

# 航空宇宙技術研究所資料

TM-58

試験用飛しょう体の超音速風洞試験

齋藤秀夫・木村友昭

1965年8月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM-1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平木一, 清水福寿
TM-2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年2月	橋本一, 登雄, 戸川隼人 桶三好美, 甫力, 高橋利芳 能海良秀, 三夫, 板垣藤子 島洲秀夫, 佐田幸雄 長細川徹登, 井上政一 橋竹内和之, 山根皓三郎 池田為治, 坂元思無邪
TM-4	18cm×20cm 超音速風洞について	1962年5月	
TM-5	遷音速流の線型理論	1962年8月	
TM-6	18cm×18cm 遷音速風洞整備試験	1962年8月	
TM-7	慣性力形疲労試験機	1962年8月	
TM-8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年9月	
TM-9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年2月	甲藤好郎, 小出勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年2月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永井文雄, 小川鉦一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年3月	竹中幸彦, 林井洋一, 中井映一, 小原英
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年3月	
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年3月	中井映一, 小原英勝 島海良三, 安藤泰 中井俊一, 橋本正勝 高木朗, 橋本昭 鳥崎忠雄, 藤井 山崎竜夫, 小野幸一
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年4月	
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年5月	
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年6月	
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年6月	新井忠, 原亘利
TM-20	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	1963年7月	高木廣治, 谷新井喬忠 齋藤和之, 飯田宗四郎 竹内谷勇, 中井治夫 北永井文雄, 高橋利之
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年9月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年1月	
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年1月	橋爪宏, 中井映一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年1月	谷原盛三, 原亘利 柳井映一, 外橋立政 中井泰勝, 高橋爪俊 安藤次郎, 高宮沢政文 小橋安次
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年2月	
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年3月	
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年3月	河崎俊夫, 竹内理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年4月	牛田健二, 高橋宏義
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年4月	榎並敬之, 山本稀
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年5月	長洲秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年6月	高木廣治, 齋藤秀夫 石原久蔵 石井孝雄
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年7月	
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内和之, 川島矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑浄治, 大坪孔治 滝沢実次, 田寺木一 古関昌次, 日出夫 泉貞吉, 鈴木邦男 大塚本宏, 石井浅五郎 松本和強, 山中国雅 広木内和, 山藤枝遠 竹尾治朗, 岡遠一 幸尾治
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験 結果	1964年12月	
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年1月	
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年2月	平木一, 橋本登崇 林二識, 吉永

# 試験用飛しょう体の超音速風洞試験\*

齋藤秀夫\*\*・木村友昭\*\*

## 1. 緒 言

試験用飛しょう体の1/5模型の風洞試験を、航空宇宙技術研究所の1m×1m吹出式超音速風洞において、昭和39年10月より40年2月にわたって行なった。本報告はその試験結果である。

本機は前翼操舵形式の飛しょう体で、主翼は前縁後退角 $73^{\circ}30'$ のクリップデルタ型で、その両翼端には五角形の翼端板をもっている。また、Kármán ogiveの頭部をもつ胴体下部には、全長の約65%に達する長い腹ビレが付いている。

本機の操縦は、水平前翼で縦および横の操縦を、垂直前翼で方向の操縦を行なう。

本試験は、設定マッハ数1.50, 1.85, 2.20の三とおりで、全機模型試験ならびに部分試験として、翼端板なし模型、前翼なし模型、後翼・腹ビレなし模型、腹ビレなし模型および胴体単独模型について行ない、抗力を除く五分力の測定を行なった。今回の実験では、模型内部の圧力を測定することができず底面抗力の算出ができないので抗力の測定は除いた。

## 2. 記 号

各模型の形態を表わすのに次の記号を使用している。

B : 胴体

C : 水平, 垂直前翼

E : 翼端板

V : 腹ビレ

W : 主翼

軸系: 安定軸

基準面積: 胴体を含む主翼面積

基準長 : 縦揺れモーメントに対しては胴体全長(ピートー管部を除く)

: 横揺れおよび偏揺れモーメントに対しては主翼全幅

\* 昭和40年7月6日受付

\*\* 空気力学第二部

モーメント基準点： 胴体先端から 45.4 cm の点

$C_L$  : 揚力係数 揚力/ $q \cdot s$

$C_{L\alpha}$  : 揚力傾斜  $\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)_{\alpha=0^\circ}$  [1/度]

$C_m$  : 縦揺れモーメント係数, 頭上げが正  $\frac{\text{縦揺れモーメント}}{q \cdot s \cdot l}$

$C_{m\alpha}$  : 縦揺れモーメント傾斜,  $\left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}\right)_{\alpha=0^\circ}$  [1/度]

$C_l$  : 横揺れモーメント係数, 右翼下げが正  $\frac{\text{横揺れモーメント}}{q \cdot s \cdot b}$

$C_{l\beta}$  : 横揺れモーメント傾斜,  $\left(\frac{\partial C_l}{\partial \beta}\right)_{\beta=0^\circ}$  [1/度]

$C_n$  : 偏揺れモーメント係数, 右翼後退を正  $\frac{\text{偏揺れモーメント}}{q \cdot s \cdot b}$

$C_{n\beta}$  : 偏揺れモーメント傾斜,  $\left(\frac{\partial C_n}{\partial \beta}\right)_{\beta=0^\circ}$  [1/度]

$C_Y$  : 横力係数, 右向きが正  $\frac{\text{横力}}{q \cdot s}$

$C_{Y\beta}$  : 横力傾斜  $\left(\frac{\partial C_Y}{\partial \beta}\right)_{\beta=0^\circ}$  [1/度]

$b$  : 主翼翼幅 [cm]

$l$  : 胴体全長 (ピトー管部を除く) [cm]

$M$  : マッハ数

$P_o$  : 集合胴圧力 [kg/cm<sup>2</sup>a]

$q$  : 一般流の動圧 [kg/cm<sup>2</sup>]

$R$  : レイノルズ数 (胴体長基準)

$S$  : 主翼翼面積 (胴体部を含む) [cm<sup>2</sup>]

$\frac{x}{l}$  : 胴体先端から圧力中心までの距離 (胴体全長で表わす)

$\alpha$  : 迎角 [度]

$\beta$  : 横すべり角 [度]

### 3. 風洞, 模型および計測装置

#### 3.1 風 洞

航空宇宙技術研究所 1 m×1 m 吹出式超音速風洞<sup>1)</sup>

### 3.2 模 型

模型の形状と概略寸法を図1に、またその写真を図2に示す。図3はマッハ数2.20における翼端板なし模型の  $\alpha=0^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$  における場合のシュリーレン写真である。模型の空力関係諸元を表1に示す。模型は、ステンレス鋼 (SUS-27) を用いて製作され、後翼は翼端板付きのものと、翼端板なしの2種類製作された。模型の形態変化の場合、それぞれの部分を取り去って埋め金具を取り付けることにより整形を行なった。今回の試験では風洞の試験計画の関係上水平、垂直前翼および後翼のタブなどすべて舵角は中正で行なった。試験を行なった各形態と記号を表2に示す。

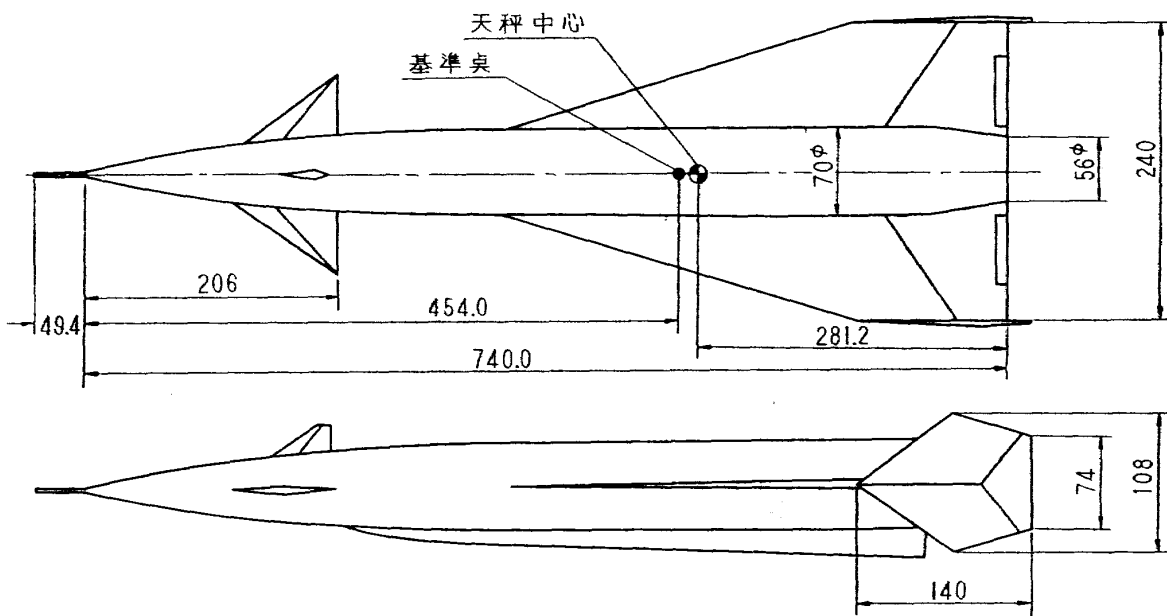


図1 模型主要寸法

表1 空力関係諸元 (1/5 模型)

胴 体		後 翼	
全長 (ピトー管を除く)	74.00 cm [基準長]	胴体付根弦長	40.34 cm
最大直径	7.00 cm	翼端弦長	12.00 cm
細長比	10.57	翼幅 (胴体部含む)	24.00 cm [横方向安定基準長]
最大断面積	38.47 cm <sup>2</sup>	翼面 (積胴体部含む)	768.00 cm <sup>2</sup> [基準面積]
水平前翼 (胴体部除く)	垂直前翼 (胴体部除く)	アスペクト比 (胴体部除く)	0.651
胴体付根弦長	7.83 cm	テーパー比 (胴体部除く)	0.297
半翼幅 (胴体中心より)	8.05 cm	前縁後退角	73°30'
アスペクト比	2.68	翼端板面積 (片側)	100.0 cm <sup>2</sup>
テーパー比	0.013		
前縁後退角	55.01°	全機重量	14.2 kg
翼断面	くさび形		
翼厚比	0.04		
片翼面積	20.55 cm <sup>2</sup>		
	12.06 cm <sup>2</sup>		

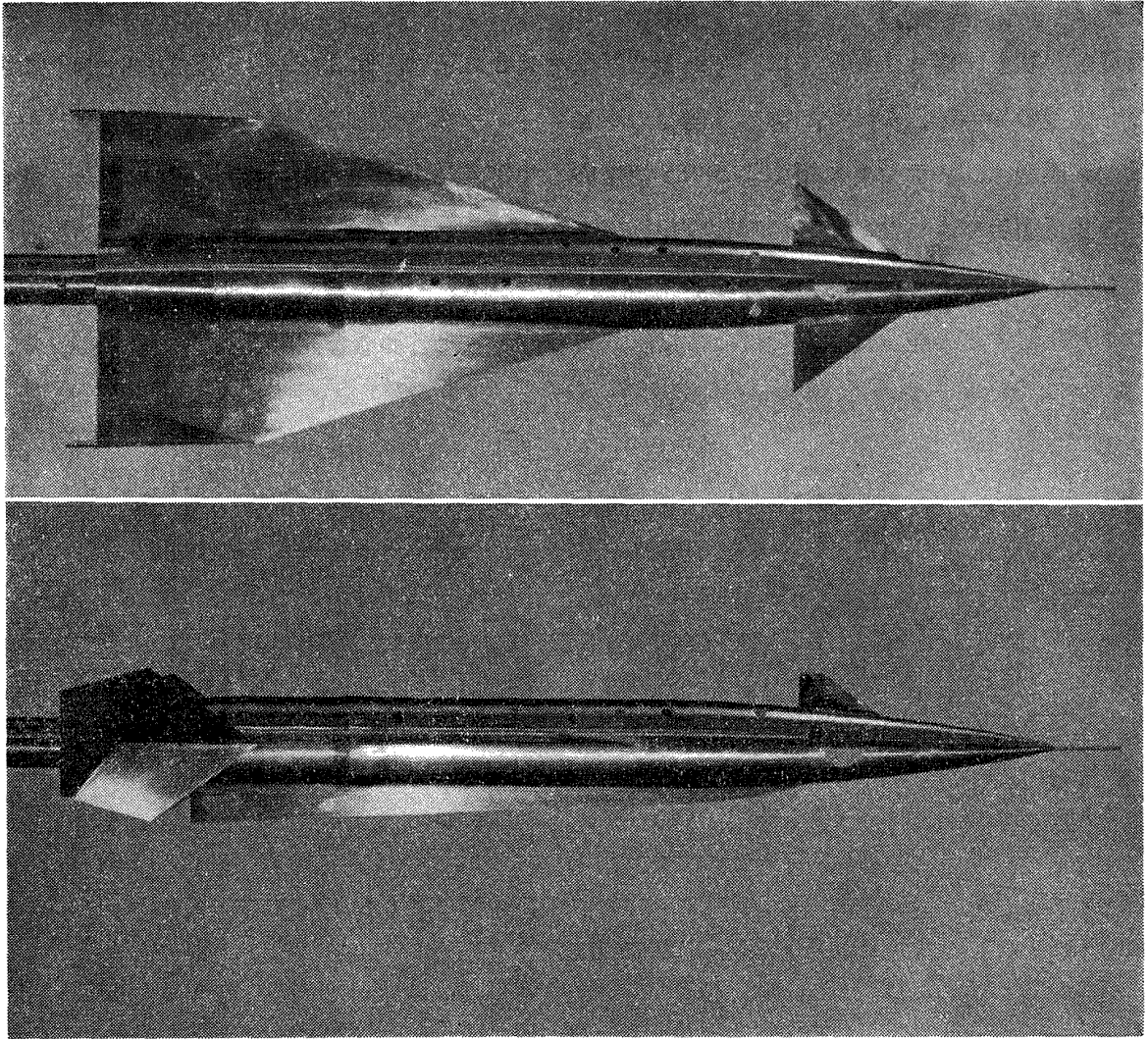


図2 模型写真

表2

模型形態	記号	(1) $\alpha$ 変化	(2) $\beta$ 変化	(3) $\beta+5^\circ$
全機	BWCEV	○	○	○
翼端板なし	BWCV	○	○	
前翼なし	BWEV	○	○	
後翼, 腹ビレなし	BC	○	○	
腹ビレなし	BWCE		○	○
胴体単独	B	○		

B: 胴体  
W: 後翼  
C: 前翼  
E: 翼端板  
V: 腹ビレ

- (1)  $\beta=0^\circ$  で  $\alpha$  を  $-8^\circ \sim +16^\circ$  変化させて試験を行なったもの。  
 (2)  $\alpha=0^\circ$  で  $\beta$  を  $-8^\circ \sim +16^\circ$  変化させて試験を行なったもの。  
 (3) 曲リスティングを使用して  $\beta=+5^\circ$  のまま  $\alpha$  を  $-8^\circ \sim +16^\circ$  変化させて試験を行なったもの。



図3 シューレン写真(マッハ数2.20)

### 3.3 計測装置

計測装置については、文献<sup>1)</sup>に詳述されているのでここでは省略する。使用した天秤は、米国 TASK 社製 1.50 MK VI B インターナル・ストレインゲージ・バランスでその容量は次のとおりである。

第1, 2 垂直力	各 450 kg
第1, 2 横力	各 225 kg
横揺れモーメント	13.8 kg-m

## 4. 実 験

### 4.1 実験の方法

表3(a), (b), (c) に試験結果の一覧表を示す。

各形態における設定マッハ数は、1.50, 1.85, 2.20 の三とおりで、その場合のレイノルズ数を図4に示す。これは胴体長を基準として上記マッハ数に対し  $18.3 \sim 21.5 \times 10^6$  程度である。

今回の試験では、模型の底面圧力を測定することができなかったので、抗力に関するデータはすべて本報告から除いた。したがって揚力、横力と、縦揺れ、横揺れ、および偏揺れの各モーメントの測定結果について述べる。

各空気力とモーメントを係数化するのに、基準面積は胴体を含む主翼面積を、縦揺れモーメント  $C_m$  に対する基準長は胴体全長を、横揺れ、および偏揺れモーメント  $C_l$ ,  $C_n$  に対しては主翼全幅を用いて整理した。おのおの異なった形態を表わすのに便宜上表2のように、6種類の形態についてそれぞれの記号を用いた。表中○印はその形態で試験を行なったものを示す。このようにして、

