{m2}$  は他のデータとはかけ離れた非線形の変化を示す。

この原因を調べる目的で、 $M_\infty = 2.26$  の図 6 (4) a のアルファベット記号に対応する迎角  $\alpha$  の 5 枚のシュリーレン写真を図 6 (4) b に示す。写真 (A) から (E) の角度に対応する記号が図 6 (4) a に記入されている。ただし図 6 (4) b の (E) に対応するデータは図 6 (4) a には無い。(B) 以降の迎角  $\alpha < 4^\circ$  の領域では第二段模型の頭部が第一段模型の衝撃波の前に出ており  $\alpha < 4^\circ$  で縦揺れモーメントが異常に増大することが分かる。その理由は、第一段模型の衝撃波によって第二段模型の先端部の圧力が上昇して、頭上げのモーメントが作用するためと推定される。

$M_\infty = 2.00$  の図 6 (3)、 $M_\infty = 2.53$  の図 6 (5) a とそれに対応するシュリーレン写真図 4 (3) b、図 4 (5) b とを比較しても、同様に第二段模型の先端部が第一段模型先端からの衝撃波の外側に出始めて、第二段模型の前頭部に第一段模型の衝撃波が当たる場合に、衝撃波が衝突する第二段模型の頭部付近で圧力が急上昇し、その結果頭上げの縦揺れモーメントが異常に大きく作用し始めている。

図 6 (5) b に模型間の距離  $\Delta z/l_1 = 0.1946$ 、 $\alpha = 0^\circ$  で、マッハ数を (A)  $M_\infty = 1.51$  から (E)  $M_\infty = 2.51$  に変えた場合のシュリーレン写真を示す。上の考察によると (C) から (E) の  $M_\infty \geq 2.00$  で  $C_{m2}$  が大きな値を示し始めることになる。このことは、図 6 (3) のシンボル  $\Delta$  が  $\alpha \leq 0^\circ$  で急に勾配が小さくなっていることおよび図 6 (4) a でシンボル  $\Delta$  が  $\alpha \leq 4^\circ$  で大きな値をとることと対応している。

## 4. 2. 2 第二段模型の翼後縁が第一段模型の翼後縁より 40mm 前方にある場合 ( $\Delta x/l_1 = 0.013$ )

第二段模型の翼後縁が第一段模型の翼後縁より 40mm 前方にある場合の第二段模型の空力係数の迎角  $\alpha$  に対する変化を図 6 (6) から図 6 (10) に示す。それらの図のマッハ数は  $M_\infty = 1.51$  から 2.53 まで 0.5 おきである。

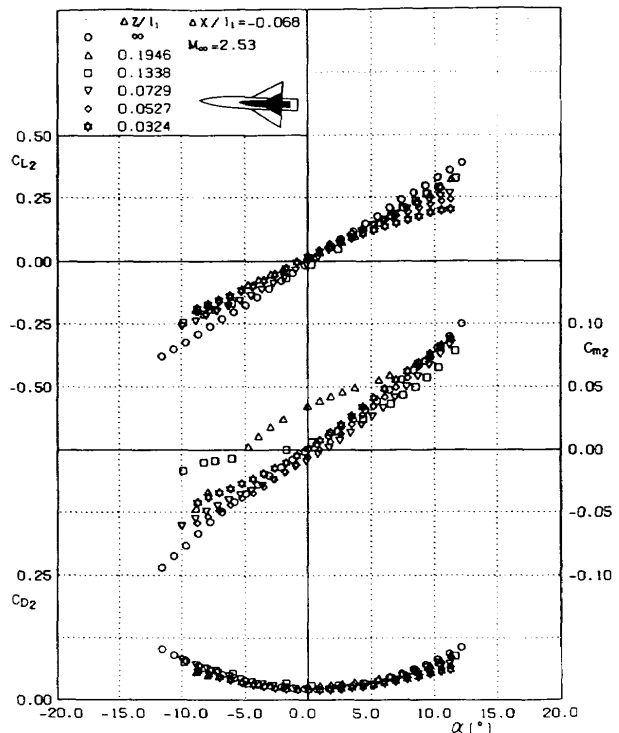


図 6 (5) a 迎角  $\alpha$  に対する第二段模型の空力係数、揚力係数  $C_{L2}$ 、縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$ 、抗力係数  $C_{D2}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする)、 $\Delta x/l_1 = -0.068$ 、 $M_\infty = 2.53$

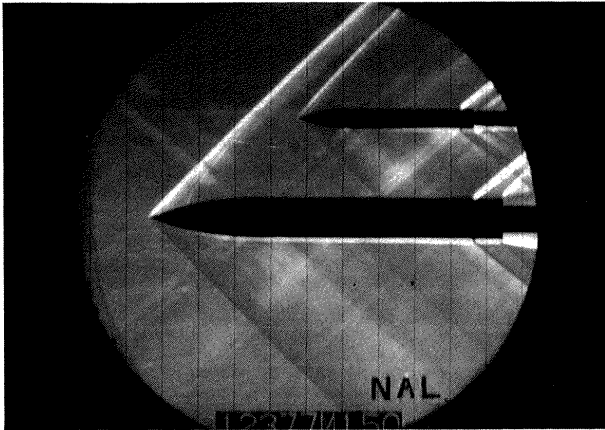
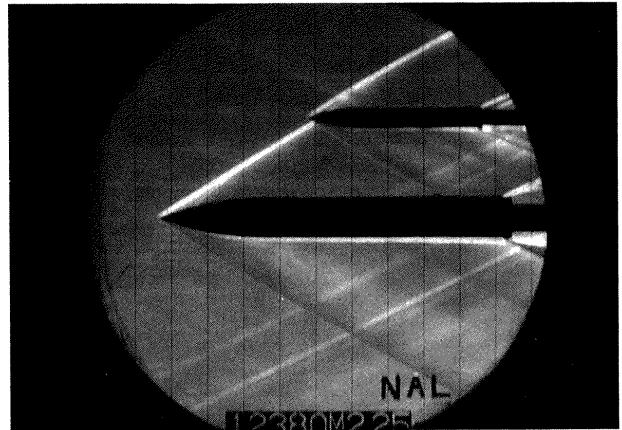
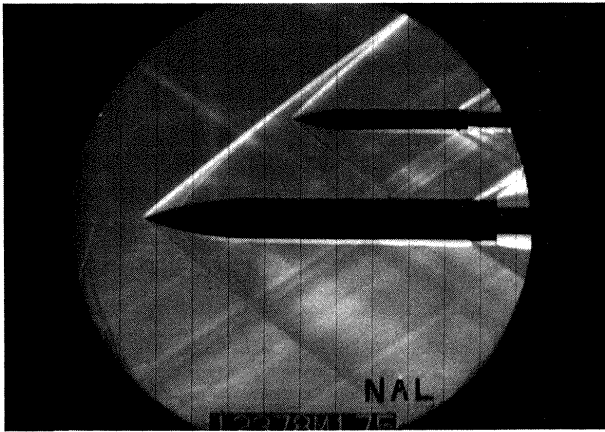
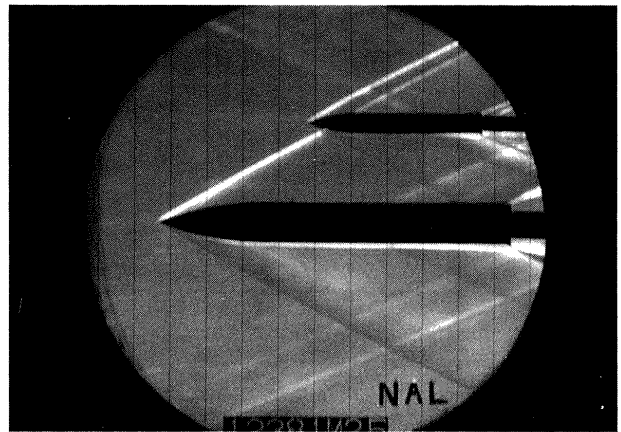
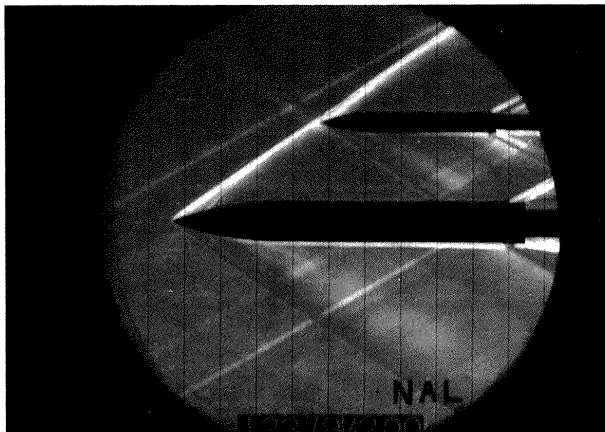
(A)  $M_\infty = 1.51$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.1946$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ (D)  $M_\infty = 2.25$ (B)  $M_\infty = 1.76$ (E)  $M_\infty = 2.51$ (C)  $M_\infty = 2.00$ 

図 6 (5)b 水平な 2 台のアガード B 模型のマッハ数  $M_\infty$  に対する衝撃波のシュリーレン写真,  
 $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.19466$



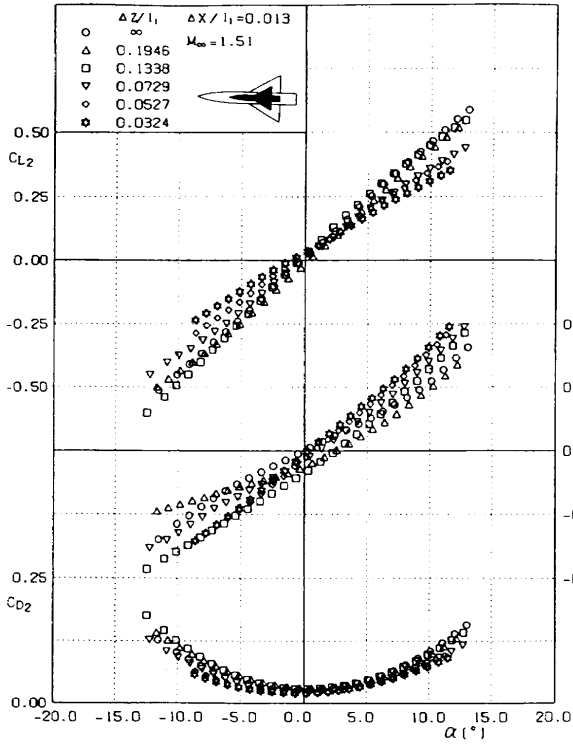


図6(6) 迎角 $\alpha$ に対する第二段模型の空力係数, 揚力係数 $C_{L2}$ , 縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$ , 抗力係数 $C_{D2}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする),  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=1.51$

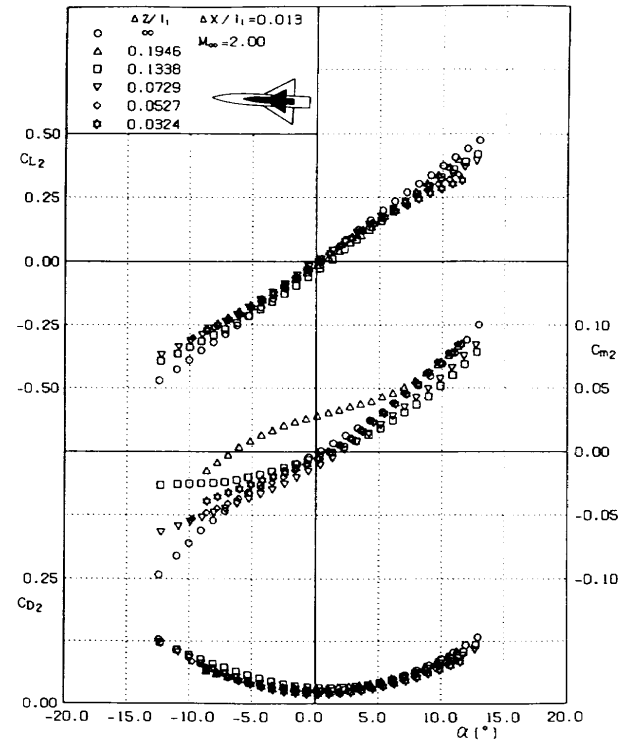


図6(8) 迎角 $\alpha$ に対する第二段模型の空力係数, 揚力係数 $C_{L2}$ , 縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$ , 抗力係数 $C_{D2}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする),  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=2.00$

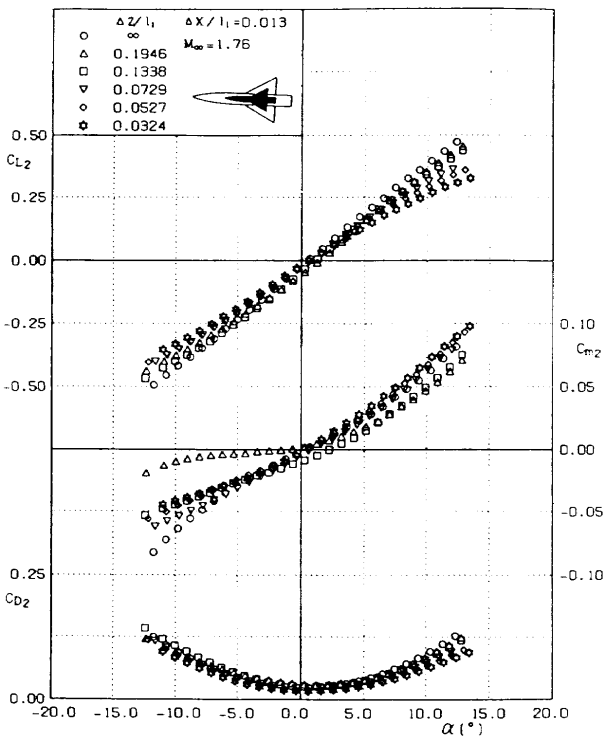


図6(7) 迎角 $\alpha$ に対する第二段模型の空力係数, 揚力係数 $C_{L2}$ , 縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$ , 抗力係数 $C_{D2}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする),  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=1.76$

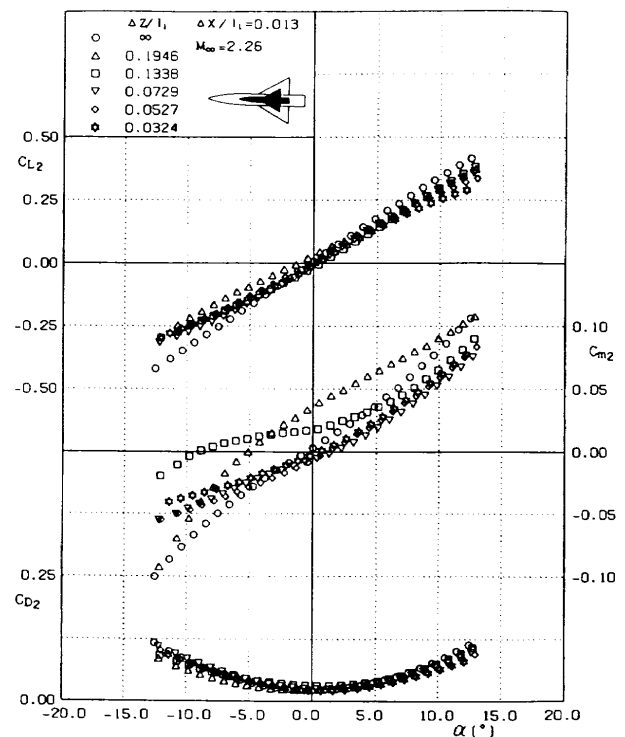


図6(9) 迎角 $\alpha$ に対する第二段模型の空力係数, 揚力係数 $C_{L2}$ , 縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$ , 抗力係数 $C_{D2}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする),  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=2.26$

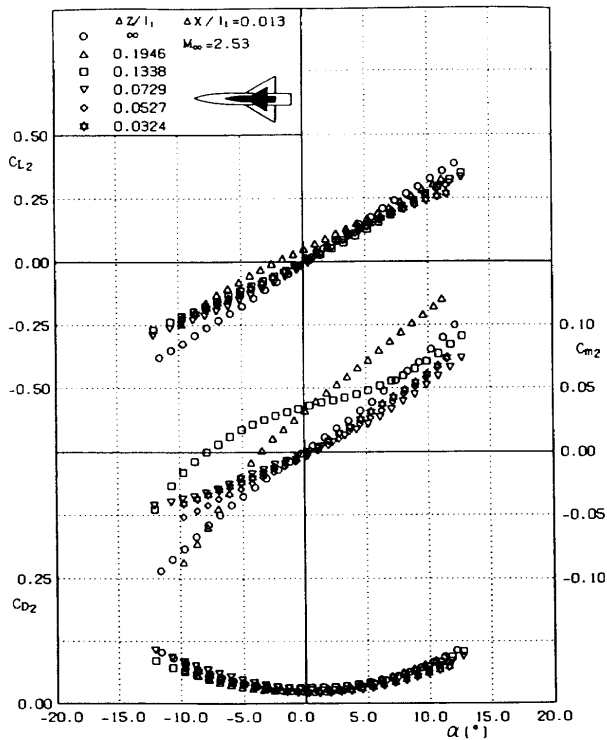


図 6 (10) 迎角  $\alpha$  に対する第二段模型の空力係数、揚力係数  $C_{L2}$ 、縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$ 、抗力係数  $C_{D2}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$ ,  $M_\infty = 2.53$

図 6 (8) から図 6 (10) に、図 4 (8) b, c から図 4 (10) b, c までのシュリーレン写真が対応する。

#### (1) 揚力係数 $C_{L2}$

揚力係数  $C_{L2}$  は単独の場合に比べて小さくなるが、翼の後縁が一致する場合 ( $\Delta x/l_1 = -0.068$ ) よりも大きい。 $\alpha = 0^\circ$  付近については、図 7 (1) a と図 7 (1) b の  $\alpha = 0^\circ$  での揚力傾斜  $C_{L\alpha 2}$  のマッハ数  $M_\infty$  に対する変化を比較することによって、模型が前方に移動した場合の方が揚力傾斜  $C_{L\alpha 2}$  の変化領域が大きくなることが明らかである。

#### (2) 抗力係数 $C_{D2}$

図 6 (6) から図 6 (10) に示す抗力係数  $C_{D2}$  ( $\Delta x/l_1 = 0.013$ ) は、第一段及び第二段模型の翼の後縁が一致している場合 ( $\Delta x/l_1 = -0.068$ ) と同様に模型間の距離の影響を受ける。第二段模型は、試験で最も接近している  $\Delta z/l_1 = 0.0324$  (シンボル☆) のときにほぼ最小の抗力係数  $C_{D2}$  を示し (図 7 (2) b も参照)、また、迎角の増加による抗力係数  $C_{D2}$  の増加量は小さくなる。抗力係数  $C_{D2}$  は  $\Delta z/l_1$  に対して非直線的な増減を経過する。この事は、第一段模型の抗力係数  $C_{D01}$  が模型間の距離やマッハ数の影響を受けにくいという傾向 (図 5 (2) a と図 5 (2) b) と対照的である。

図 6 (6) に示すように、 $\Delta z/l_1 = 0.0324$ ,  $M_\infty = 1.51$

では、迎角  $\alpha = 10^\circ$  のとき、抗力係数  $C_{D2}$  は単独模型の場合の約 60% に減少する。

#### (3) 縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$

第二段模型の縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$  は、第二段模型が 40mm 上流に移動した場合 ( $\Delta x/l_1 = 0.013$ , 図 6 (6) から図 6 (10)) でも複雑な変化を示す。第二段模型が 40mm 前進したために、第二段模型の先端が第一段模型の衝撃波の前方に出る機会が増加する。その結果、図 6 (6) の  $M_\infty = 1.51$  及び図 6 (7) の  $M_\infty = 1.76$  では既に  $\alpha < 0^\circ$  で  $C_{m2}$  が  $\Delta z/l_1 = 0.1946$  で  $\alpha$  に対して非線形な変化を示す。図 6 (8) のマッハ数  $M_\infty = 2.00$ ,  $\Delta z/l_1 = 0.1946$  の位置に第二段模型がある場合には、 $\alpha < 7^\circ$  で  $\alpha$  に対して特異な非線形の変化を示す。図 4 (8) b のシュリーレン写真を見ると  $\alpha = 0^\circ$  の場合、第二段模型の先端は既に第一段模型の衝撃波の前方に出ており圧力上昇によって、 $\alpha < 7^\circ$  で  $C_{m2}$  が増加することが理解できる。マッハ数が大きくなると、胴体間の距離が大きいほど第一段模型の衝撃波の影響で第二段模型に正の大きな縦揺れモーメント  $C_{m2}$  が作用する (図 6 (9), 図 6 (10))。このことは、第二段機が切り離されて後退せずに第一段機に対して平行を保ちながら垂直方向に離れると、第二段機が頭上げを起こして後部が第一段機に衝突する可能性がある。したがって、この形状の場合試験のマッハ数範囲では 2 機の機体の衝突を避けるためには、第二段機が第一段機の急変する空力的影響範囲を適切な制御によって離脱する制御能力が要求される。

縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha 2}$  が垂直方向の模型間の距離によって複雑に変化する様子は図 7 (3) a, 図 7 (3) b の  $C_{m\alpha 2}$  の  $M_\infty$  に対する変化にも示されている。

#### 4.2.3 迎角 $\alpha = 0^\circ$ における揚力傾斜 $C_{L\alpha 2}$ 、抗力係数 $C_{D02}$ 、および縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha 2}$ のマッハ数 $M_\infty$ に対する変化

##### (1) 揚力傾斜 $C_{L\alpha 2}$

図 7 (1) a に、 $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合の第二段模型の揚力傾斜  $C_{L\alpha 2}$  を、図 7 (1) b に  $\Delta x/l_1 = 0.013$  の場合の揚力傾斜  $C_{L\alpha 2}$  を示す。いずれの場合にも第二段模型と第一段模型間の距離による影響は大きい。 $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合 (図 7 (1) a)、マッハ数の増加とともに模型間の垂直距離が大きい場合には  $C_{L\alpha 2}$  は減少傾向を、距離が小さい場合には増加傾向を示す。 $\Delta x/l_1 = 0.013$  の場合 (図 7 (1) b) の模型が最も接近しているときにはマッハ数の影響は比較的小さい。