表3(a) ( $\beta=0^\circ$ ,  $\alpha: -8^\circ \sim +16^\circ$ )

ラン NO	$M$	$P_0(\text{kg/cm}^2a)$	$q(\text{kg/cm}^2)$	$R \times 10^{-6}$	$C_{L\alpha}$ 1/deg	$C_{m\alpha}$ 1/deg	形態
1589	1.50	0.639	0.712	18.38	0.0330	-0.00270	BWCEV
1758	1.84	0.964	0.776	21.18	0.0290	-0.00196	BWCEV
1587	2.21	1.207	0.704	19.56	0.0270	-0.00160	BWCEV
1673	1.47	0.639	0.719	18.87	0.0280	-0.00052	BWCV
1585	1.89	0.870	0.718	18.29	0.0255	-0.00070	BWCV
1586	2.22	1.207	0.707	19.56	0.0240	-0.00058	BWCV
1595	1.49	0.626	0.707	18.54	0.0320	-0.00510	BWEV
1594	1.87	0.871	0.722	18.30	0.0275	-0.00400	BWEV
1593	2.21	1.224	0.705	18.65	0.0260	-0.00380	BWEV
1590	1.50	0.637	0.712	18.37	0.0070	0.00300	BC
1591	1.88	0.855	0.716	18.57	0.0065	0.00266	BC
1592	2.23	1.215	0.696	19.16	0.0060	0.00235	BC
1689	1.48	0.673	0.712	19.35	0.0032	0.00100	B
1688	1.85	0.930	0.758	20.15	0.0025	0.00100	B
1687	2.18	1.318	0.757	20.82	0.0020	0.00100	B

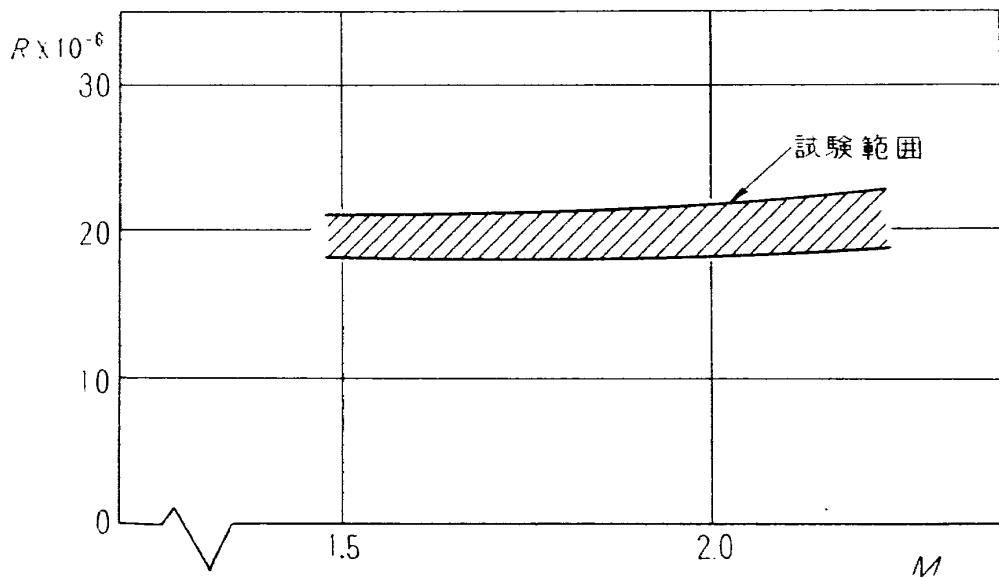


図4 試験レイノルズ数



表 3(b) ( $\alpha=0^\circ$ ,  $\beta: -8^\circ \sim +16^\circ$ )

ラン NO	$M$	$P_0(\text{kg/cm}^2 a)$	$q(\text{kg/cm}^2)$	$R \times 10^{-6}$	$C_{Y\beta}$ 1/deg	$C_{n\beta}$ 1/deg	$C_{l\beta} \times 10^4$ 1/deg	形態
1683	1.48	0.674	0.773	19.25	-0.0158	0.0047 <sup>s</sup>	-1.9	BWCEV
1680	1.83	0.950	0.772	20.13	-0.0136	0.0037 <sup>s</sup>	-1.7	BWCEV
1679	2.18	1.424	0.788	21.53	-0.0124	0.0032	-1.6	BWCEV
1760	1.53	0.565	0.684	18.79	-0.0044	-0.0043 <sup>s</sup>	-1.0	BWCV
1759	1.83	0.972	0.782	21.31	-0.0040	-0.0041 <sup>s</sup>	-0.7	BWCV
1762	2.19	1.414	0.781	22.52	-0.0040	-0.0032 <sup>s</sup>	-0.5	BWCV
1684	1.48	0.672	0.732	19.33	-0.0130	0.0060	-2.8	BWEV
1685	1.85	0.957	0.767	20.20	-0.0120	0.0050 <sup>s</sup>	-2.5	BWEV
1686	2.16	1.319	0.762	20.94	-0.0114	0.0045 <sup>s</sup>	-2.4	BWEV
1674	1.48	0.672	0.734	19.45	-0.0033	-0.0047 <sup>s</sup>	-1.5	BC
1675	1.85	0.885	0.743	20.08	-0.0036	-0.0043 <sup>s</sup>	-1.3	BC
1676	2.17	1.217	0.730	20.37	-0.0032	-0.0041	-1.2	BC
1682	1.49	0.657	0.726	20.08	-0.0128	0.0051	1.5	BWCE
1681	1.84	0.858	0.732	19.06	-0.0115	0.0042	0.9 <sup>s</sup>	BWCE
1678	2.17	1.428	0.794	21.47	-0.0112	0.0034	0.4	BWCE

表 3(c) ( $\beta=+5^\circ$ ,  $\alpha: -8^\circ \sim +16^\circ$ )

ラン NO	$M$	$P_0(\text{kg/cm}^2 a)$	$q(\text{kg/cm}^2)$	$R \times 10^{-6}$	形態
1690	1.48	0.654	0.728	19.27	BWCEV
1693	1.84	0.949	0.770	20.52	BWCEV
1694	2.17	1.320	0.763	21.24	BWCEV
1691	1.48	0.648	0.725	19.15	BWCE
1692	1.85	0.946	0.766	20.26	BWCE
1696	2.17	1.415	0.791	22.35	BWCE

たとえば BWCEV は全機模型の形態であることを表わし、行なった試験は

- (a)  $\beta=0^\circ$  で  $\alpha$  を  $-8^\circ \sim +16^\circ$  まで変化させたもの
- (b)  $\alpha=0^\circ$  で  $\beta$  を  $-8^\circ \sim +16^\circ$  まで変化させたもの
- (c) 曲りリスティングを用いて、 $\beta=+5^\circ$  で  $\alpha$  を  $-8^\circ \sim +16^\circ$  まで変化させたものであることを示している。

## 5. 実験結果の検討

実験結果の整理にあたっては、まず表2に示す各形態の実験値を図示した。ついでこれらの実験値をさし引きすることにより、模型の構成要素（後翼 W, 前翼 C, 翼端板 E, 腹ピレ V 等）が単独で存在する際に示すべき仮想の性能値（derived value）を導いてみた。

### 5.1 縦安定

#### (1) $\beta=0^\circ$ における試験

図5(a),(b),(c)に各形態5種の  $C_L \sim \alpha$  曲線を示す。

全機模型 BWCEV に比較し、前翼なし BWEV は各マッハ数を通じてわずかに低く前翼の揚力に対する寄与が現われている。また、BWCV はさらに低い値を示し、これがまた翼端板なしの揚力の減少を示している。次に胴体単独模型 B の曲線は、BC に比べ  $C_L$  の値は約半分位になり前翼の有りなしによる  $C_L$  の値の差を示している。胴体単独 B における  $C_L$  を細長い物体の理論で計算した値を鎖線で示す。なお BC, B ともに天秤容量に比べて出力が少ないため精度の高いデータは得られなかった。

図6(a),(b),(c)に各形態の  $C_m \sim \alpha$  曲線を示す。各マッハ数を通じ、BWEV, BC, B は  $\alpha = \pm 6^\circ$  付近から非直線性を現わしている。また胴体単独模型 B の実験値は推定値<sup>2)</sup> に比べわずかに高くでている。図7(a),(b),(c)にマッハ数 1.50 における翼による寄与の曲線を  $\Delta C_L \sim \alpha$ ,  $\Delta C_m \sim \alpha$ ,  $\Delta C_m \sim \Delta C_L$  に示した。これらの寄与曲線は、同じ迎角における  $(C_{L \cdot BWCV} - C_{L \cdot BC})$  および  $(C_{m \cdot BWCV} - C_{m \cdot BC})$  から求めたもので\*、胴体と翼の干渉を含んでいる。図(a),(b)における実験値はいずれも推定値<sup>2)</sup> と比較し高目の値を示した。

図8に  $C_m \sim C_L$  曲線を示す。ここでは BWCEV の各マッハ数における値をプロットし、BWEV はマッハ数 1.50 のみとした。同じマッハ数で比較すると  $\frac{\partial C_m}{\partial C_L}$  の値から明らかなように BWEV の圧力中心位置が後退していることを示している。

#### (2) $\beta=0^\circ$ と $+5^\circ$ の比較

図9(a),(b),(c)に BWCEV の  $C_L \sim \alpha$ ,  $C_m \sim \alpha$  に対する  $\beta$  変化の影響を示したが、 $\beta=0^\circ$  と  $+5^\circ$  の2点では各マッハ数を通じてほとんど相違を示さなかった。今回の試験は、すべて前翼舵角  $0^\circ$  で行なわれたので舵角をとったときの  $\beta$  に対する影響は調べられなかった。なお BWCE についても同様に  $\beta$  変化による影響は認められなかった。この場合の図は省略した。

#### (3) 各形態における $C_{L\alpha}$ , $C_{m\alpha}$ 圧力中心位置のマッハ数に対する変化

\* この翼による寄与は  $(C_{L \cdot BWCV} - C_{L \cdot BCV})$  および  $(C_{m \cdot BWCV} - C_{m \cdot BCV})$  から求めるべきであるが  $\beta=0^\circ$  では  $C_L$ ,  $C_m$  に対し腹ピレなどの影響はごく小さいものと仮定した。

図10に  $\alpha=0^\circ$  付近における揚力傾斜  $C_{L\alpha}(1/\text{deg})$  のマッハ数に対する変化を示す。BWCEVはBWCVに比べかなり高い値を示し、翼端板の効果が明らかに現われている。BWCVについての計算値<sup>2)</sup>を鎖線で示したが実験値のほうがやや高目にでている。また、翼端板効果について、文献<sup>3)</sup>を適用した推定値と比べると、この場合翼端板つきの実験値はかなり低い値を示している。

図11に  $C_{m\alpha}(1/\text{deg})$  の変化を示す。BWCVは推定値<sup>2)</sup>ではマッハ数の増加につれ負の値で大きくなるのに対し、実験値は各マッハ数でほとんど同じ値を示した。

図12に  $\partial C_m/\partial C_L$  から導いた  $\alpha=0^\circ$  付近の圧力中心位置の変化を示す。BWCEV, BWEV, BWCVはモーメント基準点の後方に圧力中心を有し、BWCEV, BWEVの2形態は、マッハ数の増加とともに前力に移動しているがBWCVはほとんど一定の位置にとどまっている。またBC, Bの場合は前翼付近にある。ここでも(1)に述べたようにBC, Bのデータはあまりよくなかった。

## 5.2 横安定

### (1) $\alpha=0^\circ$ における横力と偏揺れモーメント

図13(a), (b) および図14(a), (b)に各形態5種の  $C_Y \sim \beta$ ,  $C_n \sim \beta$  曲線を比較して示す。図ではマッハ数1.50と2.20のみをプロットし、同じ傾向でその中間の値を示したマッハ数1.85は省略した。 $C_Y \sim \beta$ では、BWCEV, BWEVともにBWCV, BCの約2倍の値を示したが、これは翼端板の寄与によるものであることを示している。 $C_n \sim \beta$ では、BWCVとBCの差は腹ビレの効きを表わしているが、両者ともに方向不安定である。BWEVは翼端板の効果が著しく $\beta$ の増大とともに $C_n$ は急激に大きくなる。

図15に  $\alpha=0^\circ$  における“V”による寄与の  $\Delta C_Y \sim \beta$  変化を示す。 $\beta$ の増加とともに  $-\Delta C_Y$ の値はだいたい直線的に増加している。

図16に“C”による寄与、図17に“E”による寄与の  $\Delta C_Y \sim \beta$  変化を示す。これらの図から  $C_Y$  に対する“E”の寄与は、“V”, “C”の約4~5倍に達することがみられる。

図18~20に“V”, “C”, “E”による寄与の  $\Delta C_n \sim \beta$  変化を示す。この場合も  $C_n$  に対する“E”の寄与はかなり大きく“V”, “C”と符号は反対で安定側にある。

図21~25に各形態別の  $C_Y \sim \beta$ , 図26~30に  $C_n \sim \beta$  曲線を示した。 $C_Y$ ,  $C_n$ ともに各形態を通じてマッハ数による変化も、 $\alpha$ による変化も比較的少ない。これらの大部分は  $\alpha=0^\circ$  において  $\beta$  変化させたものであるが、図22にBWCEの  $\beta=+5^\circ$  で  $\alpha$  変化させたときの  $C_Y$  の値を  $\alpha=0^\circ$ ,  $+6^\circ$  で比較してプロットした。図23にはBWCEVの  $\alpha=0^\circ$ ,  $+6^\circ$  の点をプロットしてあるが  $\alpha$  の変化に対して  $C_Y$  はほとんど一定であった。図27, 28に  $\alpha=0^\circ$ ,  $+6^\circ$  における  $C_n$  の値をプロットしてあるが、BWCEでは  $\alpha$  の増加とともにふえ  $\alpha=+6^\circ$  くらいで一定の値を示した。BWCEVについても同じ傾向がみられる。

(2)  $\alpha=0^\circ$  における上反角効果

各形態を通じ横揺れモーメントの出力はきわめて少なく天秤および計測装置の精度と比べ、データの結果はあまり良くなかった。図31~35に  $C_i \sim \beta$  曲線を示す。図31の BC に対する  $C_i$  の値は、データのばらつきはあるが傾向は直線的に変化し、正の上反角効果を示した。

図32の BWCE では、 $\beta=0^\circ$  付近ですでに非直線的傾向を示し、負の上反角効果を示した。これは垂直前翼が負の上反角効果を生み出している結果になる。その理由として考えられることは垂直前翼によるうずが片側の後翼および翼端板に影響しているものと推定される。図33の BWCEV については正の上反角効果を示し、マッハ数 1.83, 2.18 の場合には  $\beta=+8^\circ$  付近で傾斜は逆転する傾向を示している。

図34の BWEV では逆に正の上反角効果を示した。この場合も腹ビレによるうずが後翼および翼端板に影響しているものと思われる。図35の BWCV では出力がきわめて少ないがわずかに正の上反角効果を示している。図36に各形態の  $C_i \sim \beta$  をマッハ数 1.5 についてのみ比較した。

この図で BWCE だけが負の上反角効果を示している。この図から導いた腹ビレと前翼の上反角効果に対する寄与を、図37(c), (b) に示す。この値は腹ビレおよび前翼それ自体のものでなく後翼および翼端板が存在することによる影響を表わしている。

図37(a) に表 2 以外の形態で行なった BWV, BW の差から導いた  $4C_i$  と BV の  $C_i$  を示してあるが翼端板と前翼付の場合 ( $C_{i,BWCEV} - C_{i,BWCE}$ ) に比べかなり明らかな差を表わしている。

(3) 各形態における  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ ,  $C_{i\beta}$  のマッハ数に対する変化

図 38~40 に  $\alpha=0^\circ$  における  $\beta=0^\circ$  付近の微係数のマッハ数に対する変化を示す。 $C_{Y\beta}$  は、BWCEV, BWEV, BWCE の順で側面積に比例して減少し、マッハ数の増加とともに減少するが、BWCV, BC はほぼ一定の値を示している。

方向安定  $C_{n\beta}$  は、BWCEV, BWCE および BWEV についてはマッハ数の増加とともにわずかに減少する傾向を示している。翼端板のない 2 形態は不安定で、方向安定には翼端板の寄与の大きなることがわかる。 $C_{i\beta}$  は、各部分による干渉が  $\beta$  の変化につれ大きく働き、BWCE は正の値を、BWEV は負の値を示した。この場合は前者は前翼による干渉、後者は腹ビレによる干渉と推定される。