##### (2) 抗力係数 $C_{D02}$

図 7 (2) a に、 $\alpha = 0^\circ$  における  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合の第二段模型の抗力係数  $C_{D02}$  を、また図 7 (2) b に  $\Delta x/l_1 = 0.013$  の場合の抗力係数  $C_{D02}$  を示す。模型間

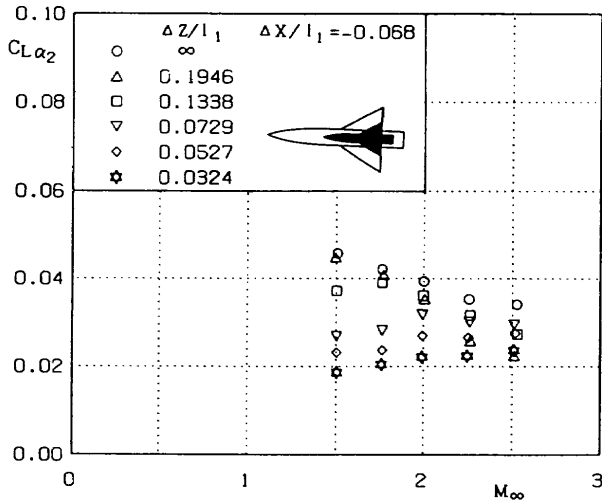


図 7 (1)a 第二段模型のマッハ数 $M_\infty$ に対する揚力傾斜 $CL_{\alpha 2}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$

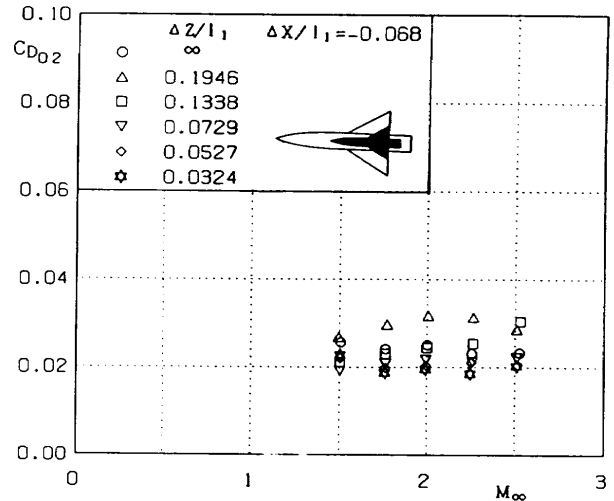


図 7 (2)a 第二段模型のマッハ数 $M_\infty$ に対する迎角 $\alpha = 0^\circ$ の抗力係数 $CD_{02}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$

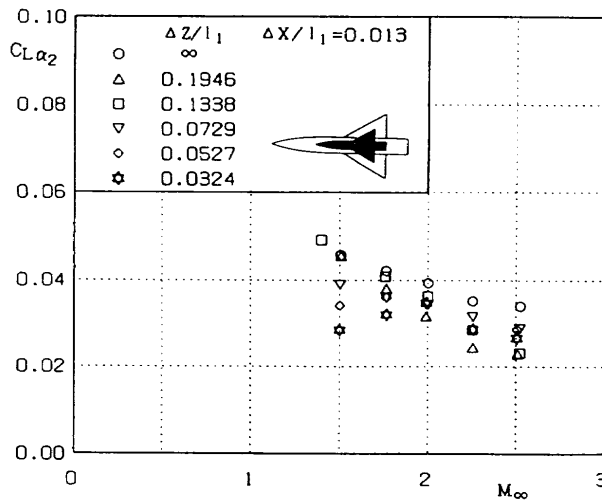


図 7 (1)b 第二段模型のマッハ数 $M_\infty$ に対する揚力傾斜 $CL_{\alpha 2}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$

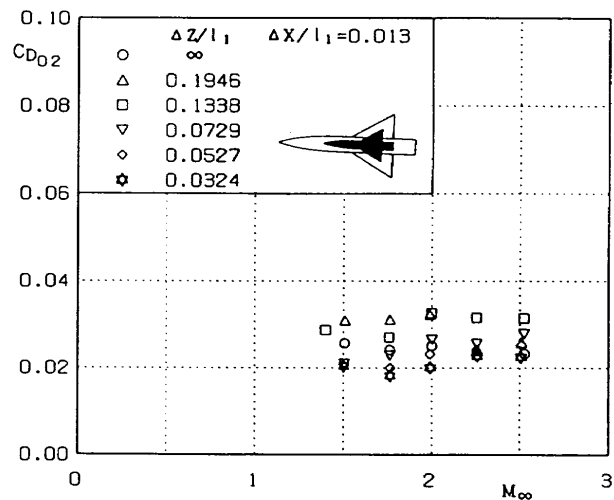


図 7 (2)b 第二段模型のマッハ数 $M_\infty$ に対する迎角 $\alpha = 0^\circ$ の抗力係数 $CD_{02}$ (上下の間隔 $\Delta z/l_1$ をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$

の距離によって抗力係数 $CD_{02}$ は異なるが、マッハ数の影響は比較的少ない。

(3) 縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha 2}$

図 7 (3) a に、 $\alpha = 0^\circ$ における $\Delta x/l_1 = -0.068$ の場合の第二段模型の縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha 2}$ 、図 7 (3) b に $\Delta x/l_1 = 0.013$ の場合の縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha 2}$ を示す。第一段模型からの衝撃波が影響を与えるため、模型間の距離とマッハ数によって第一段模型の場合以上に複雑な変化を示す。試験したマッハ数の範囲で、同じ距離の場合に 2 倍以上の値の変化が計測された。

4. 3 第二段模型の空力中心 (圧力中心)

図 8 の (a) は、模型間の前後位置が $\Delta x/l_1 = -0.068$

にある場合に、第二段模型の圧力中心 $x_{cp2}$ がマッハ数に対してどのように変わるかを模型間の距離 $\Delta z/l_1$ をパラメータとしてプロットしたものである。圧力中心は先端から全長の約 62% から 68% の範囲で変化する。図 8 の (b) は、 $\Delta x/l_1 = 0.013$ の場合で、圧力中心は約 62% から 67% の範囲で変化し、この場合の方が同一のマッハ数では $x_{cp2}$ の変動量は少ない。

両方の場合ともマッハ数の影響は小さく、第二段模型が上流側にある場合 ( $\Delta x/l_1 = 0.013$ ) の方が模型間の距離 $\Delta z/l_1$ による $x_{cp2}$ の変化が少ない。模型間の距離 $\Delta z/l_1$ による $x_{cp2}$ の変動量は $\Delta x/l_1 = 0.013$ の場合には約 6%、 $\Delta x/l_1 = -0.068$ の場合には変動量は大きくなり 6~9% である。

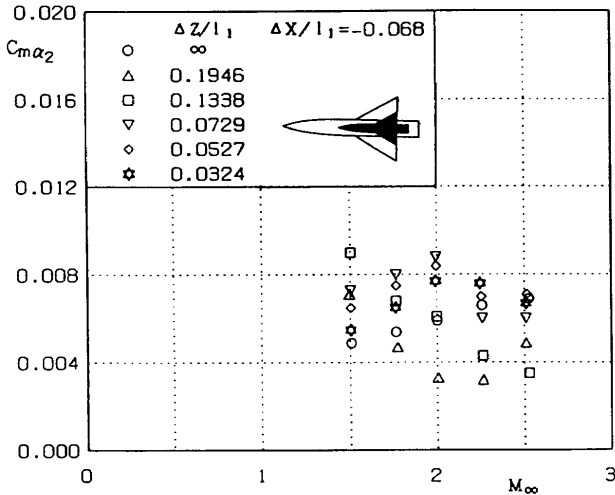


図7 (3)a 第二段模型のマッハ数 $M_\infty$ に対する縦揺れモーメント傾斜  $C_{ma2}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$

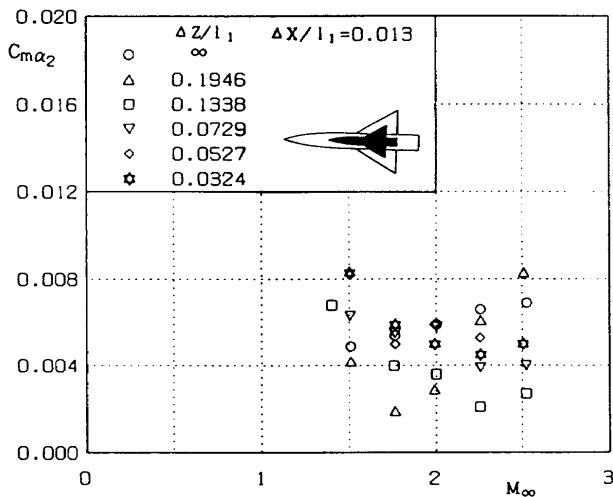


図7 (3)b 第二段模型のマッハ数 $M_\infty$ に対する縦揺れモーメント傾斜  $C_{ma2}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = 0.013$

4.4 スティング干渉

接近した2台の模型を2本のスティングで支持すると、模型底面の圧力がスティング上の境界層と衝撃波との干渉で、スティングのない場合に比べて大きな変化をすることが予想される。これまでのすべての試験結果の表示では、スティング干渉による底面圧力の影響ができるだけ試験データに入らないようにするため、底面圧力を一様流の圧力に置き換える補正をしている(付録A1参照)。ここでは、補正されたデータと補正されないデータを比較し、底面圧力の実験値への影響を調べる。

図9 (1)には第一段模型について、底面圧力を補正しない場合の  $M_\infty = 2.51$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合の揚力係数  $C_{L1}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ , 抗力係数  $C_{D1}$  の

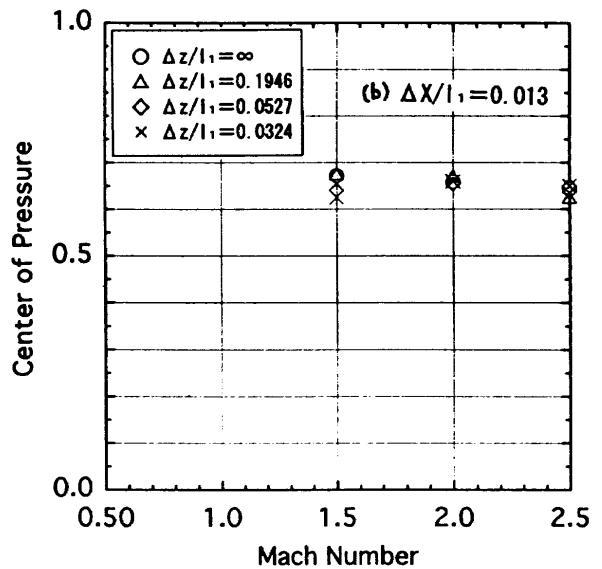
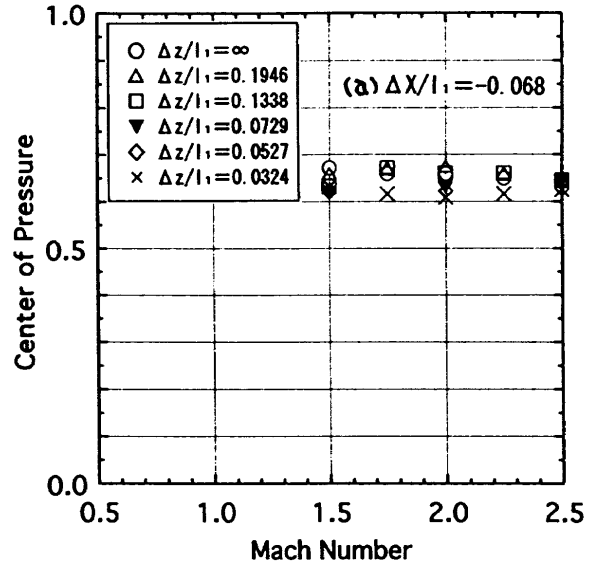


図8 第二段模型のマッハ数 $M_\infty$ に対する空力中心  $x_{cp2}$ , (a)  $\Delta x/l_1 = -0.068$ , (b)  $\Delta x/l_1 = 0.013$

$\alpha$  に対する変化を示す。この図は底面圧力を補正した図4 (5) a に対応する。また底面圧力を補正しない図9 (2) は図9 (1) と同じ条件での第二段模型の空力係数  $C_{L2}$ ,  $C_{m2}$ ,  $C_{D2}$  を示す。これは補正した第二段模型の図6 (5) a に対応する。これらの対応する二つの図2組を比較すると  $C_{L1}$ ,  $C_{m1}$ ,  $C_{L2}$ ,  $C_{m2}$ ,  $C_{D2}$  の差は小さい。しかし、第一段模型の抗力係数  $C_{D1}$  だけは図4 (5) a と図9 (1) とでかなり異なる。

図4 (5) a では抗力係数  $C_{D1}$  は、模型間の距離  $\Delta z/l_1$  の影響をほとんど受けないように見えるが(図5 (2) a と図5 (2) b も参照), 図9 (1) では模型間の距離の影響が大きく現れている。また迎角  $\alpha = 2.5^\circ$  で突然に抗力係数  $C_{D1}$  が変化しているのが見られる。

単独模型の抗力係数  $C_{D1}$  は図9 (1) に比べて、補正し

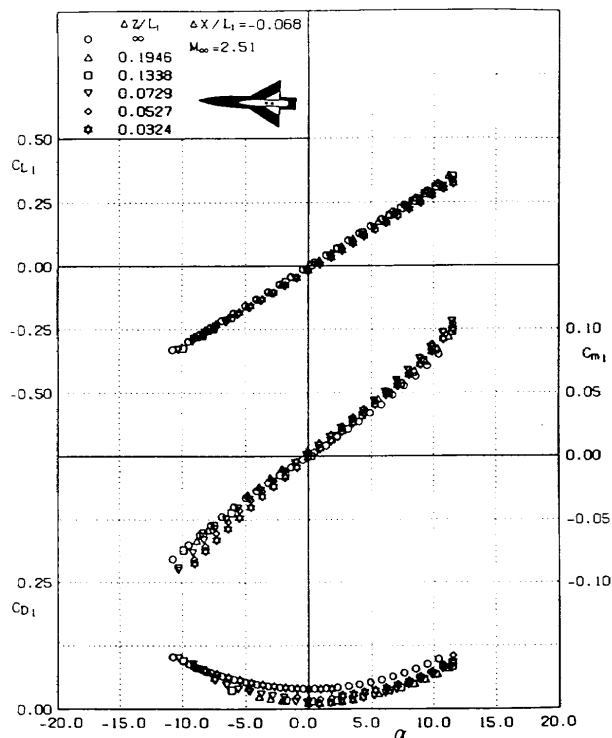


図9 (1) 底面圧力の補正をしない場合の迎角  $\alpha$  に対する第一段模型の空力係数, 揚力係数  $C_{L1}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$ , 抗力係数  $C_{D1}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.51$

た図4 (5) a の値のほうが小さい。このことは、模型の実際の底面圧力は一様流の静圧より小さいことを表す(底面圧力が小さいと抗力が増加する)。図9 (1) で  $\alpha = 0^\circ$  ののはあい第二段模型が最接近の位置 ( $\Delta z/l_1 = 0.0324$ ,  $\nabla$ ) では第一段模型単独の場合 ( $\Delta z/l_1 = \infty$ ,  $\circ$ ) と同程度の抗力係数  $C_{D1}$  を示すが、模型が垂直方向に離れると、抗力係数は  $C_{D1} = 0$  に接近する。これは底面圧力が上昇していることを表す。更に離れると、再び  $C_{D1}$  は増加する(底面圧力は減少する)という奇妙な傾向を示す。これは、模型からの衝撃波が反射を繰り返してスティングとスティング支持金具に干渉し、2 台の模型の距離がある値のとき、模型の底面圧力を増大させることが原因と思われる。

図9 (2) には  $M_\infty = 2.53$  の第二段模型に作用する空気の底面圧力を補正しない測定結果を示す。これは補正した  $M_\infty = 2.53$  の図6 (5) a に対応し、この二つの図はほとんど一致している。第二段模型では模型間の距離  $\Delta z/l_1$  の影響が迎角  $\alpha = 0^\circ$  での抗力係数  $C_{D2}$  に大きくは現れない。このような複数の模型の場合スティング干渉の影響を考慮して底面圧力の補正を原則として行うことが必要である。

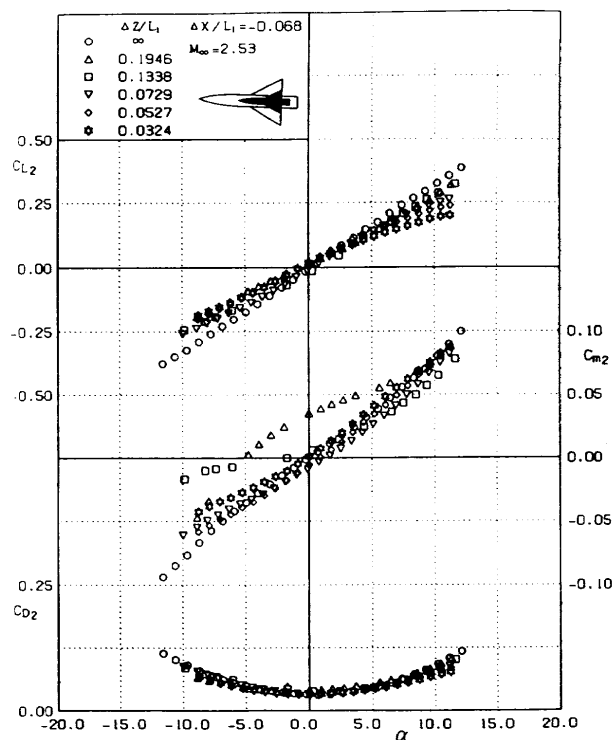


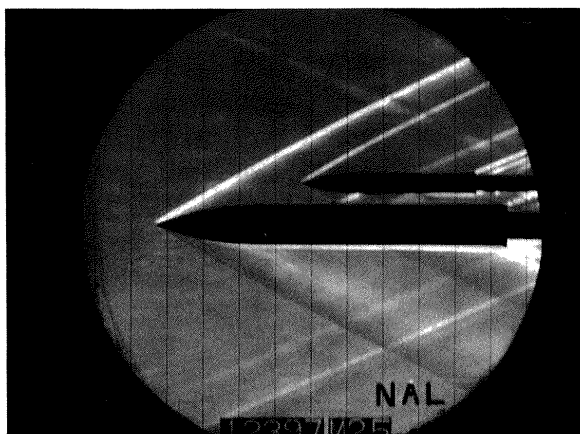
図9 (2) 底面圧力の補正をしない場合の迎角  $\alpha$  に対する第二段模型の空力係数, 揚力係数  $C_{L2}$ , 縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$ , 抗力係数  $C_{D2}$  (上下の間隔  $\Delta z/l_1$  をパラメータとする),  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.53$

#### 4.5 2 台の模型の迎角が $\alpha = 0^\circ$ のときの空気の干渉

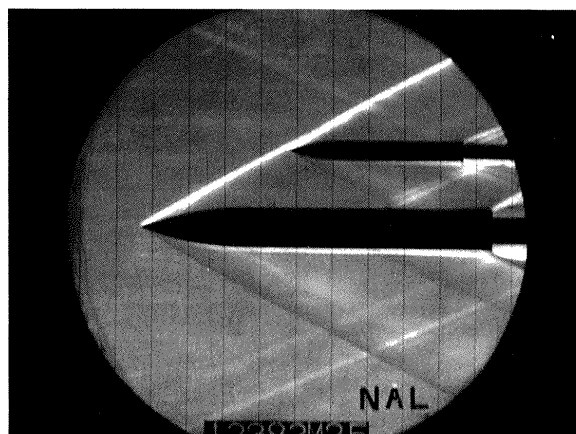
二段式往還機が分離する場合、第二段機が第一段機からある距離を離れる前に第二段機が迎角を取ることは、頭部や尾部の衝突の原因となる。したがって最も重要な空力特性は両者が平行に垂直距離を取った場合のデータである。ここでは、2 台の機体が平行のまま後退せずに離れて行く場合に機体間の干渉によって空気がどのように変化するかを示す。この間に空気力によるモーメントが急変すれば姿勢制御が不可能となる可能性がある。模型の前後の位置とマッハ数が同じ場合の試験データから迎角  $\alpha = 0^\circ$  での値をプロットする。これらのデータと流れ場との対応をつけるため、 $M_\infty = 2.5$  での垂直距離  $\Delta z/l_1$  を変えた場合のシュリーレン写真を図10に示す。

##### 4.5.1 模型間の前後位置が $\Delta x/l_1 = -0.068$ の場合

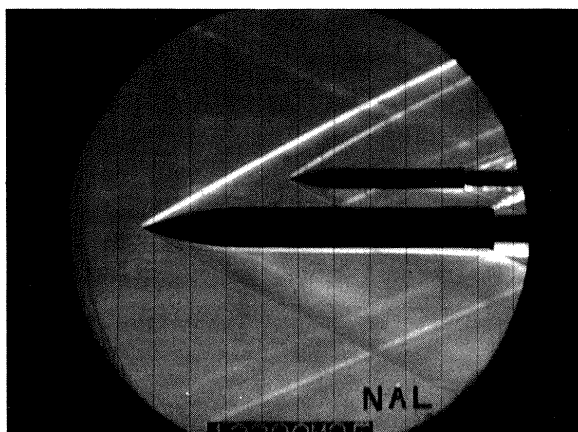
図11 (1) a から図11 (5) a までは、前後位置が  $\Delta x/l_1 = -0.068$ 、迎角が  $\alpha = 0^\circ$  の場合の模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する第二段模型の揚力係数  $C_{L2}$  (●) と第一段模型の揚力係数  $C_{L1}$  (○) を比較する。また、図11 (1) b から図11 (5) b までは、第二段模型の縦揺れモーメント係数  $C_{m2}$  (●) と第一段模型の縦揺れモーメント係数  $C_{m1}$  (○)