## 6. む す び

1m×1m 吹出式超音速風洞による試験用飛しょう体の 1/5 模型の試験から次の結果が得られた。

(1)  $C_{L\alpha}$  について翼端板の  $C_L$  に寄与する効果が大きく現われている。また翼端板なしの実験値は推定値と比較的よく一致した。

(2)  $C_{m\alpha}$  は  $C_m \sim \alpha$  曲線が非線型性のためばらつきがありマッハ数に対する傾向はつかめなかったが推定値とはだいたい同じオーダの値である。

(3) 全機模型について  $C_L \sim \alpha$ ,  $C_m \sim \alpha$  曲線の  $\beta=0^\circ$  と  $+5^\circ$  の間では各マッハ数を通じて全く相違がなかった。

(4)  $C_n$  に関しては、翼端板がきわめて大きい寄与を示した。また BWCEV, BWCE は  $\beta=+5^\circ$  の場合で  $\alpha=0^\circ$  から  $+6^\circ$  までは増加するが以後一定となり、 $\alpha$  変化による  $C_n$  の変動は試験を行なった範囲ではあまり大きくないことがわかった。

(5)  $C_{n\beta}$  は、翼端板つきの3形態のみが方向安定である。

(6)  $C_i$  は、良いデータは得られなかったが前翼と腹ピレによる干渉が大きく現われていると思われるのでこの点について今後解析検討を要すると思われる。

なお、この試験は空気力学第二部のつぎの方々の協力により行なわれたものである。

## 担 当 者

遷音速風洞制御第一研究室：清水福寿，鈴木誠三，島田隆雄

吸出式超音速風洞制御研究室：高木廣治，石原久蔵，外立政隆，榎原盛三

吹出式超音速風洞計測研究室：谷 喬，高島一明，近藤洋史，原 亘利，関根英夫，宗美 均

## 文 献

- 1) 航空技術研究所：1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造，航技研報告 TR-29 (昭和 37)
- 2) W.C. Pitt, J.N. Nielsen, and G.E. Kaattari : Lift and Center of pressure of Wing-Body-Tail Combination at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds, NACA Report 1307, (1957)
- 3) 尾形吉和：超音速における翼端板効果，航技研報告 TR-62 (昭和 39)