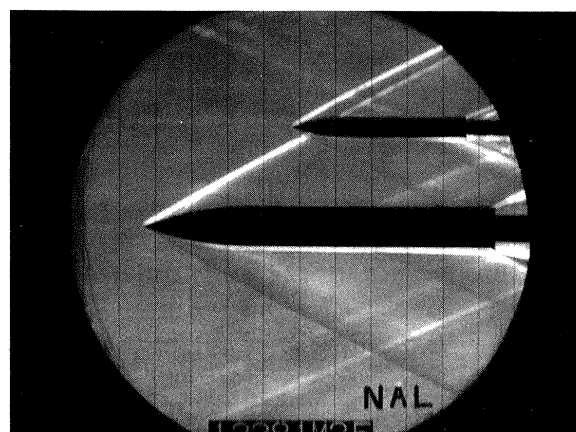
(A)  $\Delta z/l_1 = 0.0324$ ,  $M_\infty = 2.51$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$



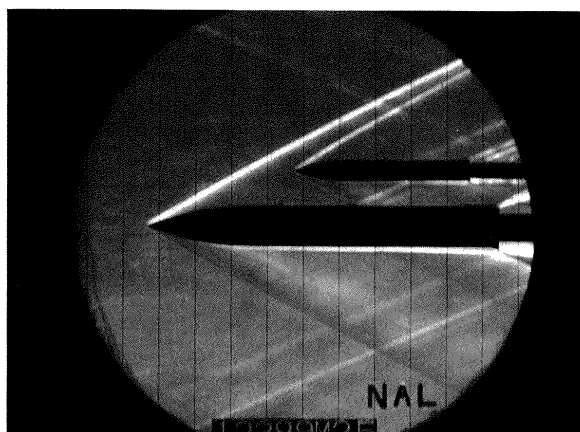
(D)  $\Delta z/l_1 = 0.1338$



(B)  $\Delta z/l_1 = 0.0527$



(E)  $\Delta z/l_1 = 0.1946$



(C)  $\Delta z/l_1 = 0.0729$

図10 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する衝撃波のシュリーレン写真,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.51$

を比較する。この風洞の特徴として  $M_\infty = 1.5$  付近で、気流は  $0.5^\circ$  程度の上向き傾向をいつも示すため、 $M_\infty = 1.51$  での第一段模型単独 ( $\Delta z/l_1 = \infty$ ) の揚力係数のデータについては  $0.5^\circ$  の補正をしたが、他のマッハ数では補正を行っていない。また、 $M_\infty = 1.76$  から  $2.0$  までは、第二段模型単独 ( $\Delta z/l_1 = \infty$ ) の揚力係数は  $C_L = 0$  とはならないので流れの主軸方向からのずれが考えられる。取り付け角度誤差に換算すると約  $0.5^\circ$  以下に相当する。一方モーメント係数は  $C_{m2} = 0$  であるから、取り付け角度誤差だけの理由にはできない。この測定の場合、第一段模型を取り去って小さい鋭角物体を取り付けて測定しており、この物体の衝撃波は、直接第二段模型には接触していないがスティングには当たっている。スティング干渉の結果このように単独の場合でも揚力が現れるとも考えられるが理由は明らかでない。しかし、マッハ数が大きくなると単独模型 ( $\alpha = 0^\circ$ ) の  $C_{L2}$  の値は  $0$  に近づく。

#### (1) 模型間距離と揚力係数 ( $\alpha = 0^\circ$ )

図11(1) a, b から図11(5) a, b までの縦軸  $C_L = 0$ ,  $C_m = 0$  が干渉のない場合の値である。図11(1) a から図11(5) a を見ると  $1.75 \leq M_\infty \leq 2.50$  では、第一段模型の揚力係数  $C_{L01}$  は第二段模型が近い場合は大きな負の値を示すが、第二段模型が遠ざかると  $0$  に近づく。第二段模型の揚力係数  $C_{L02}$  は第一段模型から離れるに連れて正から負に変化する。マッハ数が  $M_\infty = 2.51$  の場合には第二段模型の揚力係数  $C_{L02}$  は遠方では再び正の値を取る。2 台の模型の前後位置が  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty \leq 2.0$  の場合、第一段模型の  $C_{L01}$  と第二段模型の  $C_{L02}$  とは距離  $\Delta z/l_1$  に対して  $90^\circ$  から  $180^\circ$  の位相のずれがある。

#### (2) 模型間距離と縦揺れモーメント係数 ( $\alpha = 0^\circ$ )

次に、第一段と第二段の機体の分離時に最も重要な縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$ ,  $C_{m02}$  を図11(1) b から図11(5) b までについて調べる。第一段模型も第二段模型もその縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$ ,  $C_{m02}$  は機体が離れるにしたがって  $C_m$  の符号が逆転あるいは  $0$  に戻っており、分離時の制御の困難さが推定される。低いマッハ数  $M_\infty \leq 2.0$  では前後位置が  $\Delta x/l_1 = -0.068$  の場合、第二段模型と第一段模型の縦揺れモーメントの位相は  $180^\circ$  ずれている。

須谷ほかは、航空宇宙技術研究所の測定部が  $0.5\text{m}$   $\phi$  極超音速風洞で AGARD-B 標準模型とその  $1/2$  縮尺標準模型の 2 台を用いて  $M_\infty = 7.1$  での平行 2 段式往還機の分離時の干渉特性の試験を行った<sup>9)</sup>。本試験の条件と須谷らの試験条件とは異なるが、比較のため須谷らの第二段模型のデータ ( $M_\infty = 7.1$ ,  $\Delta x/l_1 = 0$ ) をマッハ数  $M_\infty = 2.25$  の図11(4) a と b に、 $M_\infty = 2.51$  の図11(5) a と b にシンボル ( $\blacktriangle$ ) でプロットした。本試験と須谷

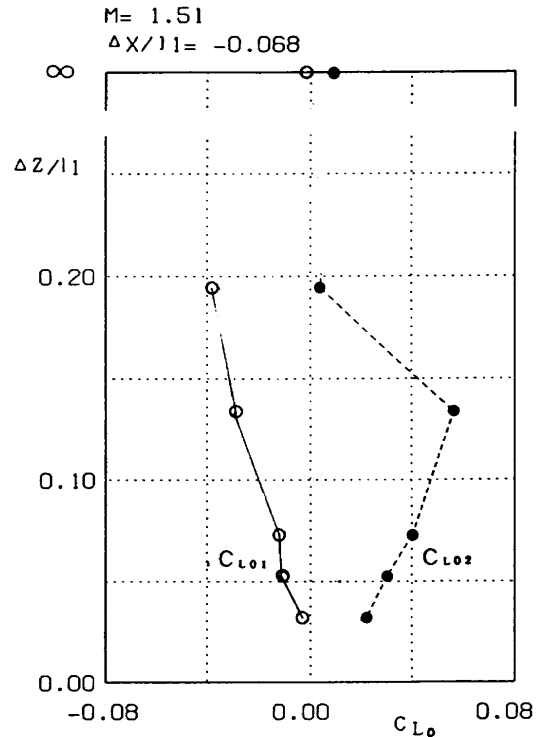


図11(1) a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.51$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型

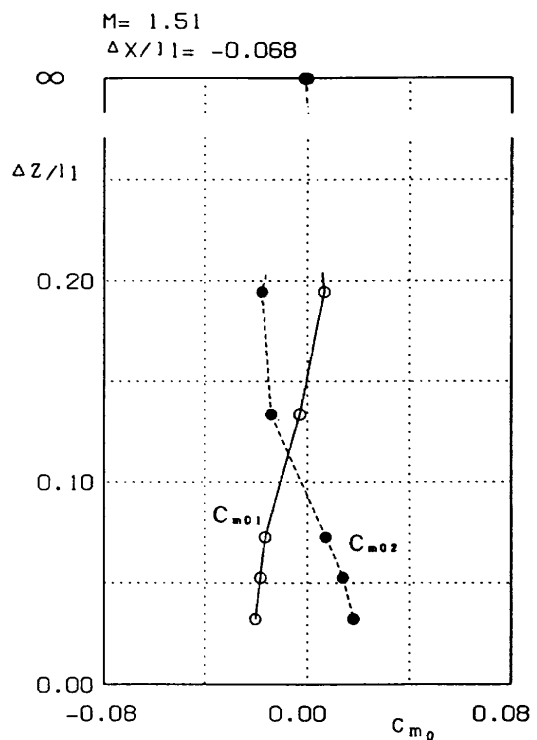


図11(1) b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.51$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型

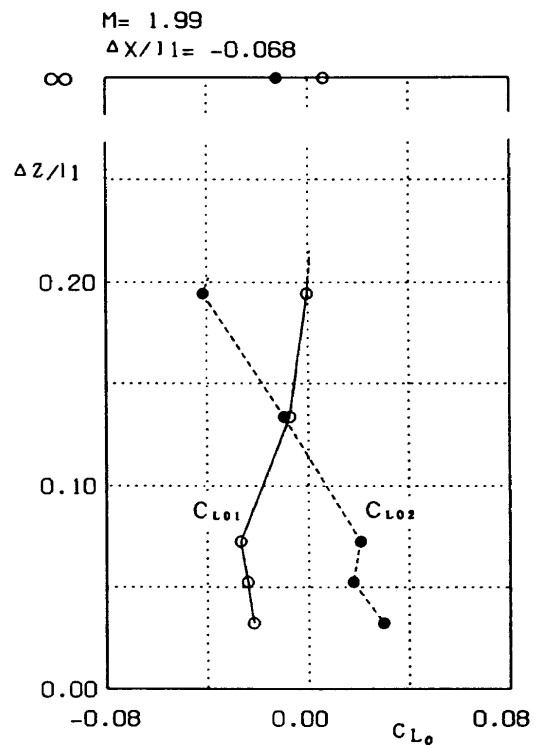
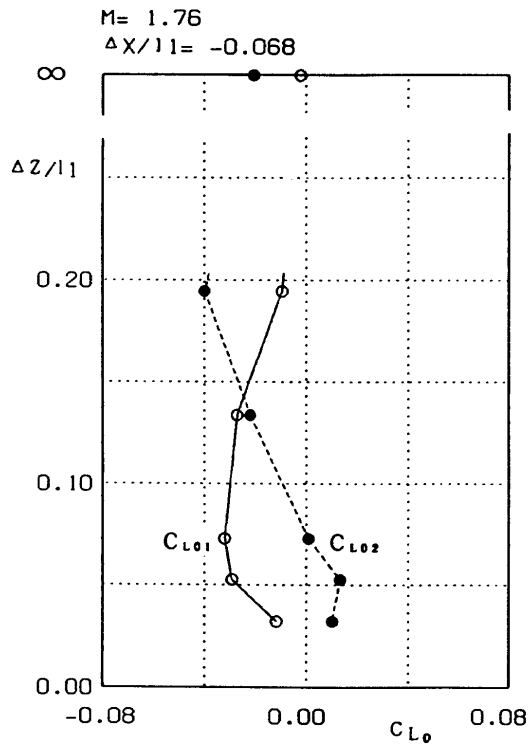


図11(2)a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.76$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型

図11(3)a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.99$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型