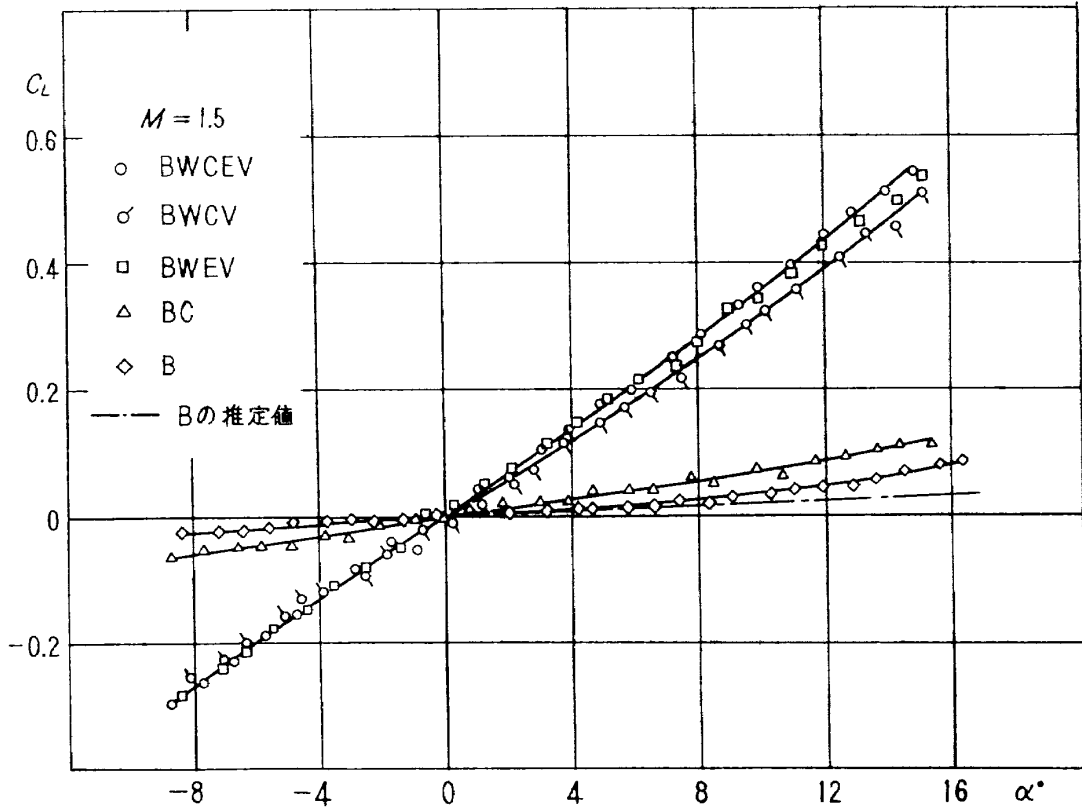


図5(a) 各形態の  $\beta=0^\circ$  における  $C_L \sim \alpha$

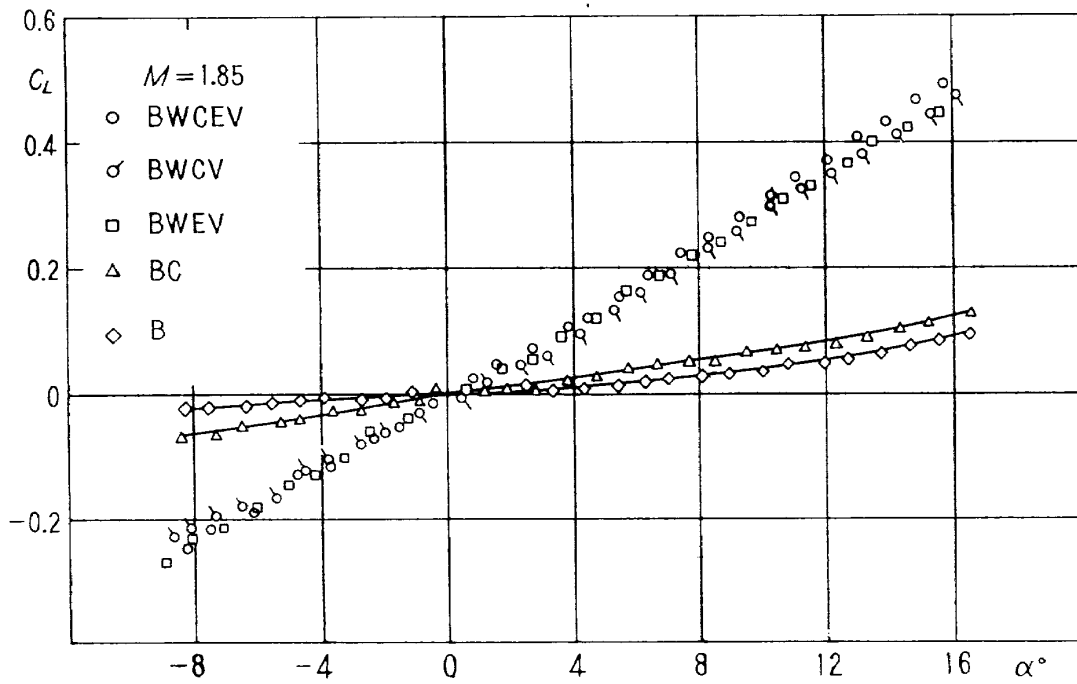


図5(b) 各形態の  $\beta=0^\circ$  における  $C_L \sim \alpha$

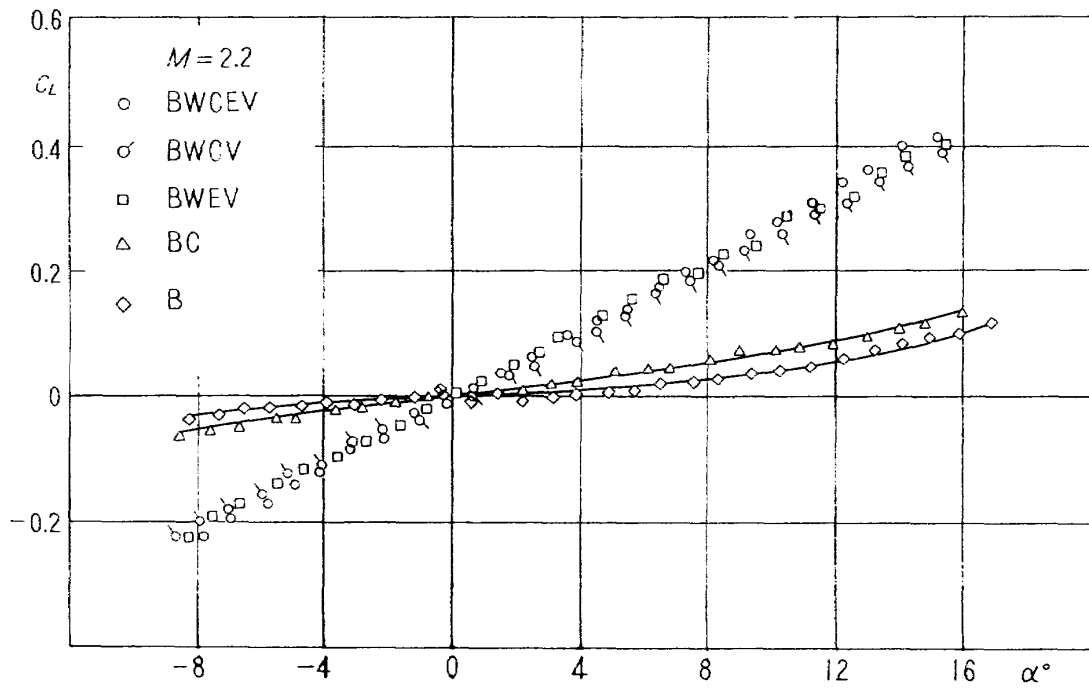


図5(c) 各形態%  $\beta=0^\circ$  における  $C_L \sim \alpha$

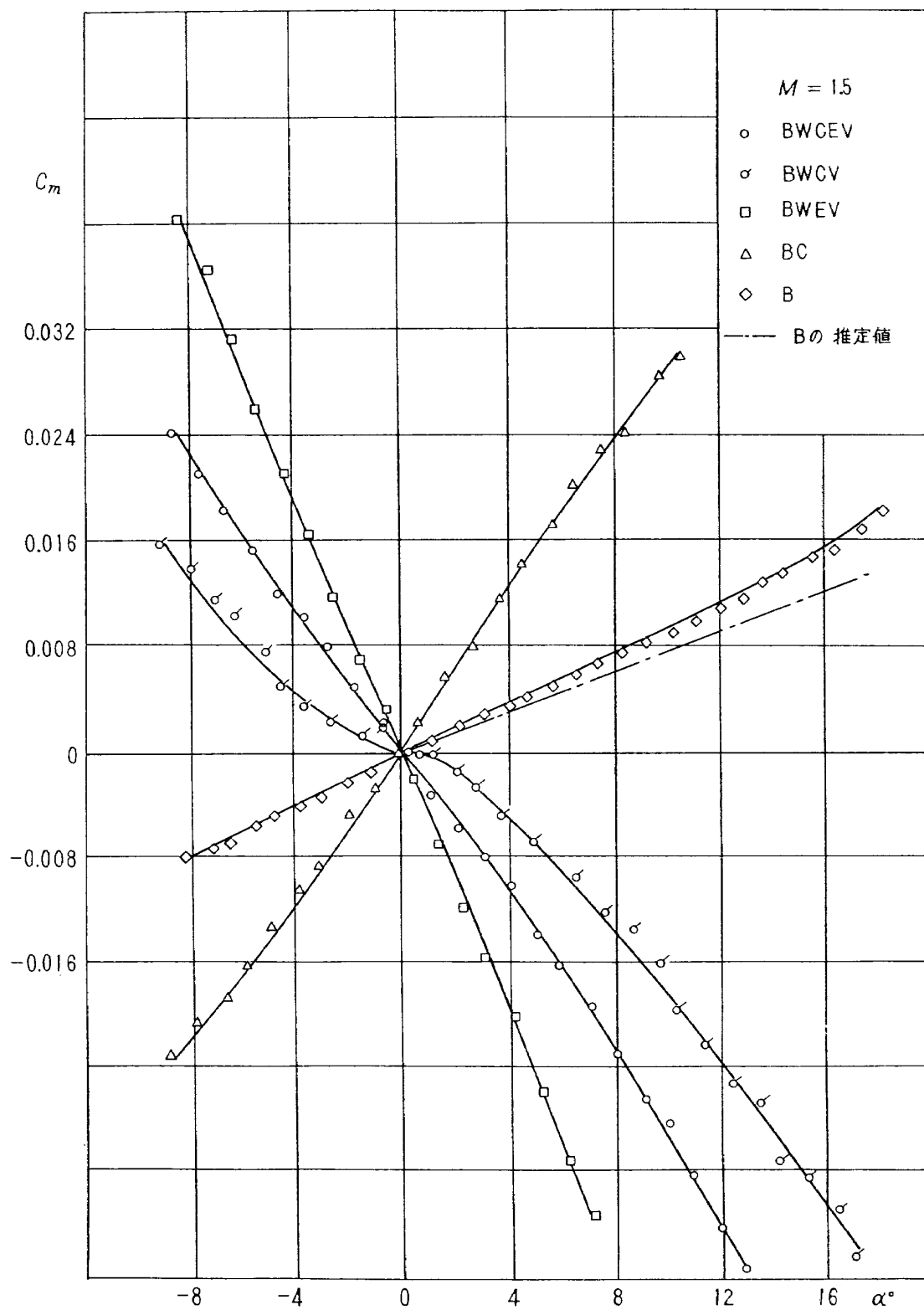


図6(a) 各形態の  $\beta=0^\circ$  における  $C_m \sim \alpha$



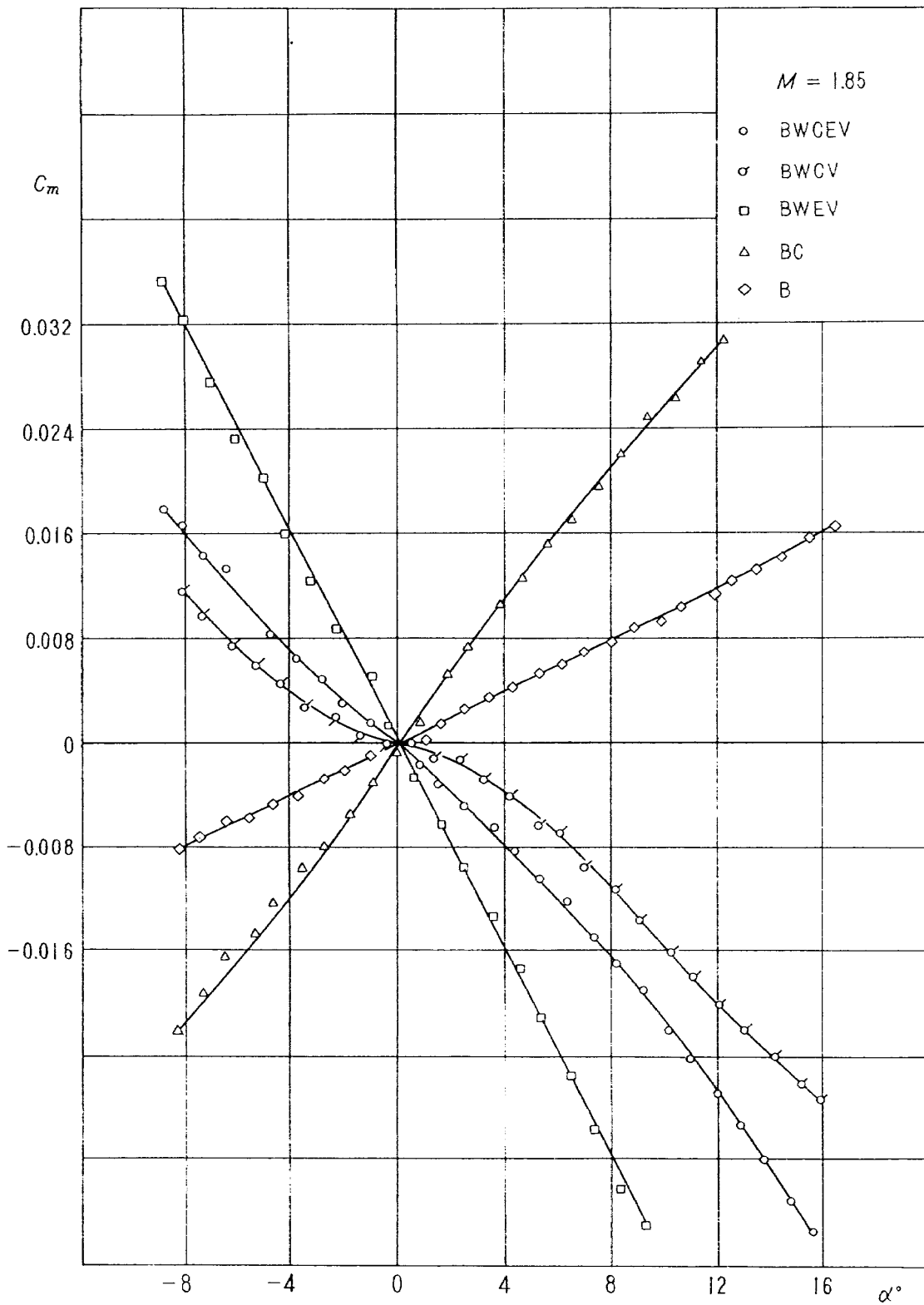


図6(b) 各形態の  $\beta=0^\circ$  における  $C_m \sim \alpha$

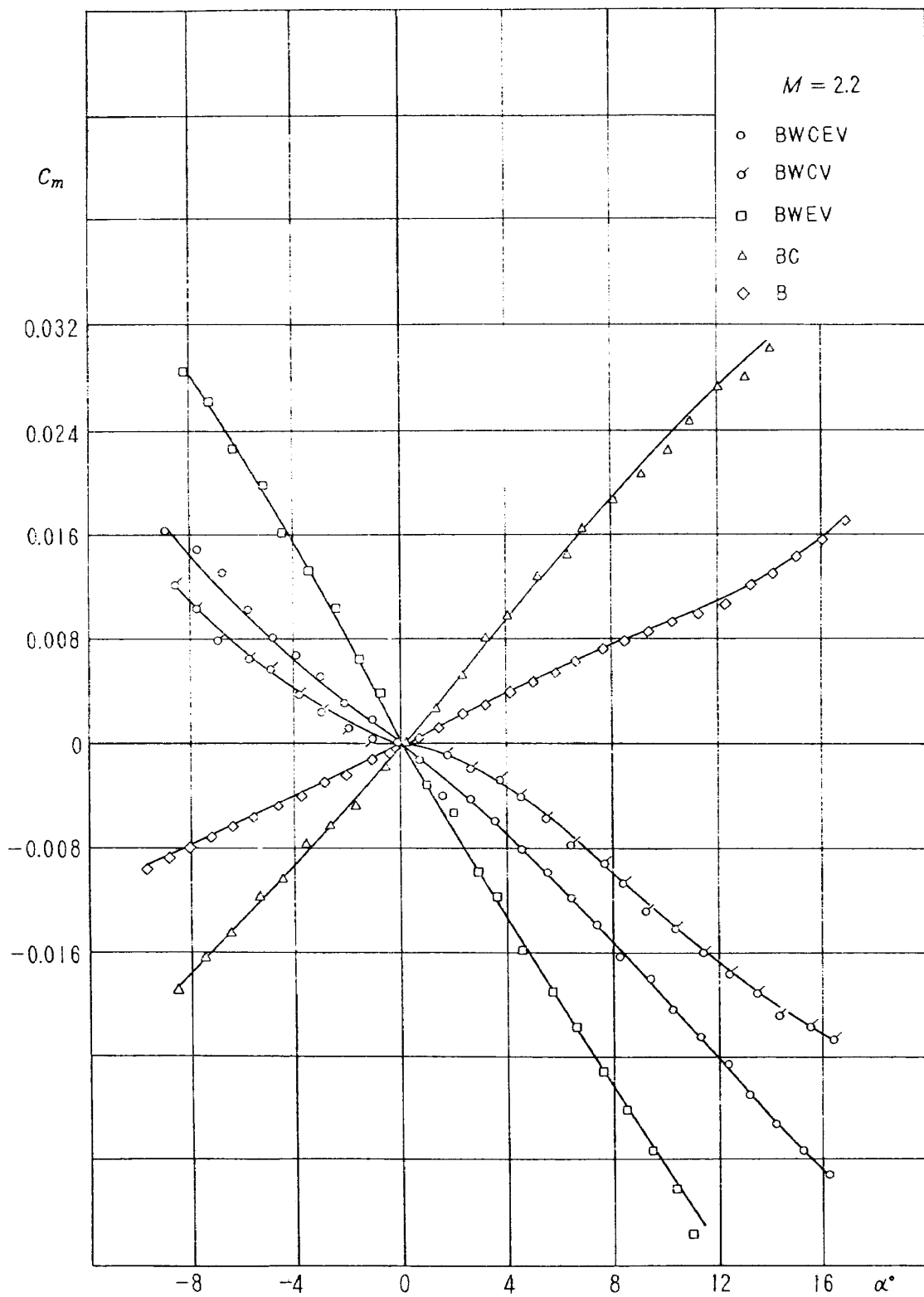


図6(c) 各形態の  $\beta=0^\circ$  における  $C_m \sim \alpha$

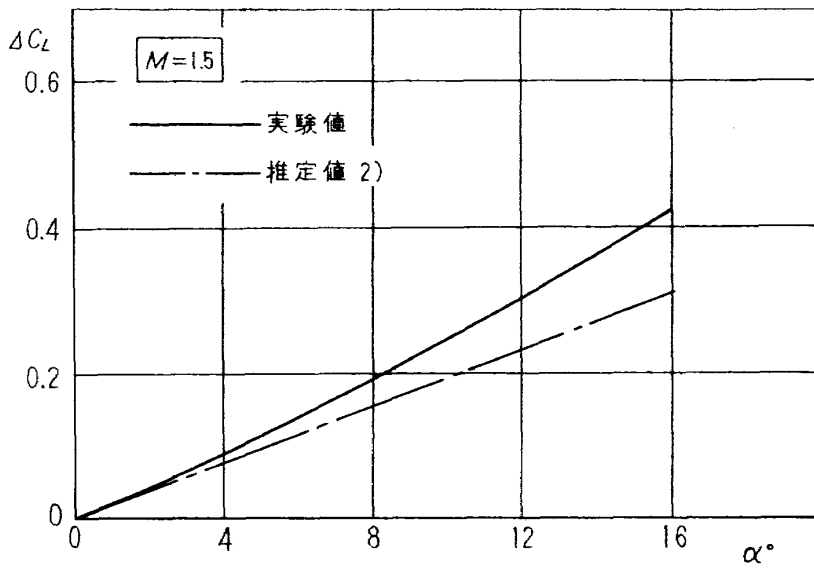


図7(a) 翼による寄与  $\Delta C_L \sim \alpha$

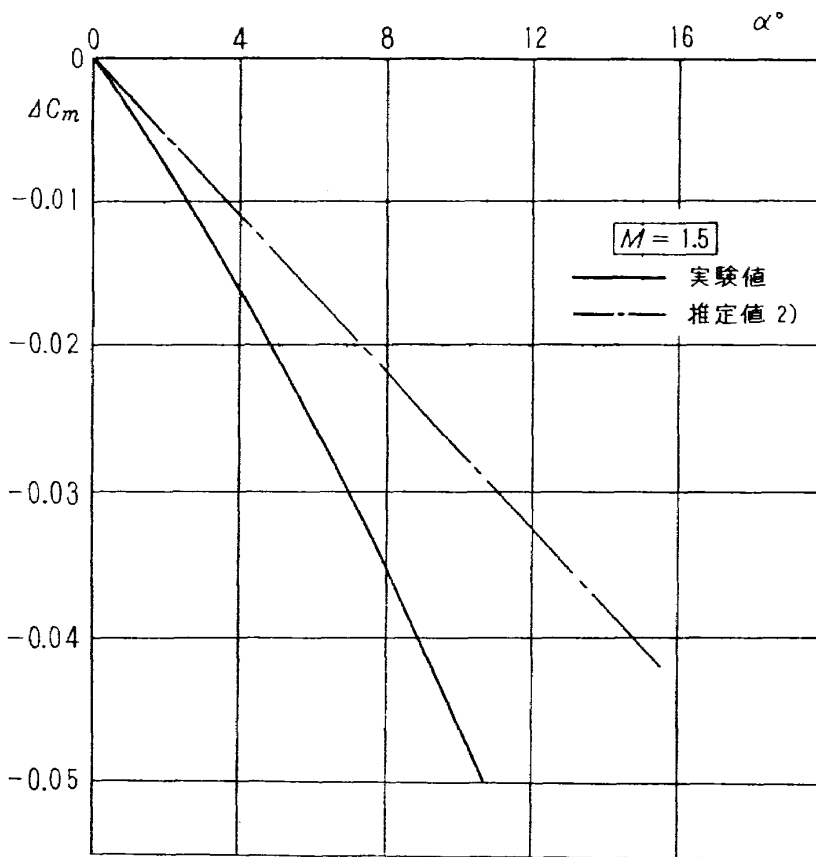
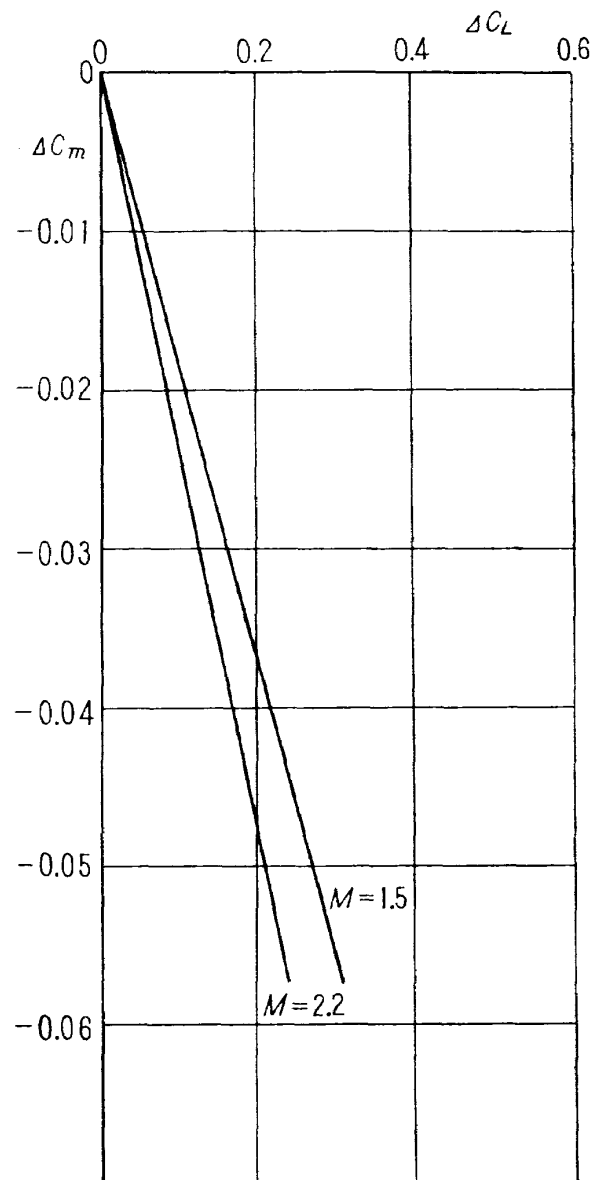