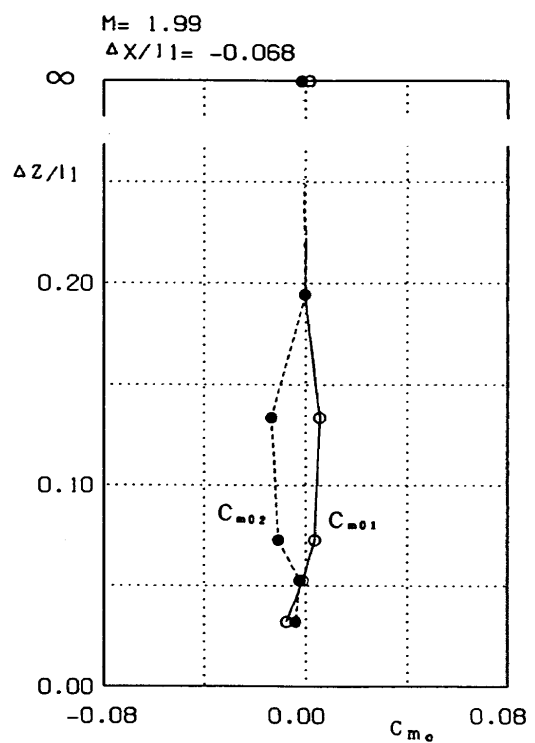
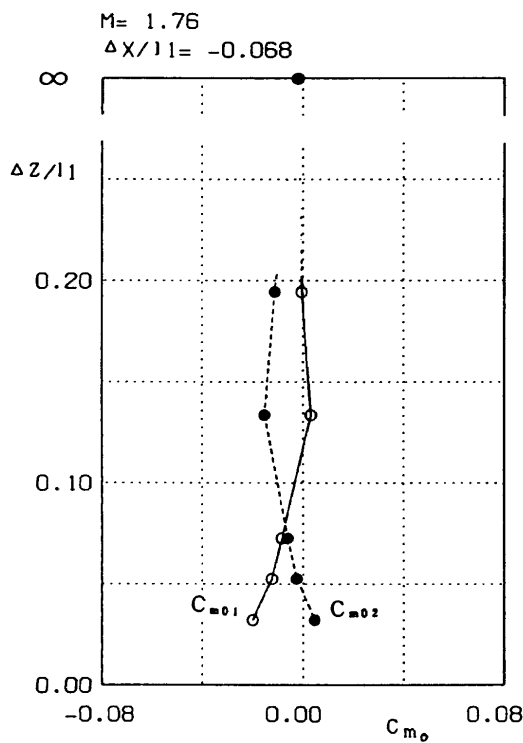


図11(2)b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.76$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型

図11(3)b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 1.99$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型



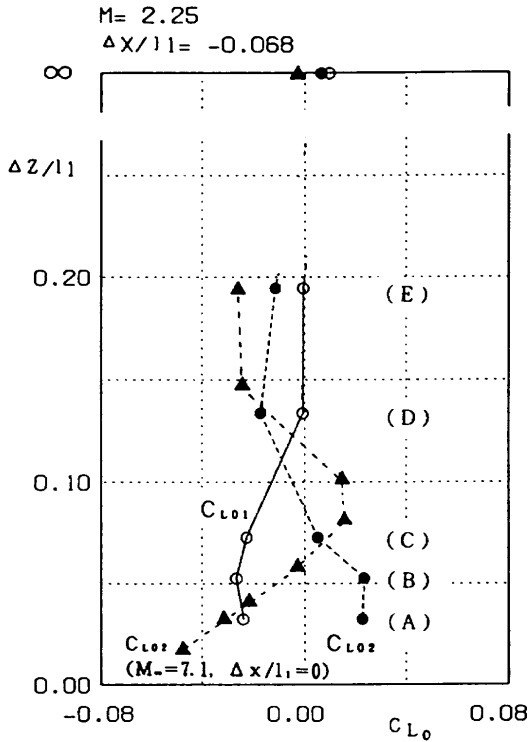


図11(4)a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.25$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty = 7.1$ ,  $\Delta x/l_1 = 0$ )<sup>9)</sup>

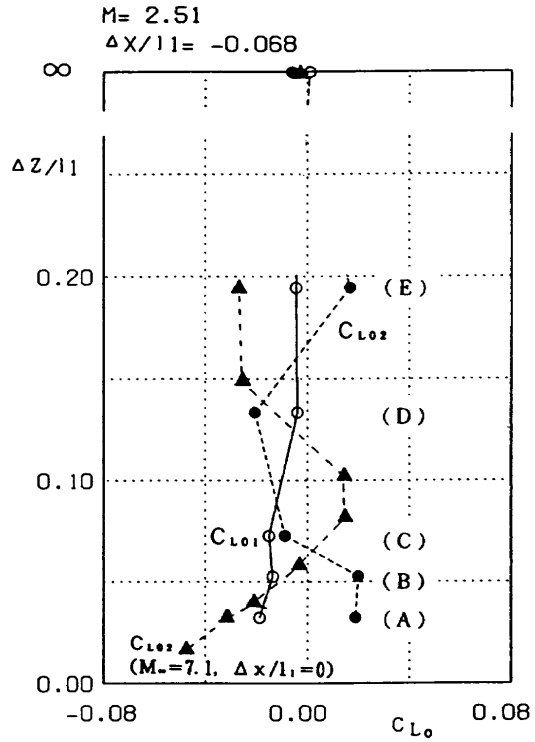


図11(5)a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.51$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty = 7.1$ ,  $\Delta x/l_1 = 0$ )<sup>9)</sup>

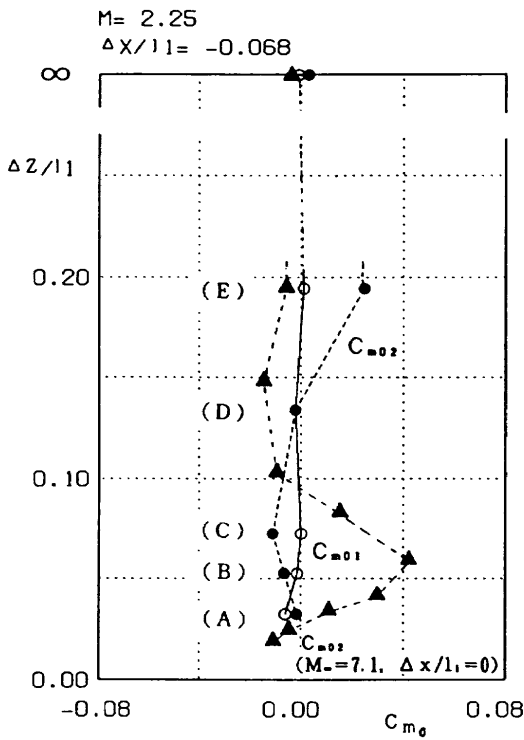


図11(4)b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.25$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty = 7.1$ ,  $\Delta x/l_1 = 0$ )<sup>9)</sup>

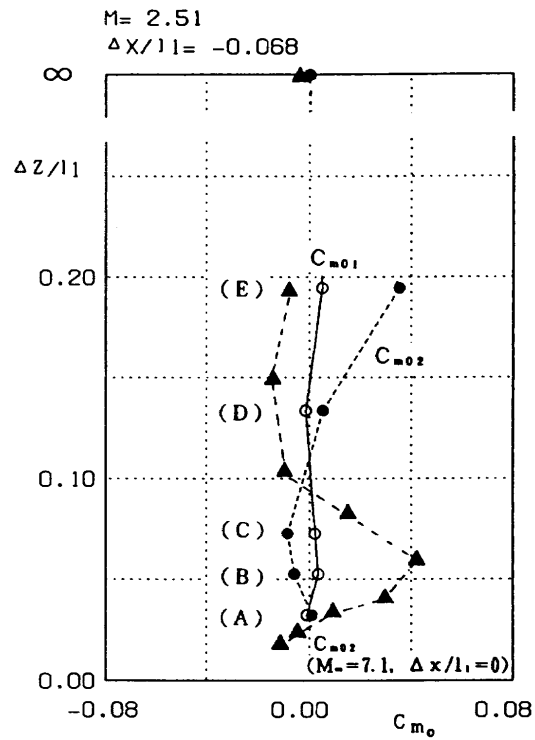


図11(5)b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1 = -0.068$ ,  $M_\infty = 2.51$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty = 7.1$ ,  $\Delta x/l_1 = 0$ )<sup>9)</sup>

らの試験では、距離の測定法が異なるので垂直方向の距離はデータから換算して表示した。これらのデータと流れ場との対応をつけるため、 $M_\infty \approx 2.5$ での垂直距離 $\Delta z/l_1$ を変えた場合のシュリーレン写真を図10に示す。 $M_\infty = 2.51$ の図11(5)aとbに示す本試験の模型位置の(A)から(E)は、図10のシュリーレン写真の(A)から(E)と対応する。

マッハ数が $M_\infty = 7.1$ での試験では衝撃波が物体に接近しているため、模型を本報告と同じ無次元垂直距離を移動させると、模型は互いの衝撃波の干渉領域から相手の衝撃波の範囲外までの垂直方向の広範囲を移動する。それに較べて、本報告では、垂直方向の $M_\infty = 7.1$ と同じ移動距離ではマッハ数が低いため第二段模型の先端が第一段模型の衝撃波外に少し出る程度である。

超音速流の本試験と極超音速流の須谷らの試験を比較すると、極超音速流中での空力係数の $z$ 方向への変化の激しさが明らかで、極超音速流中での分離の困難さが予想される。

図11(5)aの第一段模型の揚力係数 $C_{L1}$ (○)は第二段模型が(A)から(E)に離れるにしたがって負から0に接近する。一方、第二段模型の揚力係数 $C_{L2}$ (●)は第一段模型に接近している(A)、(B)では正であるが、そこから離れると(C)、(D)では逆転し負となる。さらに離れると(E)では再び正となる。この状況に対応するシュリーレン写真が図10(A)から(E)に示されている。これらを比較すると第二段模型が第一段模型から少し離れてその衝撃波の中にあるときには $C_{L1}$ は負(↓)となり、その外に出ると再び正(↑)となる。しかし縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$ は衝撃波の内にある場合(図10(A)から図10(C))は頭下(↓)げで、外に出る直前(図9(2)、 $\Delta z/l_1 = 0.1338$ , □, 図10(D))で頭上げ(↑)となる。一方、須谷らの試験ではマッハ数は $M_\infty = 7.1$ であるから(E)点では既に第二段模型は衝撃波の外に出ている(文献9の図6の(b)点)。すなわち、図11(5)aで $M_\infty = 7.1$ での上段模型(▲)が(A)から(C)にある場合に作用する空気力は $M_\infty = 2.51$ の上段模型(●)では大まかに(D)から(E)にある場合の空気力に対応すると推定される。そこでは $C_{L2}$ は増加傾向にある。 $M_\infty = 7.1$ でも $M_\infty = 2.51$ でも第一段模型からの衝撃波と第二段模型の相対的な位置関係によって揚力係数や縦揺れモーメント係数の $\Delta z/l_1$ に対する変化が決まる。

須谷らの揚力係数 $C_{L02}$ のデータ(▲)を図11(5)aの $M_\infty = 2.51$ の $C_{L2}$ のデータと比較すると、どちらの $C_{L2}$ の最大値も $|C_{L02}|_{MAX} \approx 0.02$ である。縦揺れモーメント係数 $C_{m02}$ についても図11(5)bに示すように、 $M_\infty = 7.1$ の(A)から(B)に相当する領域は $M_\infty = 2.51$ では

概ね(B)から(E)に対応し、どちらの場合も $|C_{m02}|_{MAX} \approx 0.04$ である。また、 $M_\infty = 2.51$ での $C_{L02}$ と $C_{m02}$ の位相は、どちらのマッハ数の場合も概ね $90^\circ$ ずれている。