図7(b) 翼による寄与  $\Delta C_m \sim \alpha$

図7(c) 翼による寄与  $\Delta C_m \sim \Delta C_L$

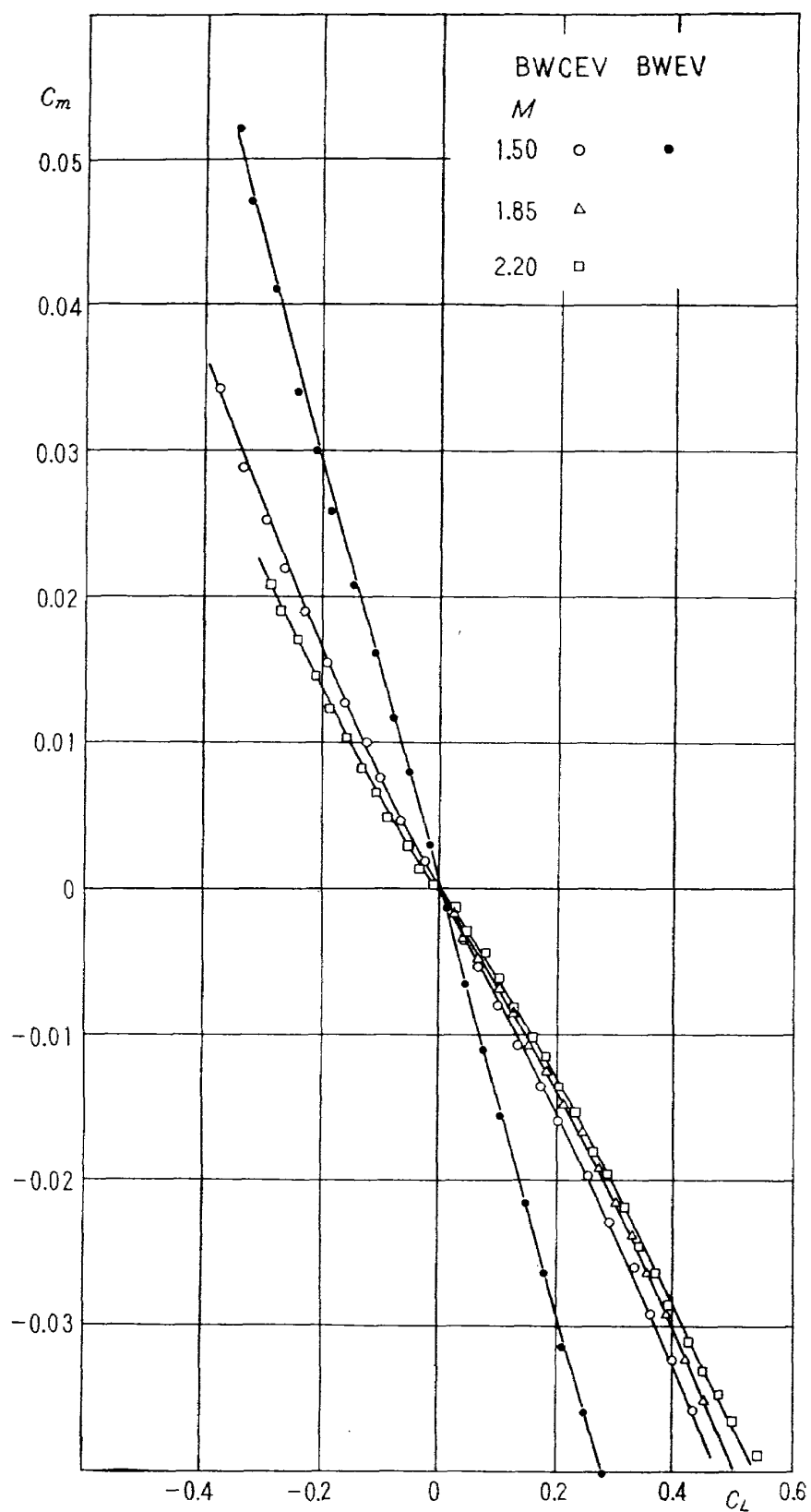


図8 全機，前翼なし模型の  $C_m \sim C_L$

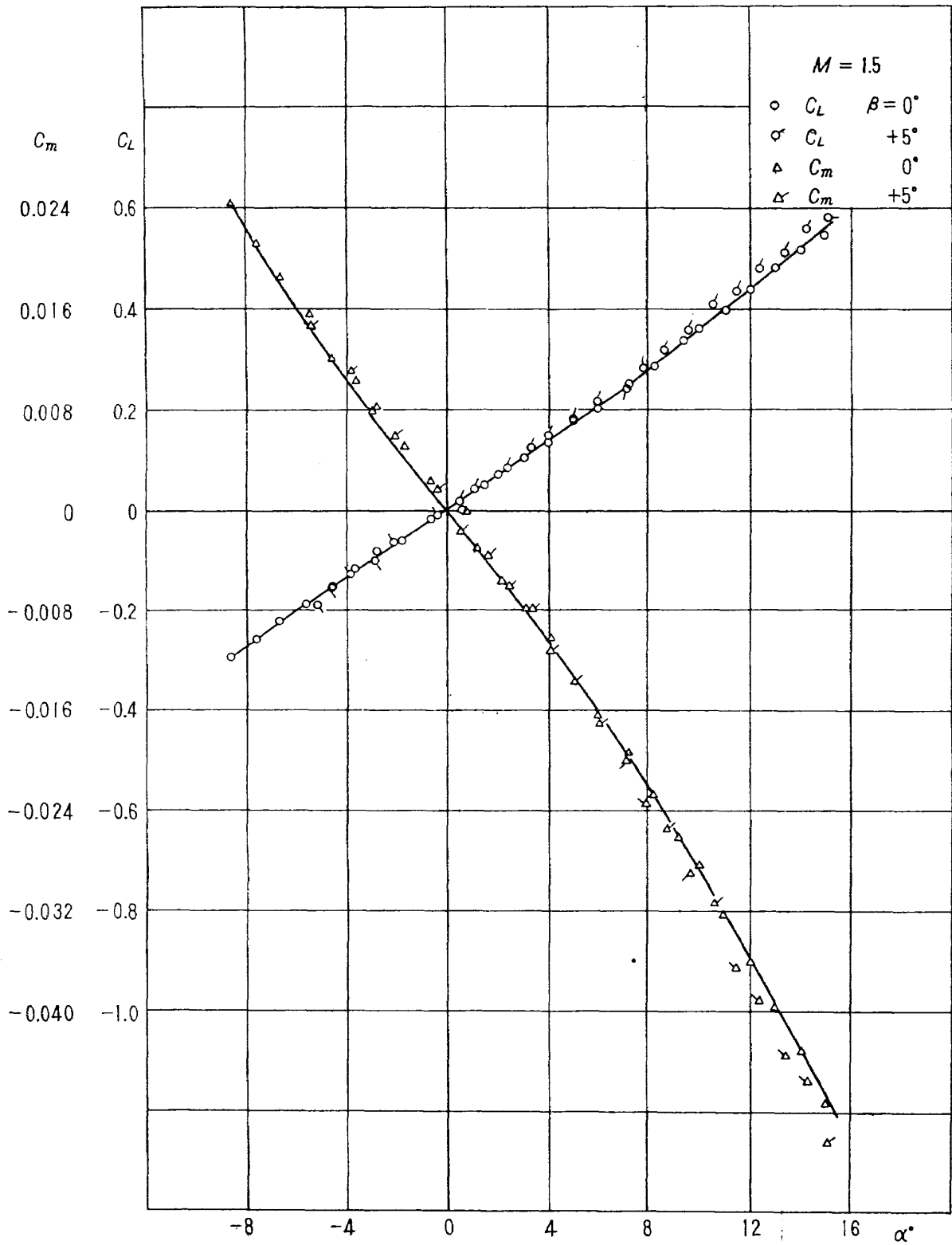


図9(a) 全機模型における  $\beta$  の影響,  $C_L \sim \alpha$ ,  $C_m \sim \alpha$

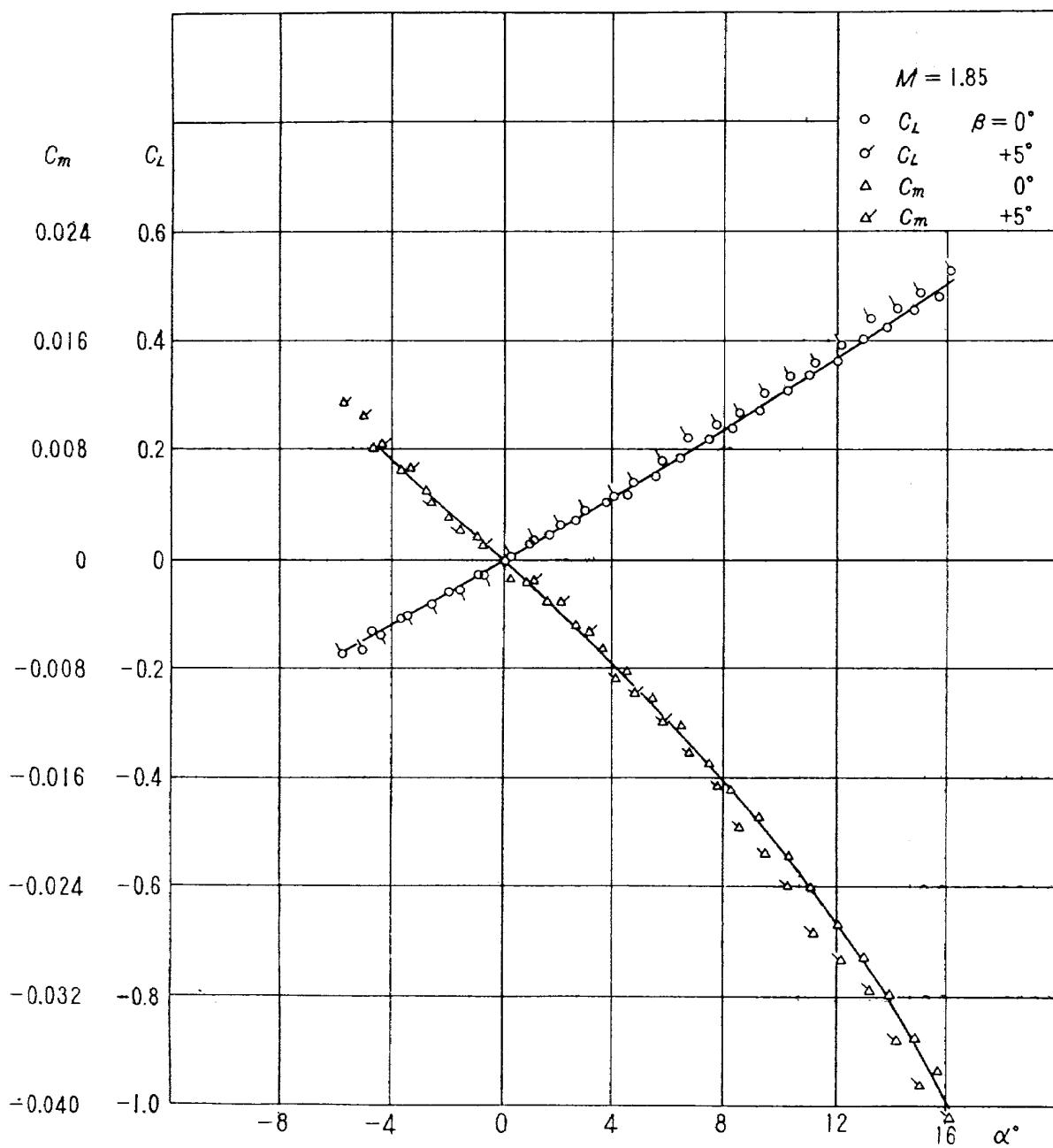


図9(b) 全機模型における  $\beta$  の影響,  $C_L \sim \alpha$ ,  $C_m \sim \alpha$

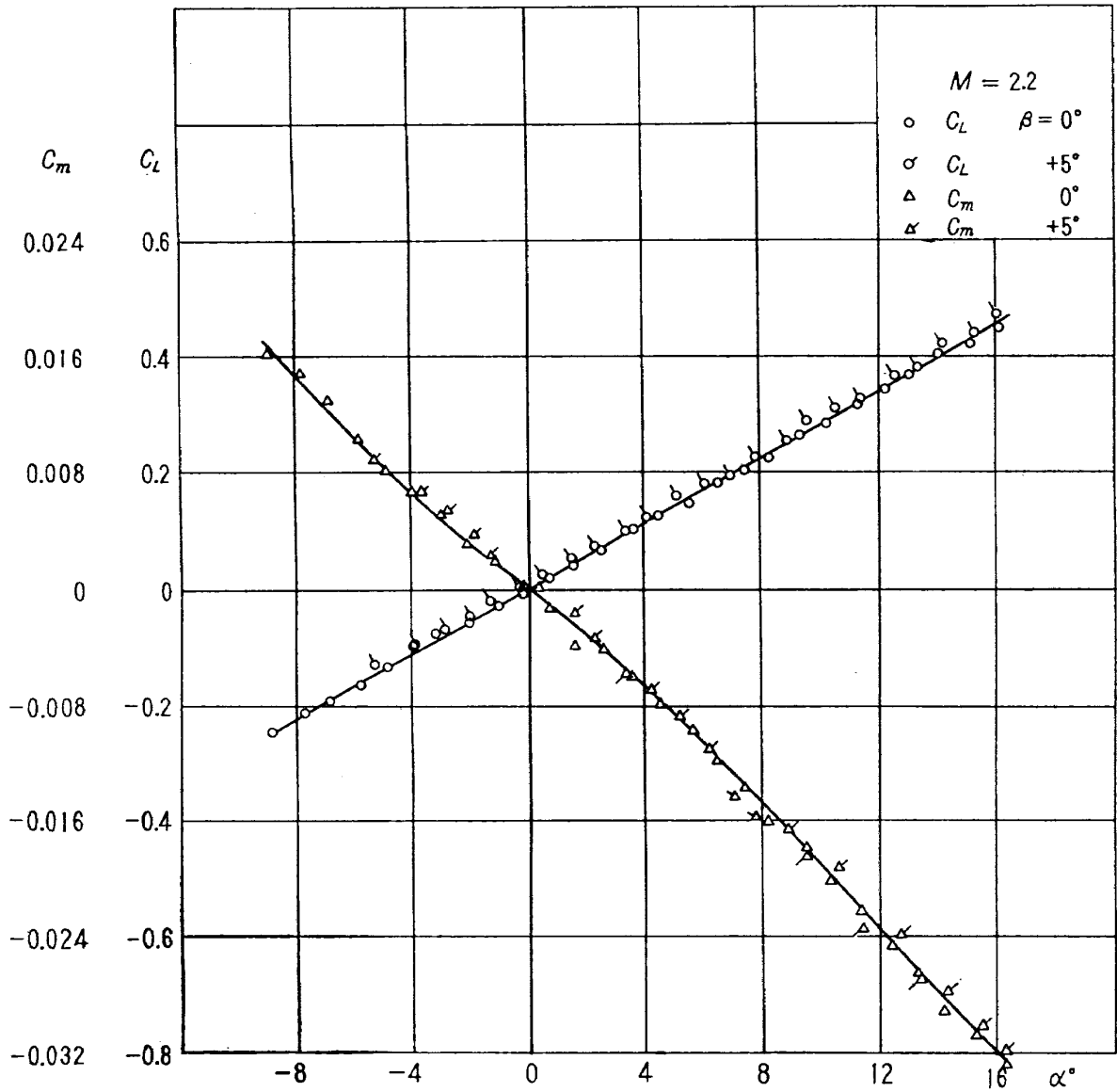


図9(c) 全機模型における  $\beta$  の影響,  $C_L \sim \alpha$ ,  $C_m \sim \alpha$



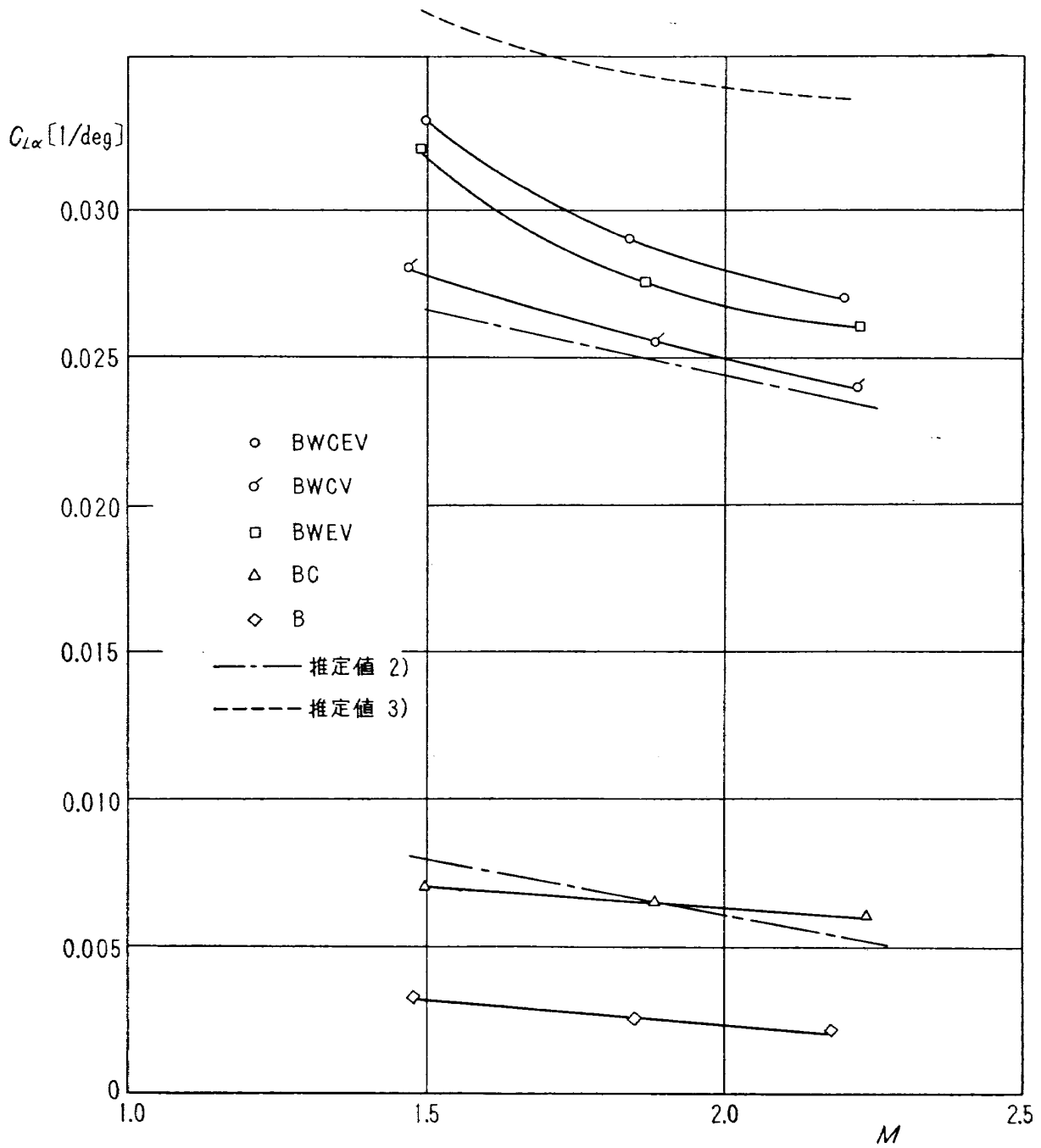


図 10 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における  $C_{L\alpha} \sim M$

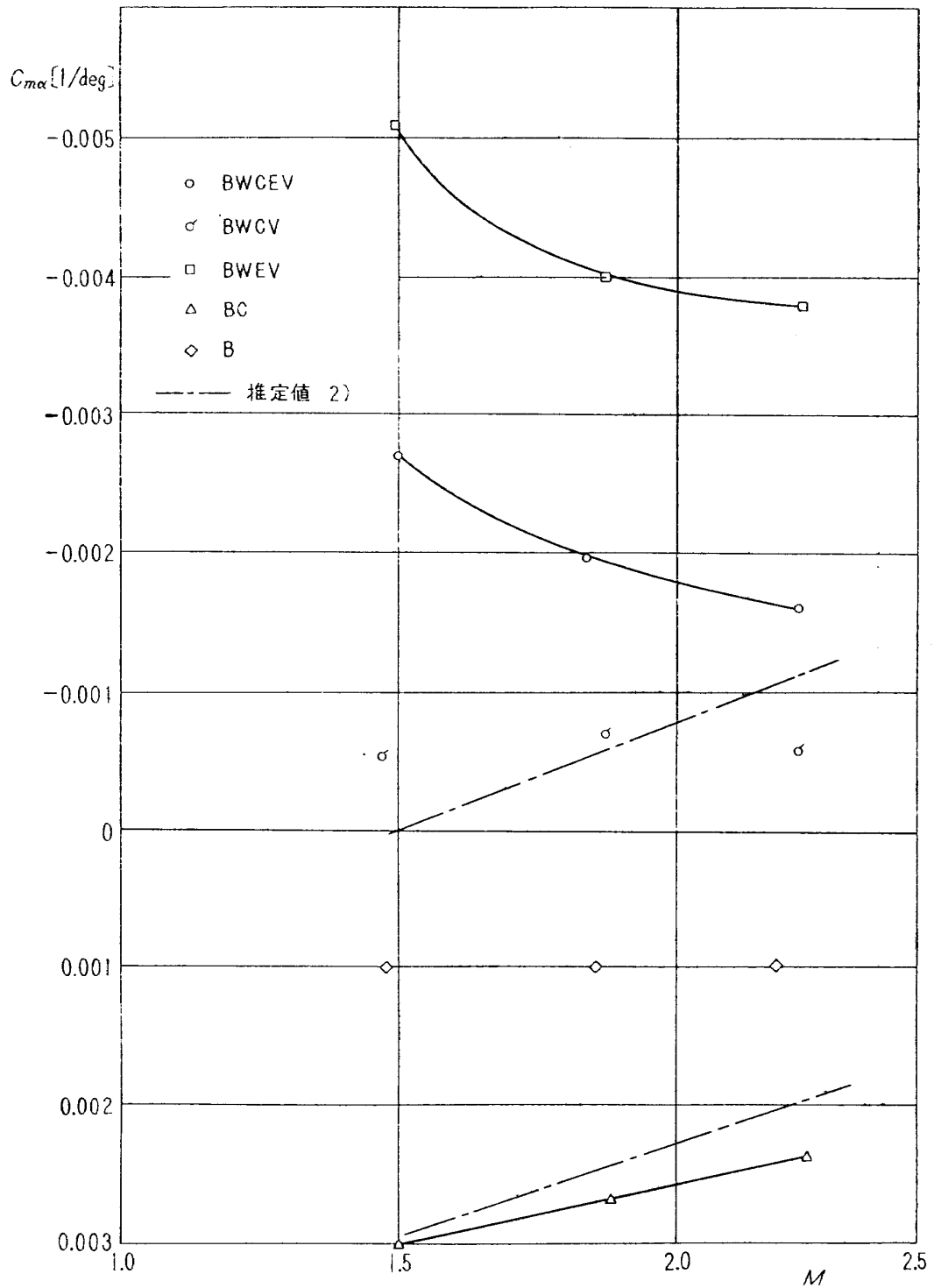


図 11 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における  $C_{m\alpha} \sim M$

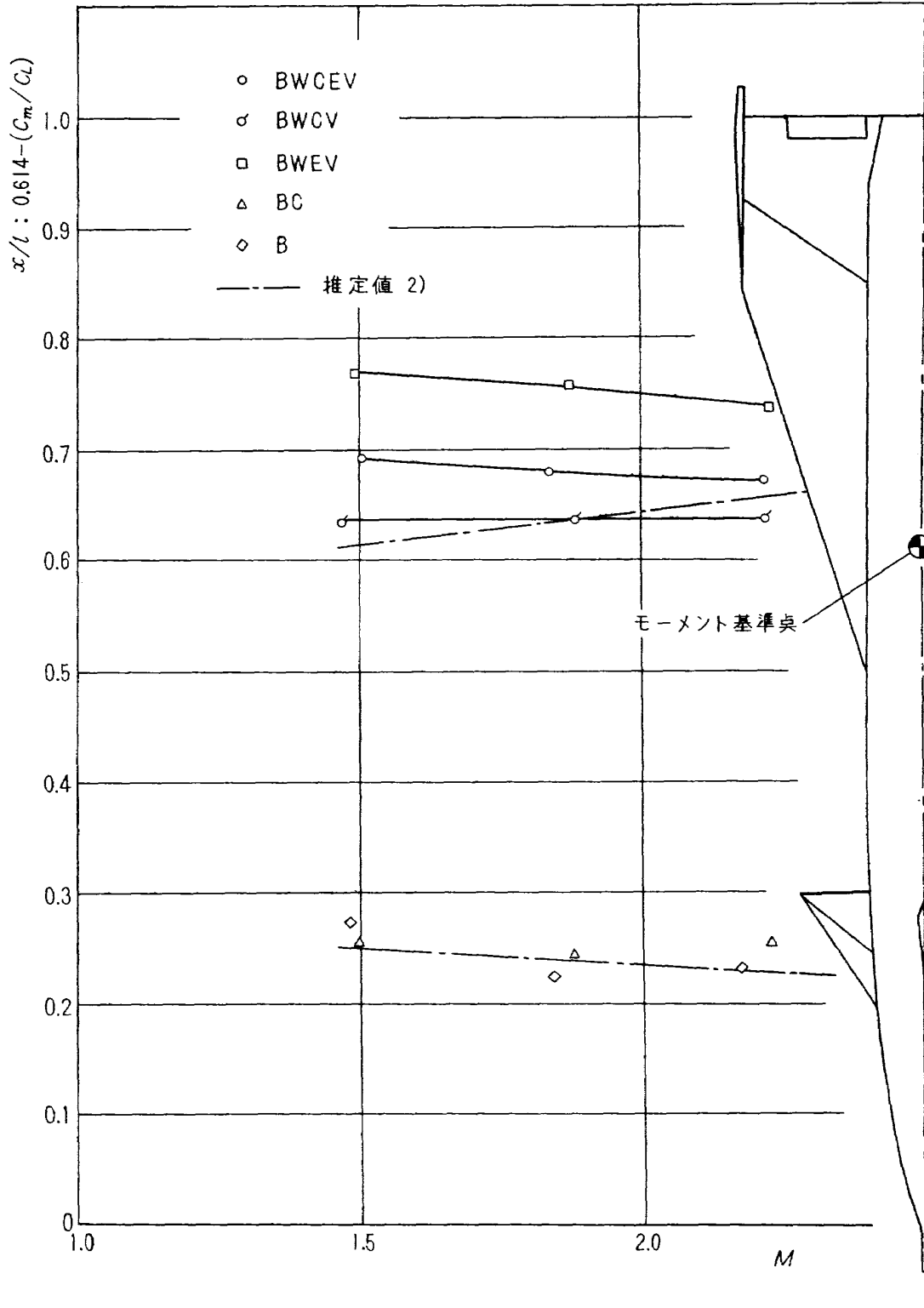


図 12 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における圧力中心位置

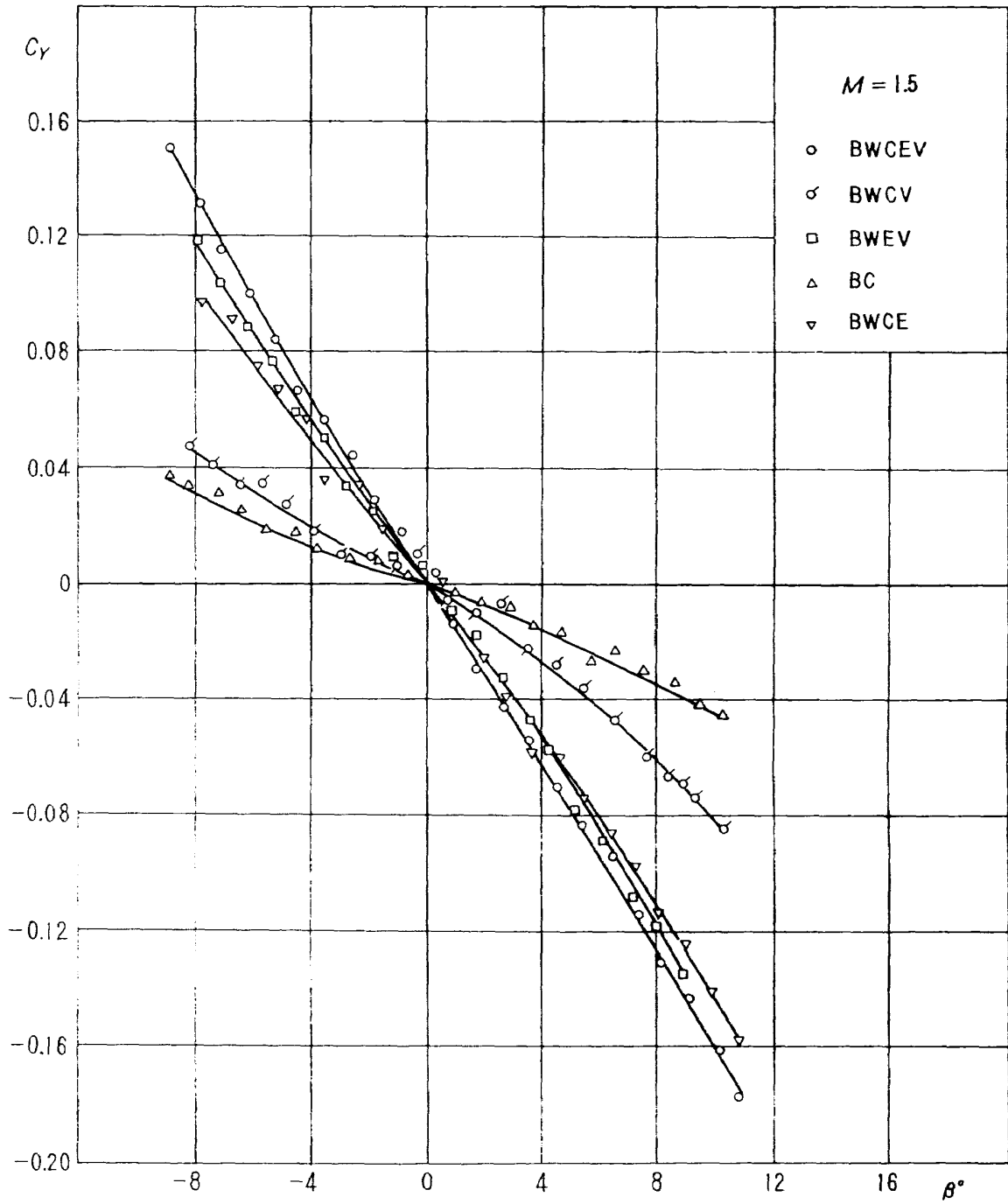


図 13(a) 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における  $C_Y \sim \beta$

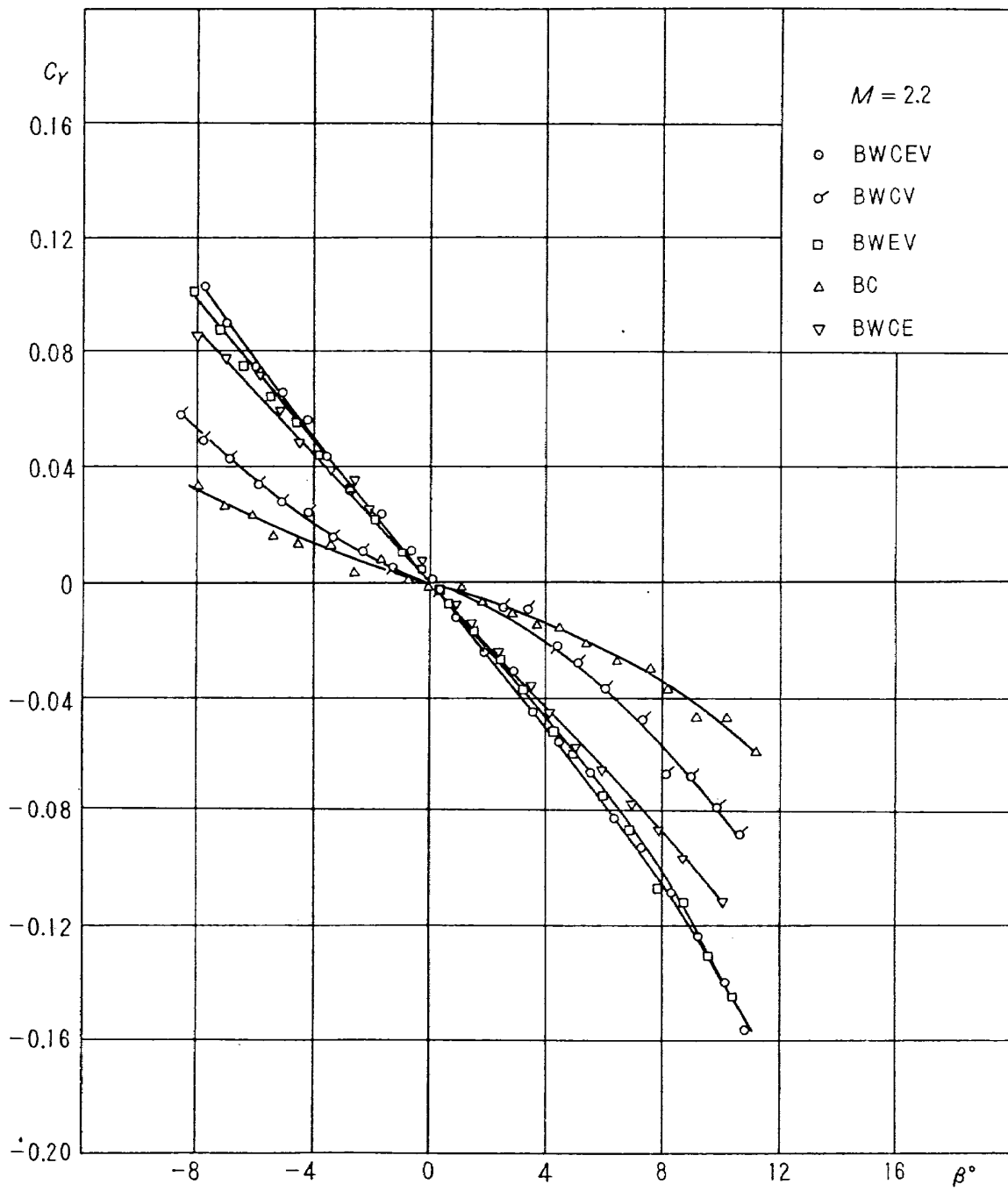


図 13(b) 各形態の  $\alpha = 0^\circ$  における  $C_r \sim \beta$

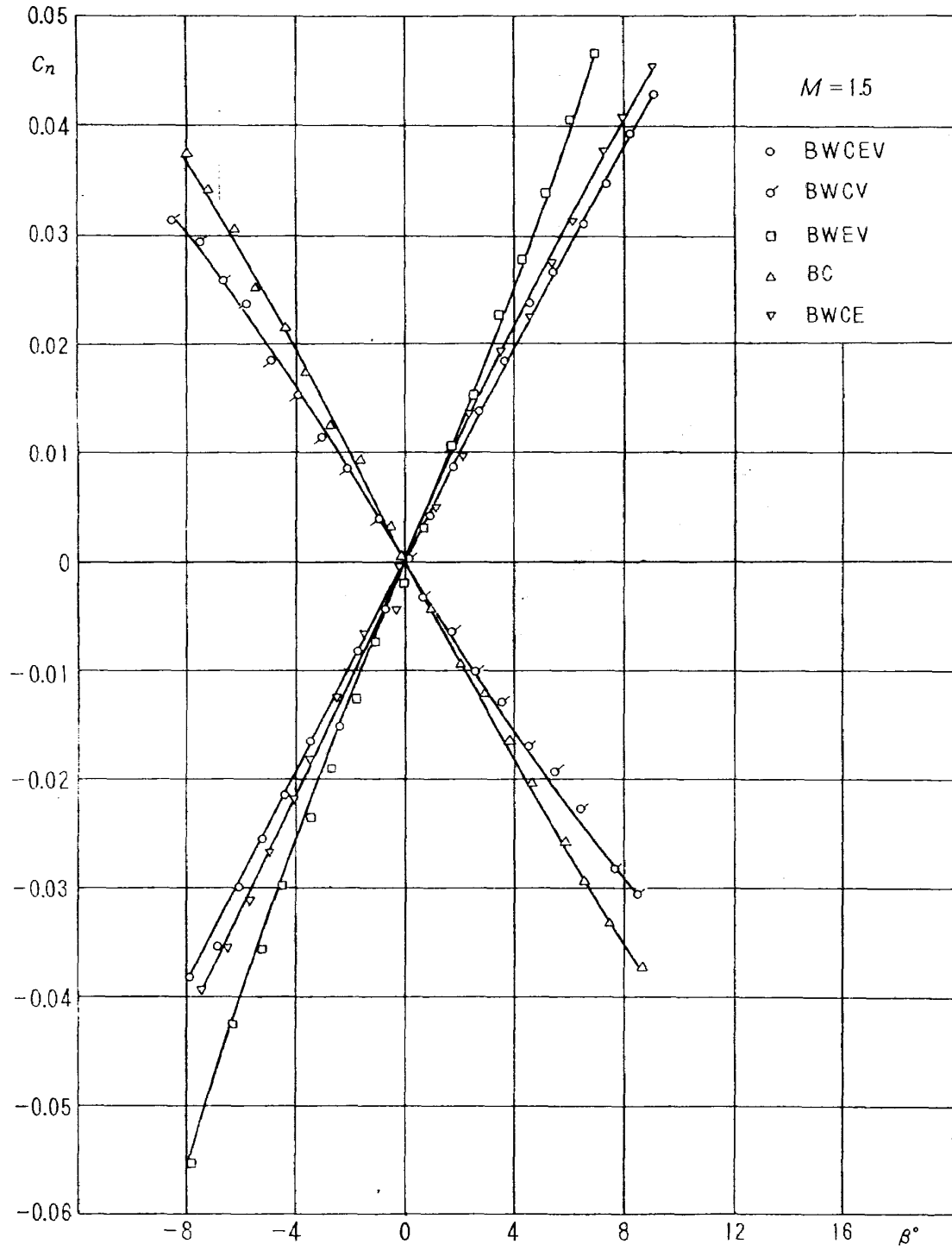


図 14(a) 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における  $C_n \sim \beta$