#### 4.5.2 模型間の前後位置が $\Delta x/l_1 = 0.013$ の場合

第二段模型を前に移動した場合( $\Delta x/l_1 = 0.013$ )の垂直距離 $\Delta z/l_1$ に対する揚力係数 $C_{L1}$ 、 $C_{L2}$ と縦揺れモーメント係数 $C_{m1}$ 、 $C_{m2}$ を図12(1)a、bから図12(5)a、bに示す。また、 $M_\infty \geq 2.0$ の図12(3)から図12(5)にも、須谷らの $M_\infty = 7.1$ での第二段模型の試験結果を(▲)で示す。

##### (1) 模型間距離と揚力係数( $\alpha = 0^\circ$ )

この前後位置の場合、揚力係数 $C_{L1}$ と $C_{L2}$ は $M_\infty \leq 2.0$ では、 $z$ 方向の距離の変化に対して同じ方向にほぼ同じ大きさの揚力が作用するという変化を示す。すなわち、 $C_{L01}$ も $C_{L02}$ も同相の変化を示す。

##### (2) 模型間距離と縦揺れモーメント係数( $\alpha = 0^\circ$ )

縦揺れモーメント係数 $C_{m01}$ と $C_{m02}$ は揚力係数と同様に $M_\infty \leq 2.0$ の範囲で同じ方向に同程度の大きさの変化を示す。第一段模型の衝撃波の位置が第二段模型のどこにくるかによって、縦揺れモーメント係数の符号が $z$ 方向に変化する現象は、 $\Delta x/l_1 = -0.068$ の場合と同様に計測されている。

## 5 まとめ

この論文は、 $1.5 \leq M_\infty \leq 2.5$ における2台のAGARD-B模型を用いた並列二段式往還機の超音速空力特性試験結果をまとめたものである。その結果、分離時の空力特性について次のことが明らかになった。

- (1) 第一段と第二段の模型相互による空力的な干渉は、マッハ数、迎角、上下模型の位置に大きく依存する。
- (2) 第一段模型の衝撃波を第二段模型が通過して第一段模型から $z$ (垂直)方向に離れるとき、第二段模型に大きな頭上げの縦揺れモーメントが作用する。
- (3) 第一段模型から第二段模型が $z$ (垂直)方向に離れる場合、第二段模型に作用する縦揺れモーメント係数 $C_{m2}$ と揚力係数 $C_{L2}$ とは $z$ (垂直)方向に対する変化に位相のずれを生じる。
- (4) 第一段模型から第二段模型が $z$ (垂直)方向に分離する場合、それぞれの揚力係数 $C_{L1}$ と $C_{L2}$ は $x$ (前後)方向の相対位置によって、 $z$ (垂直)方向に対する変化に位相差を生じる(同相の場合もある)。縦揺れモーメント係数 $C_{m1}$ と $C_{m2}$ についても同様の現象が見られる。
- (5)  $z$ (垂直)方向に同じ無次元化距離を移動した場合に超音速領域での空力係数は、極超音速領域の場合に比べて変化は小さい。

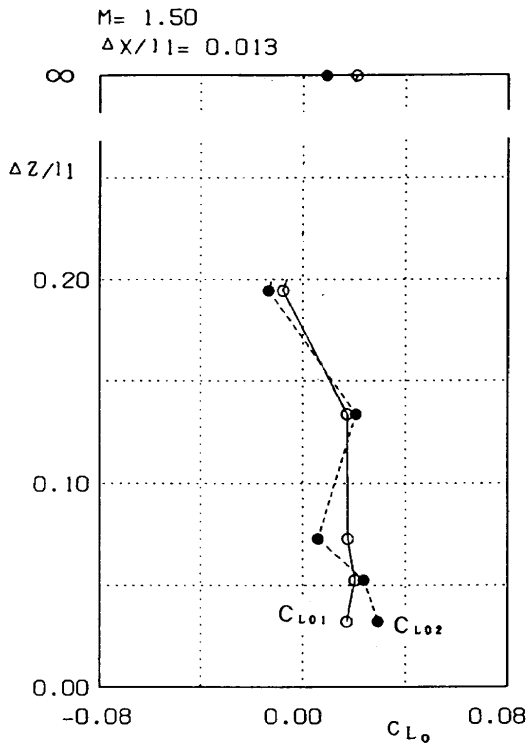


図12(1)a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=1.50$   
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型

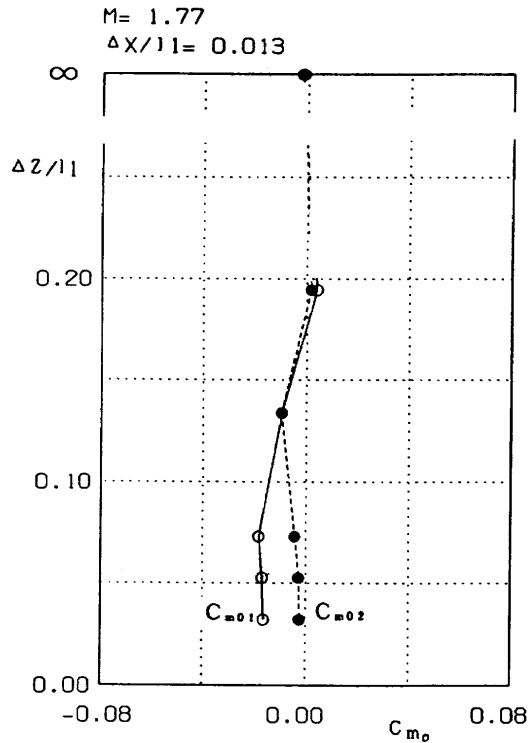


図12(2)a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=1.77$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型

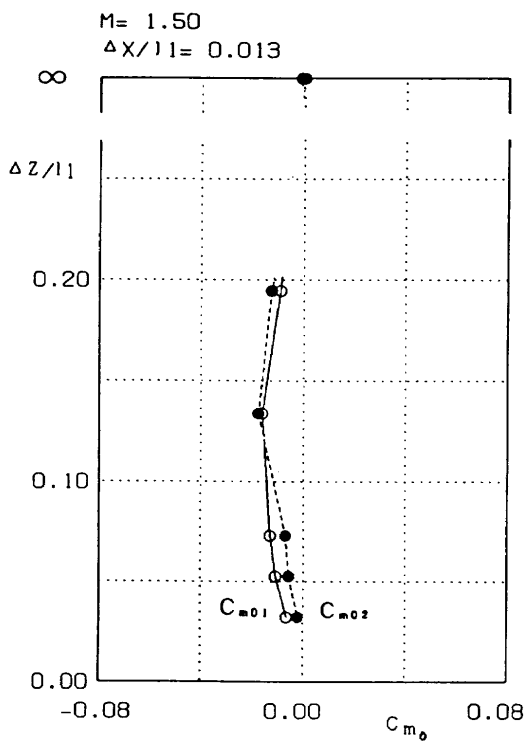


図12(1)b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=1.50$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型

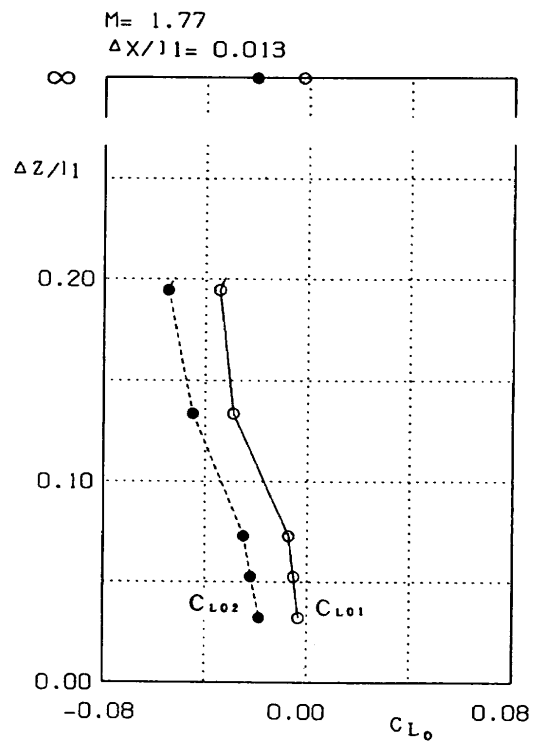


図12(2)b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=1.77$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型

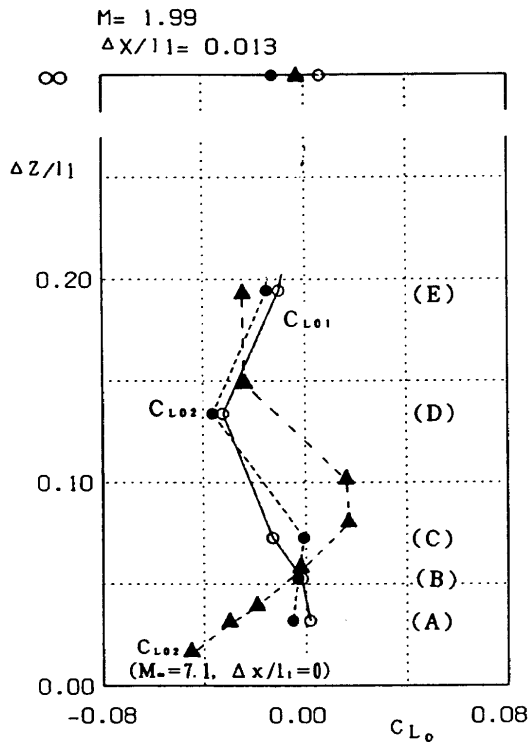


図12(3)a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=1.99$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty=7.1$ ,  $\Delta x/l_1=0$ )<sup>9)</sup>

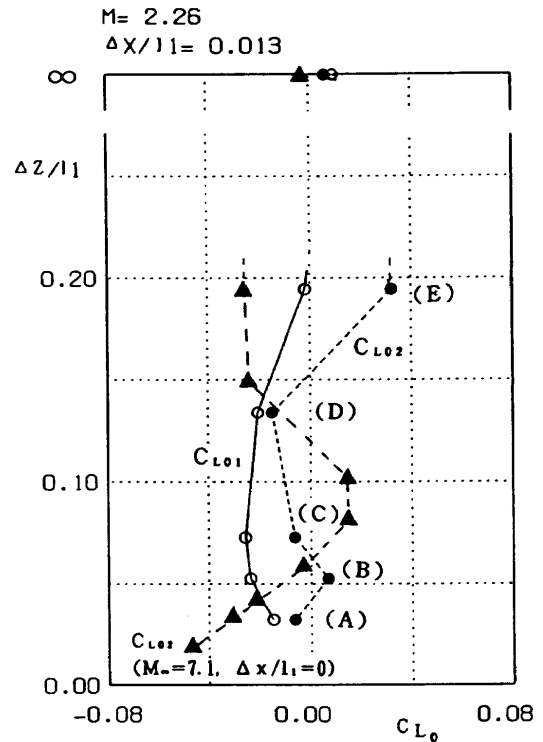


図12(4)a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=2.25$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty=7.1$ ,  $\Delta x/l_1=0$ )<sup>9)</sup>