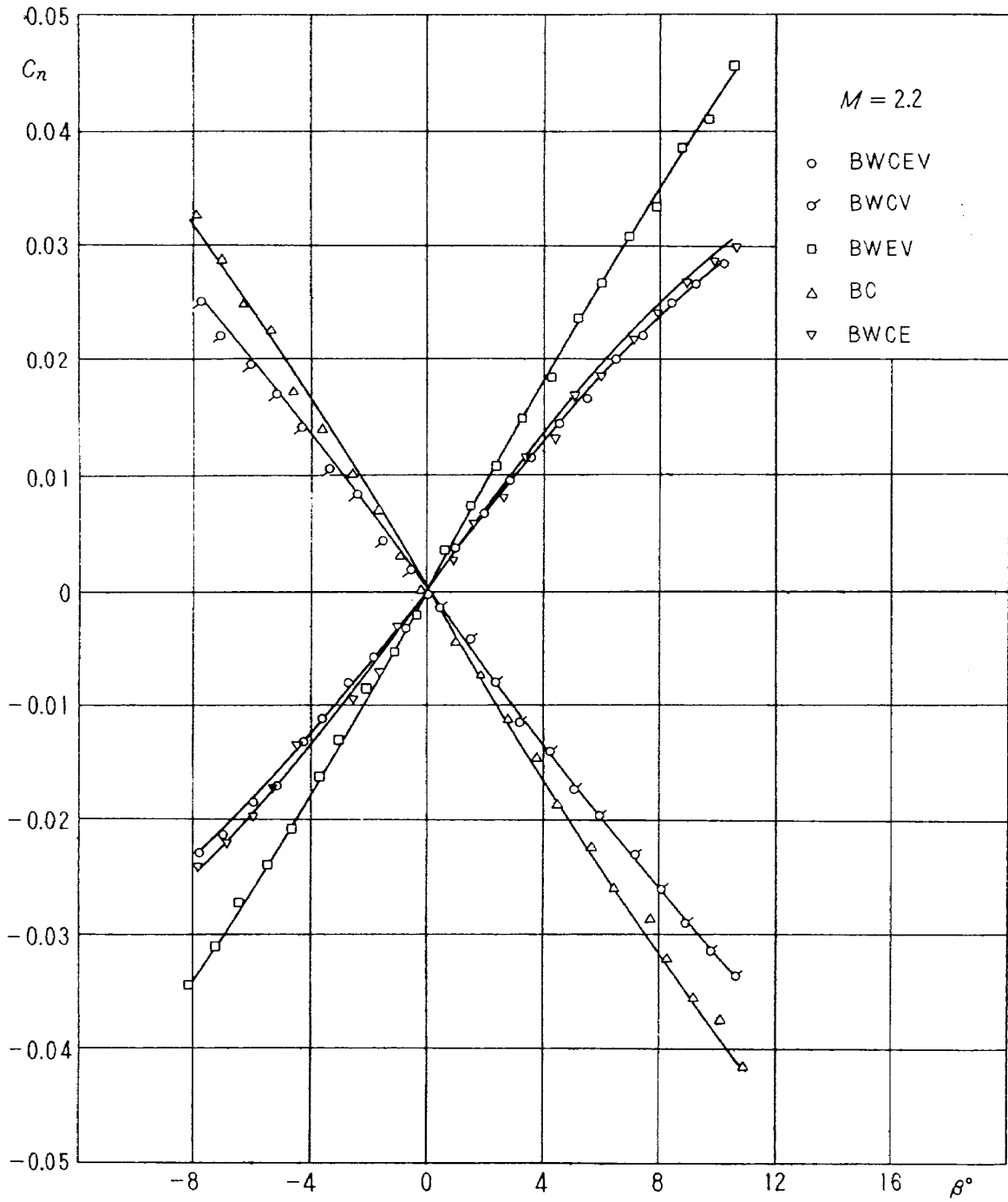


図 14(b) 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における  $C_n \sim \beta$

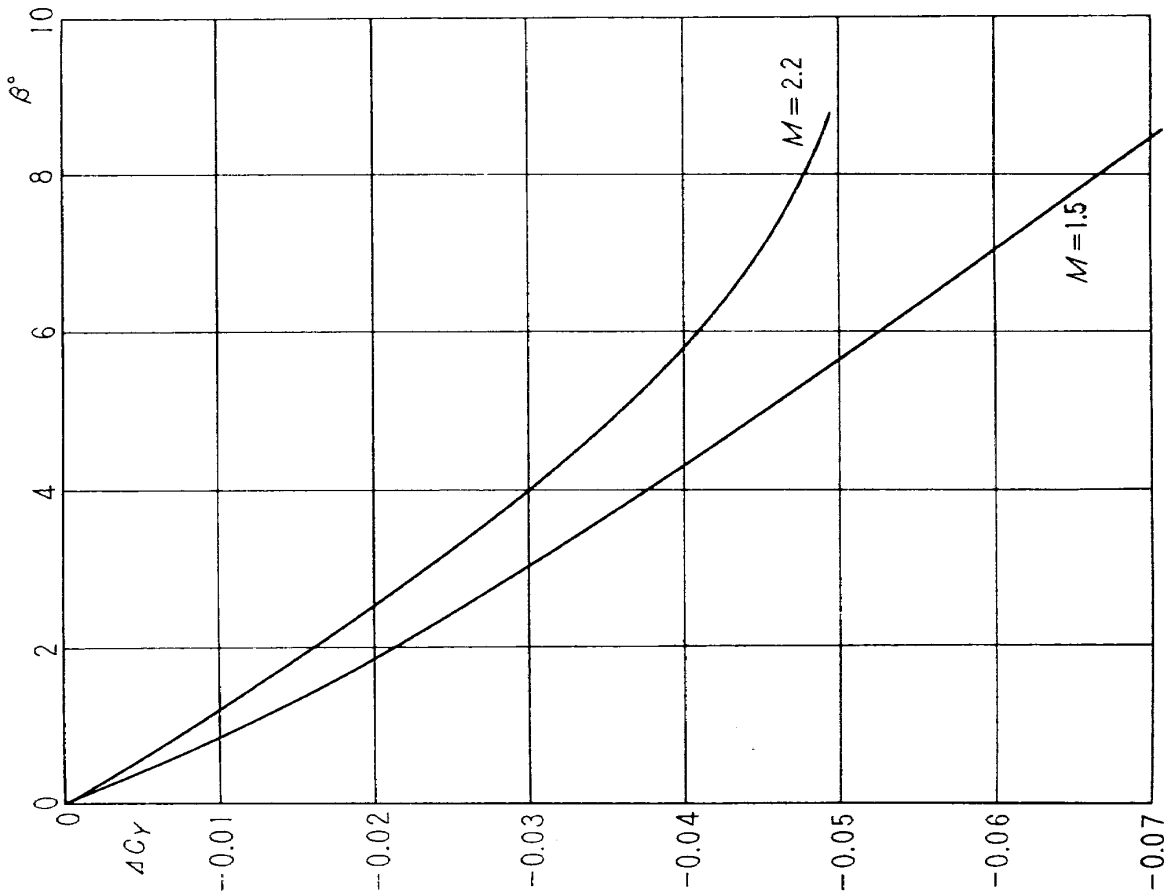


図 17  $\alpha=0^\circ$  における“E”の寄与  
 $\Delta C_y$  derived “E” =  $\Delta C_y \cdot BWCEV - C_y \cdot BWCV$

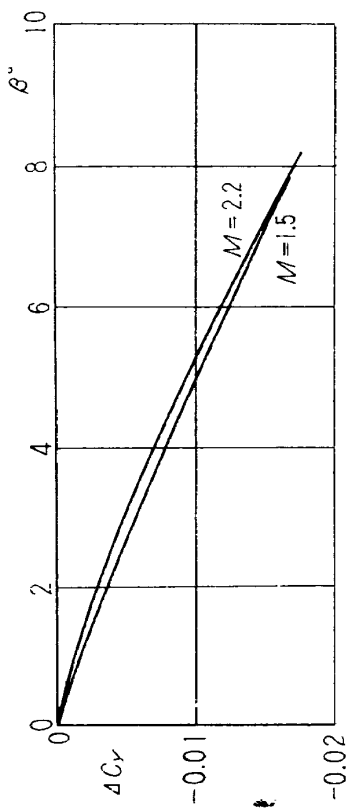


図 15  $\alpha=0^\circ$  における“V”の寄与  
 $\Delta C_y$  derived “V” =  $C_y \cdot BWCEV - C_y \cdot BWCE$

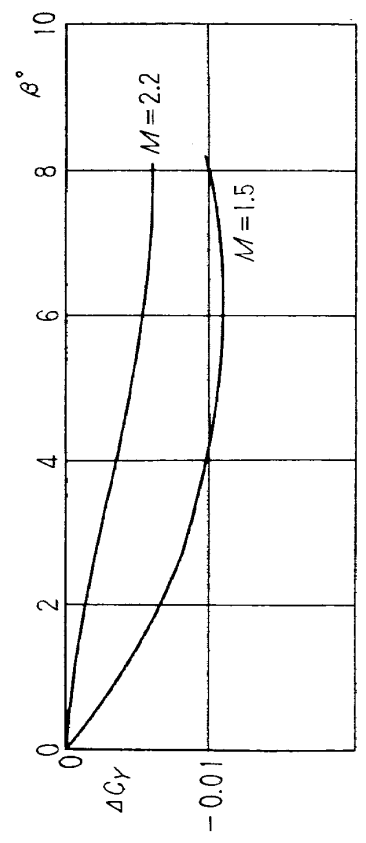


図 16  $\alpha=0^\circ$  における“C”の寄与  
 $\Delta C_y$  derived “C” =  $C_y \cdot BWCEV - C_y \cdot BWCE$



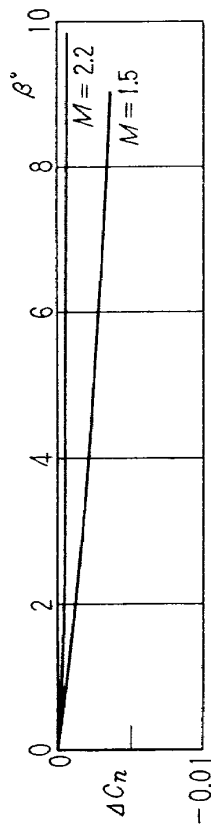


図 18  $\alpha=0^\circ$  における“V”の寄与  
 $\Delta C_n$  derived “V” =  $C_n \cdot BWCEV - C_n \cdot BWCE$

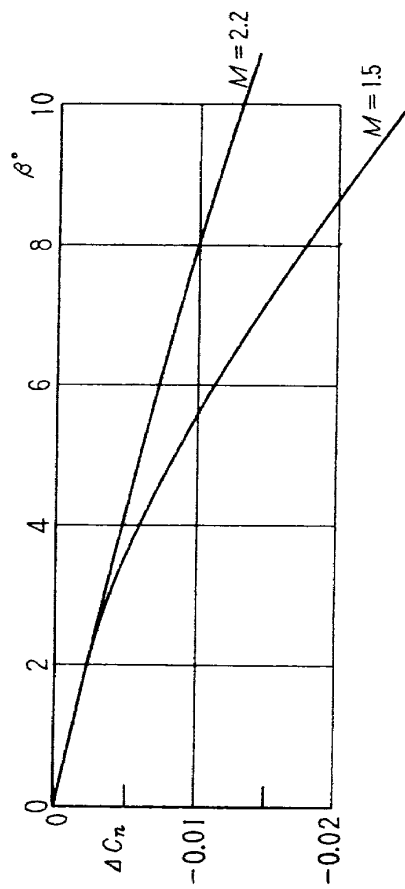


図 19  $\alpha=0^\circ$  における“C”の寄与  
 $\Delta C_n$  derived “E” =  $C_n \cdot BWCEV - C_n \cdot BWCV$

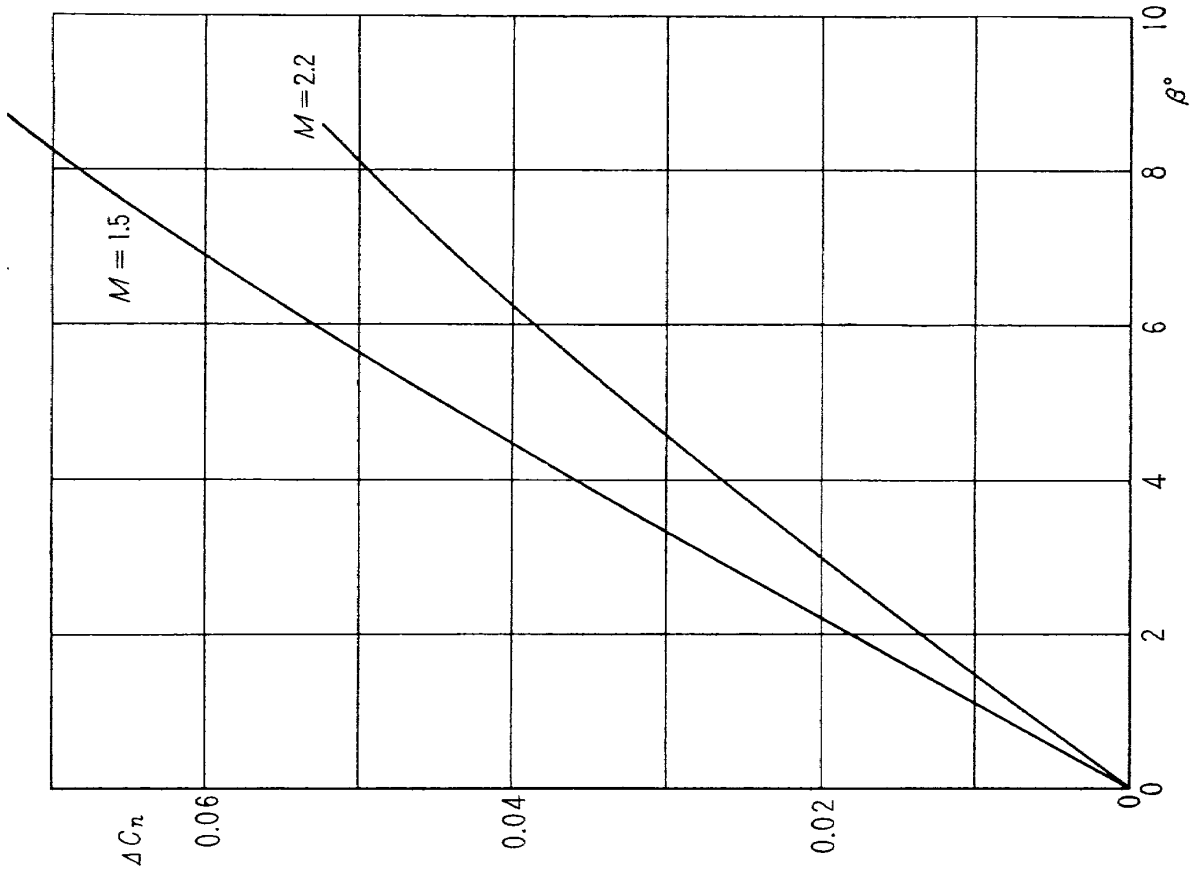


図 20  $\alpha=0^\circ$  における“E”の寄与  
 $\Delta C_n$  derived “E” =  $C_n \cdot BWCEV - C_n \cdot BWCV$