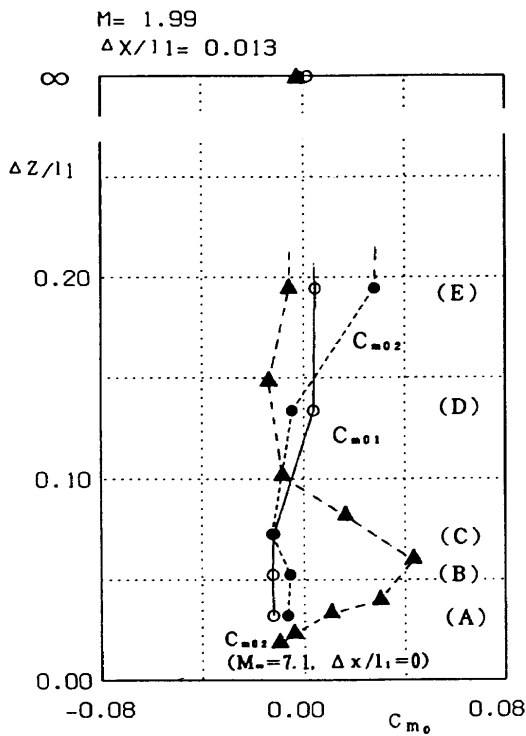


図12(3)b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=1.99$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty=7.1$ ,  $\Delta x/l_1=0$ )<sup>9)</sup>

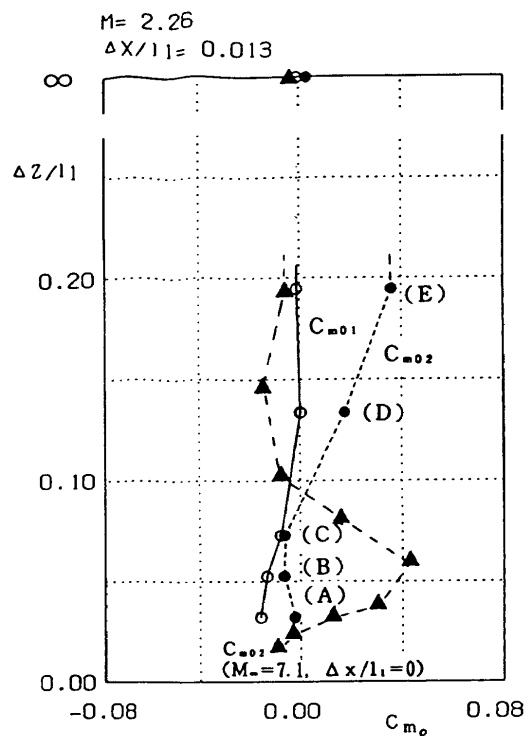


図12(4)b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=2.25$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty=7.1$ ,  $\Delta x/l_1=0$ )<sup>9)</sup>

文 献

- 1) United State General Accounting Office ; Aerospace Plane Technology, Research And Development Efforts in Europe, GAO/NSLAD-91-194, July 1991.
- 2) Beach, H. Jr. and Blankson, I. ; Prospects for Future Hypersonic Air-Breathing Vehicles, AIAA-91-5009, AIAA THIED INTERNATIONAL AEROSPACEPLANE CONFERENCE, Dec.1991.
- 3) Barthelemy, R.;The National Aerospace Program, AIAA Paper No.89-5001, July 1989.
- 4) Stanley, D.O., Wilhite, A.W. and Englund, W.C.; Comparison of Single-Stage and Two-Stage Air-Breathing Launch Vehicles, J.Spacecraft and Rockets, Vol.29, No.5, Sept.-Oct.1992, pp.735-740.
- 5) Wilhite, A.W., et.al.;Technology and Staging Effects on Two-Stage-to-Orbit Systems, J.Spacecraft and Rockets, Vol.31, No.1, Jan.-Feb.1994, pp.31-38.
- 6) Naftel, J.C. ; Guidance Scheme for a Mach 3 Staged Gliding Booster, J.Spacecraft and Rockets, Vol.28, No.5, Sept.-Oct.1991, pp.567-573.
- 7) Decker, J.P. and Gera, J.;An Exploratory Study of Parallel-Stage Separation of Reusable Launch Vehicles, NASA TN D-4765, Oct.1968.
- 8) Decher, J. P. ; Aerodynamic Interference Effects Caused by Parallel-Staged Simple Aero-dynamic Configurations at Mach Number of 3 and 6, NASA TN D-5379, Aug.1969.
- 9) 須谷記和, 石田清道, 永井伸治, 原 亘利, 吉沢昭, 穂積弘一, 井上安敏, 森 隆茂, 葛原 正 ; TSTO 分離時の極超音速空力特性試験, 第31回飛行機シンポジウム予稿集, 1993年11月。
- 10) 野田順一, 榊原盛三, 石田清道, 原 亘利, 関根英夫, 河本 巖 ; 二段式往還機の超音速予備風試, 第32回宇宙科学技術連合講演会, 1988年10月。
- 11) 高木広治, 谷 喬, 斎藤秀夫, 新井 忠 ; 1m×1m 吹出式超音速風洞におけるAGARD 標準模型Bの三分力試験, 航空宇宙技術研究所資料TM-20, 1963年7月。
- 12) 空気力学第二部 ; 1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造, 航空技術研究所報告TR-29, 1962年10月。

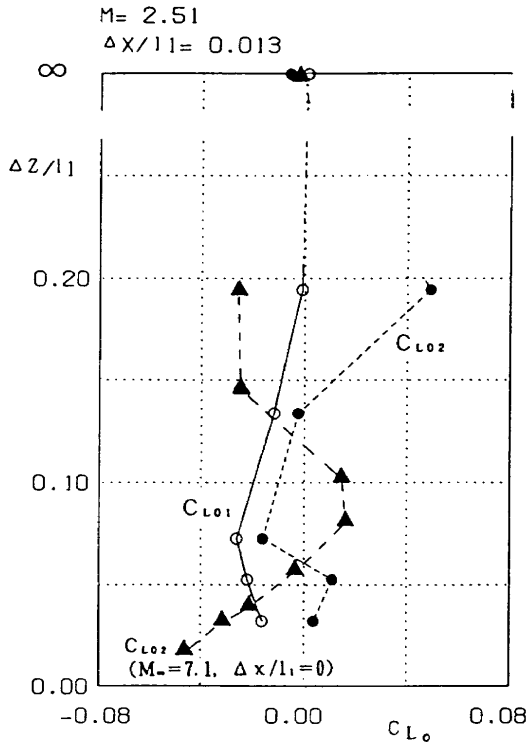


図12(5)a 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する揚力係数  $C_{L01}$  と  $C_{L02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=2.51$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty=7.1$ ,  $\Delta x/l_1=0$ )<sup>9)</sup>

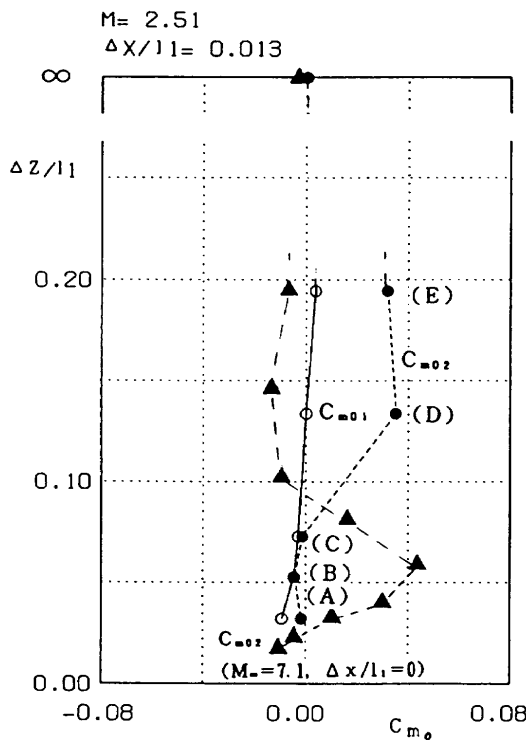


図12(5)b 模型間の距離  $\Delta z/l_1$  に対する縦揺れモーメント係数  $C_{m01}$  と  $C_{m02}$  の変化,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\Delta x/l_1=0.013$ ,  $M_\infty=2.51$ ,  
 -○- 第一段模型, -●- 第二段模型,  
 -▲- 第二段模型 ( $M_\infty=7.1$ ,  $\Delta x/l_1=0$ )<sup>9)</sup>

## 付 録

## A1. 軸力 (抵抗係数, 揚力係数) の底面圧力による補正について

天秤によって測定された機軸力  $F_B$  は模型底面での気流の回り込みによる圧力低下による寄与分も含んでいる。天秤に働く機軸力  $F_B$  は模型前面からの軸力  $F_X$  と模型底面圧力  $p_B$  による押し返す力  $p_B S_B$  ( $S_B$  は模型底面面積) の合力である。一般に超音速の試験では、スティング上の境界層の存在によって底面圧力はさまざまな影響を受ける。特に上下二段式往還機の場合衝撃波がスティングに衝突し圧力変動が大きい。そこでこのような影響を取り除くために、底面が底面圧力  $p_B$  によってではなく主流の圧力に等しい静圧  $P_\infty$  で押し返されているとして、底面付近の圧力の実測を行い、底面圧力による力  $p_B S_B$  を  $p_\infty S_B$  でおきかえる。すなわち、機軸力の補正值  $F_C$  として、前面軸力  $F_X$  から、主流の圧力に等しい静止気体中に模型があった場合の底面圧力による力  $p_\infty S_B$  を差し引いた値を用いる。

図A1に示すような力が機軸力として作用したとすると、釣り合いの関係から、

$$F_X - p_B S_B = F_B$$

$$\therefore F_X = F_B + p_B S_B$$

両辺から  $p_\infty S_B$  を差し引くと補正值  $F_C$  は

$$F_C = F_X - p_\infty S_B$$

$$= F_B + (p_B - p_\infty) S_B$$

各辺を  $qS$  ( $S$  を基準面積とする) で割り無次元化したものを、補正された軸力係数  $C_X$  とする。

$$C_X = C_{FC} = (F_X - p_\infty S_B) / qS$$

$$= C_{FB} + C_{XB}$$

ここで、

$$C_{FC} = F_C / qS, \quad C_{FB} = F_B / qS,$$

$$C_{XB} = (p_B - p_\infty) S_B / qS \quad \text{とする。}$$

前面抗力係数を  $C_{DF}$ , 前面揚力係数を  $C_{LF}$ , 垂直力係数を  $C_N$  とすると

$$C_{DF} = C_X \cos \alpha + C_N \sin \alpha$$

$$C_{LF} = C_X \sin \alpha - C_N \cos \alpha \quad \text{となる。}$$

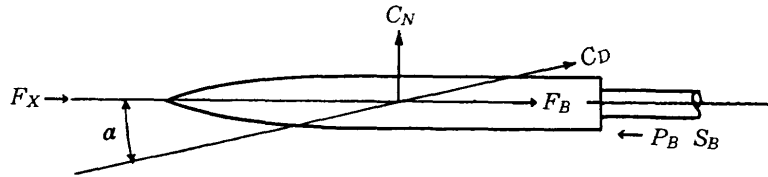


図 A1 底面圧力による抗力の補正

---

## 航空宇宙技術研究所資料692号

平成8年4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7-44-1  
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊎182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---