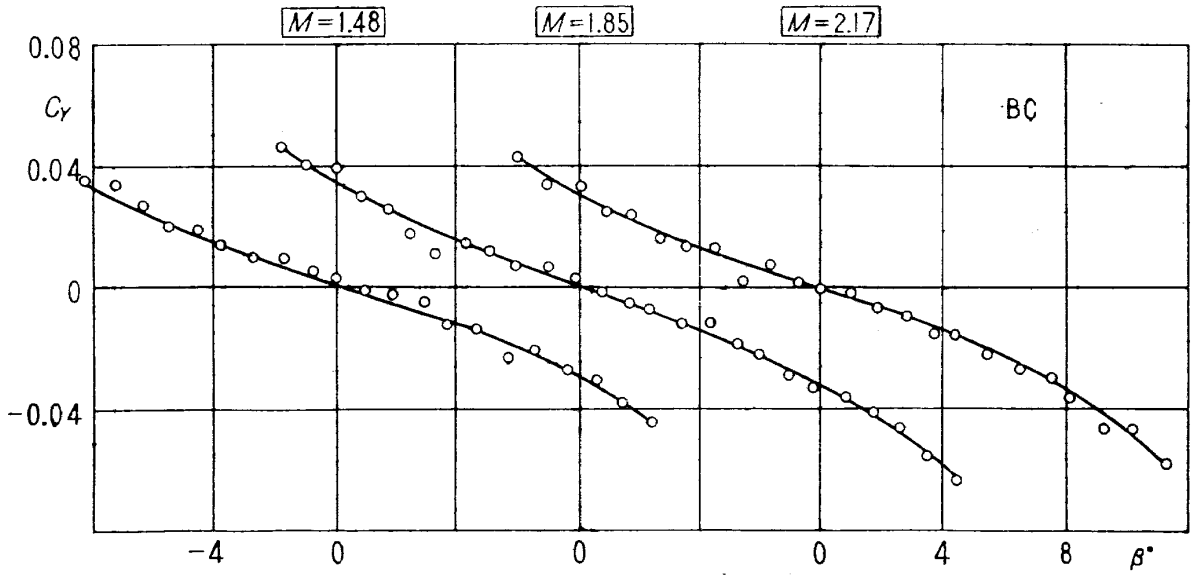


図 21 BC の  $C_y \sim \beta$

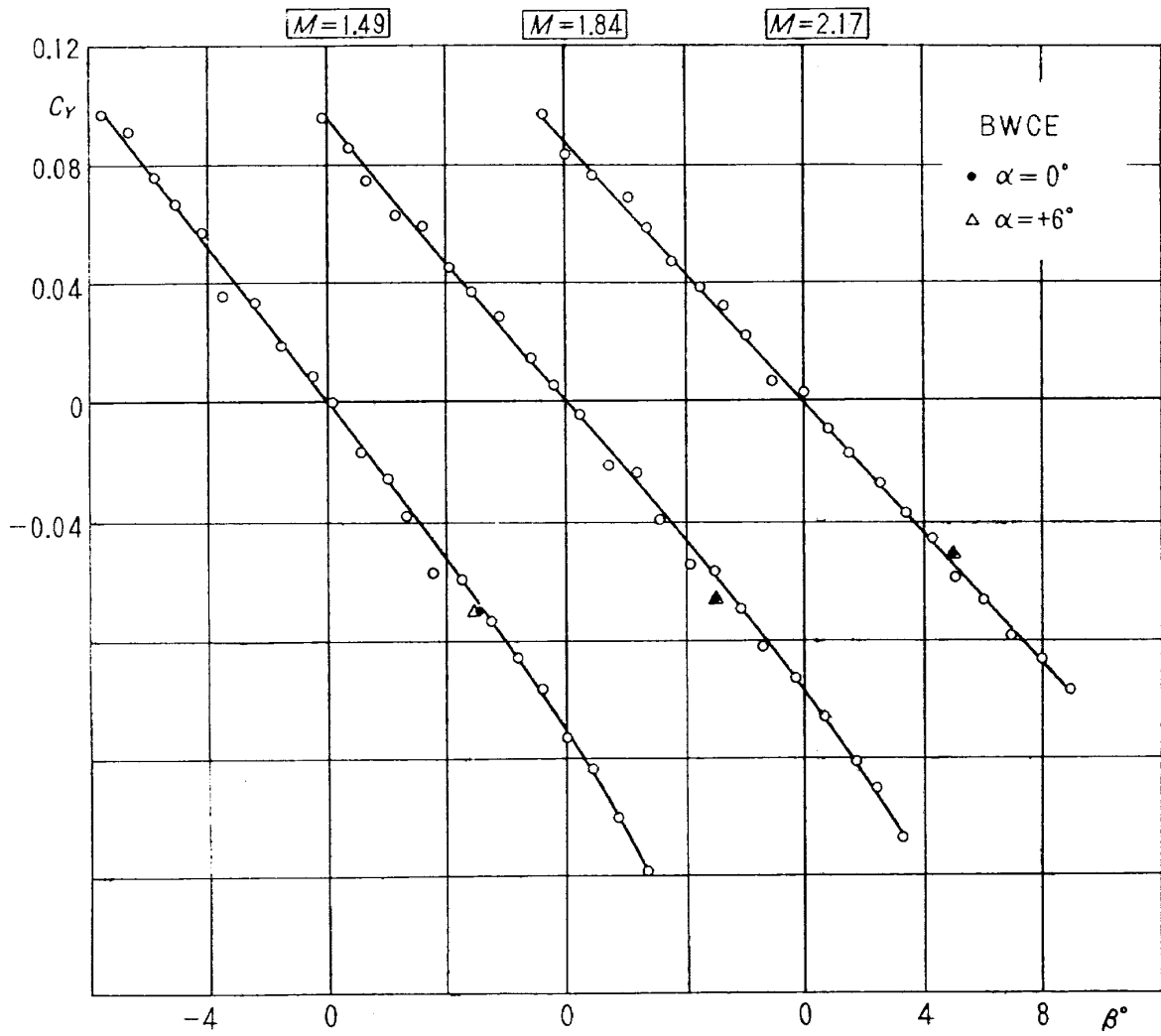


図 22 BWCE の  $C_r \sim \beta$

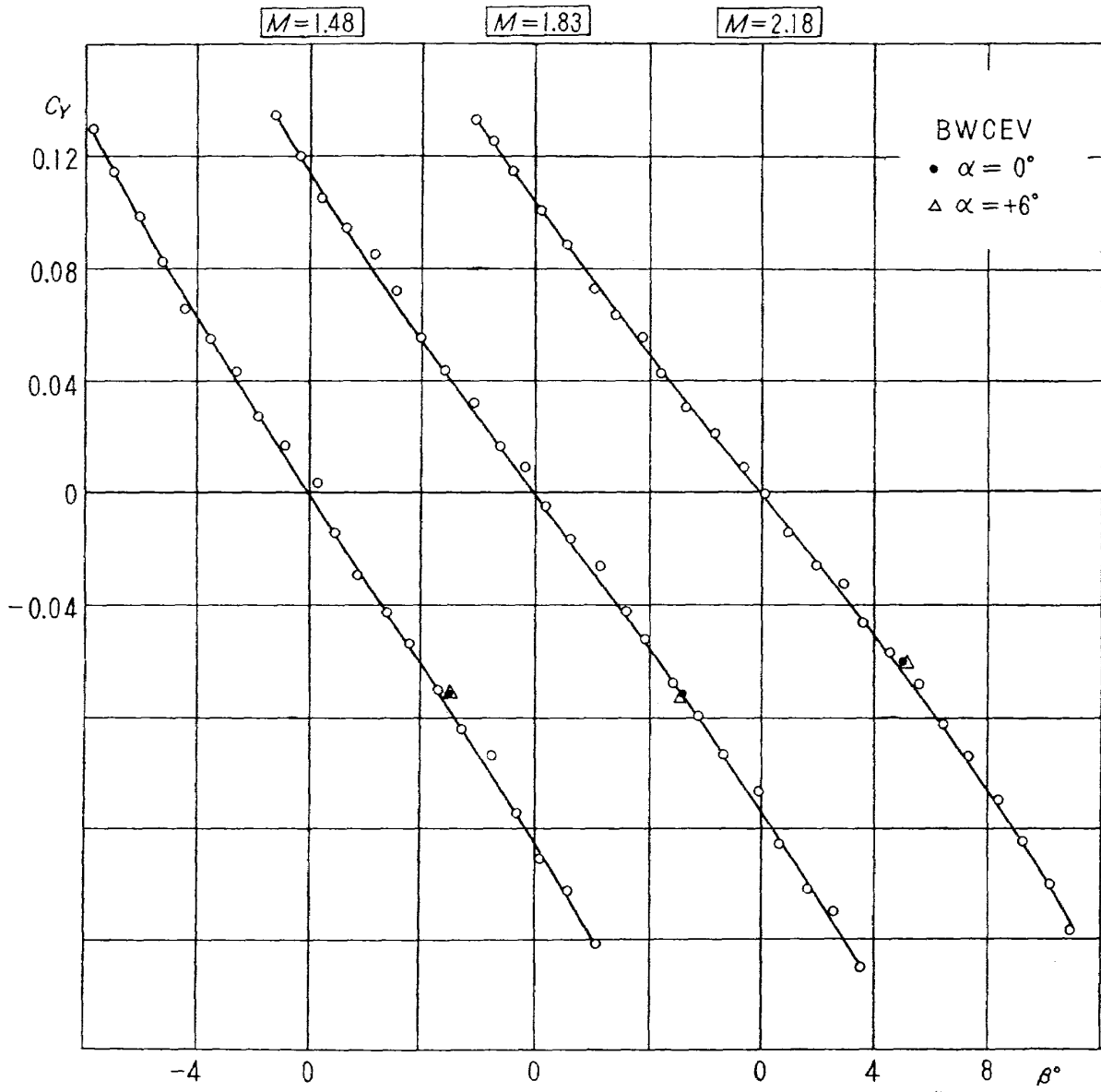


図 23. BWCEV の  $C_y \sim \beta$

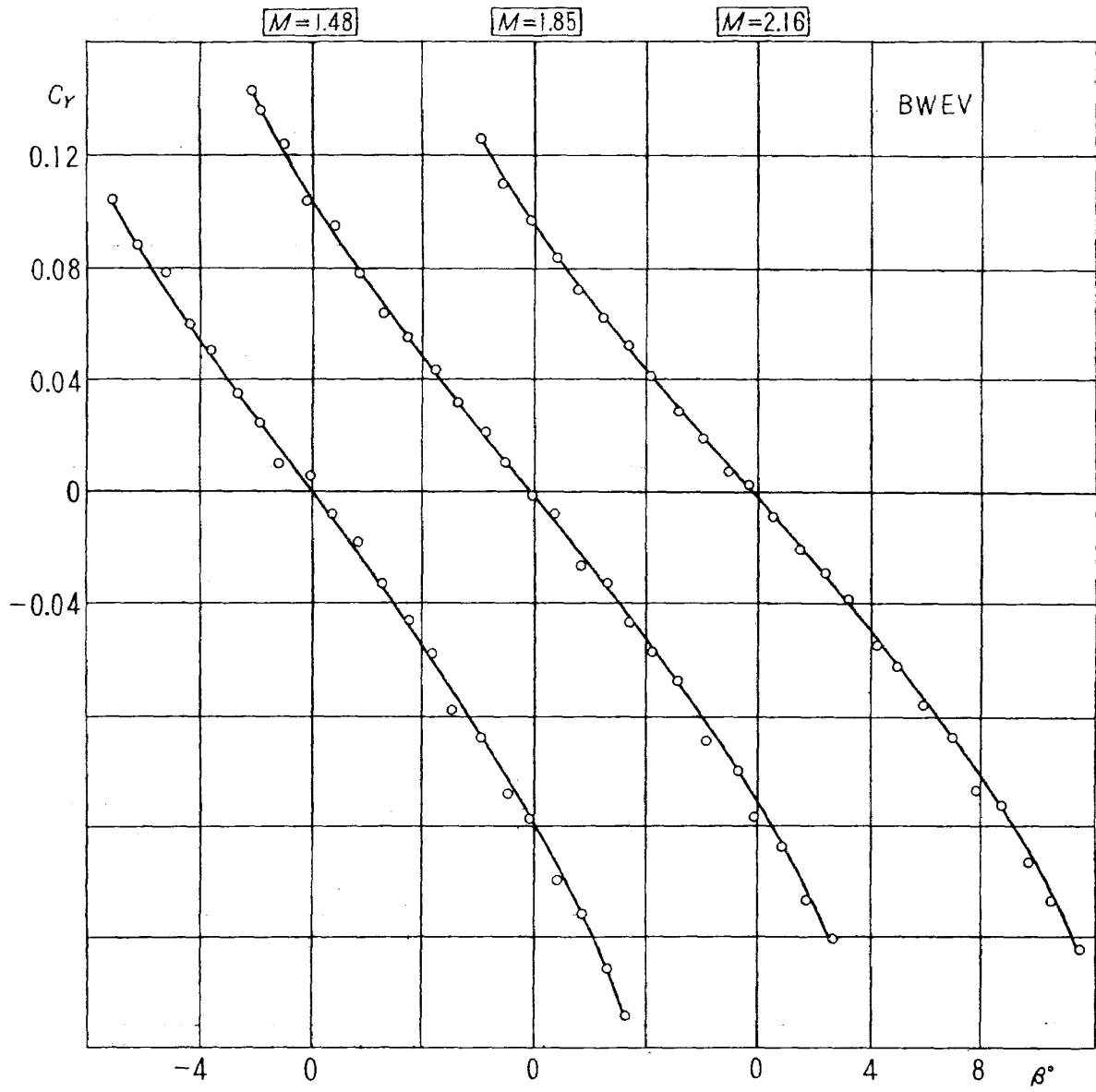


図 24 BWEV の  $C_r \sim \beta$

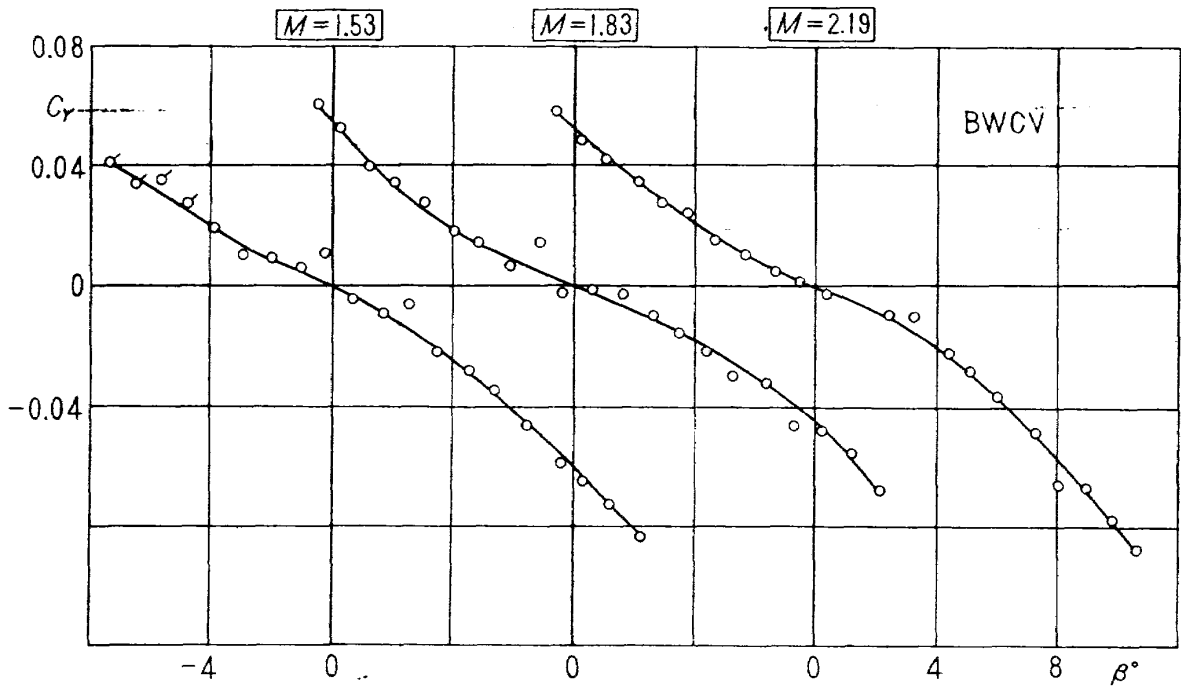


図 25 BWCV の  $C_r \sim \beta$

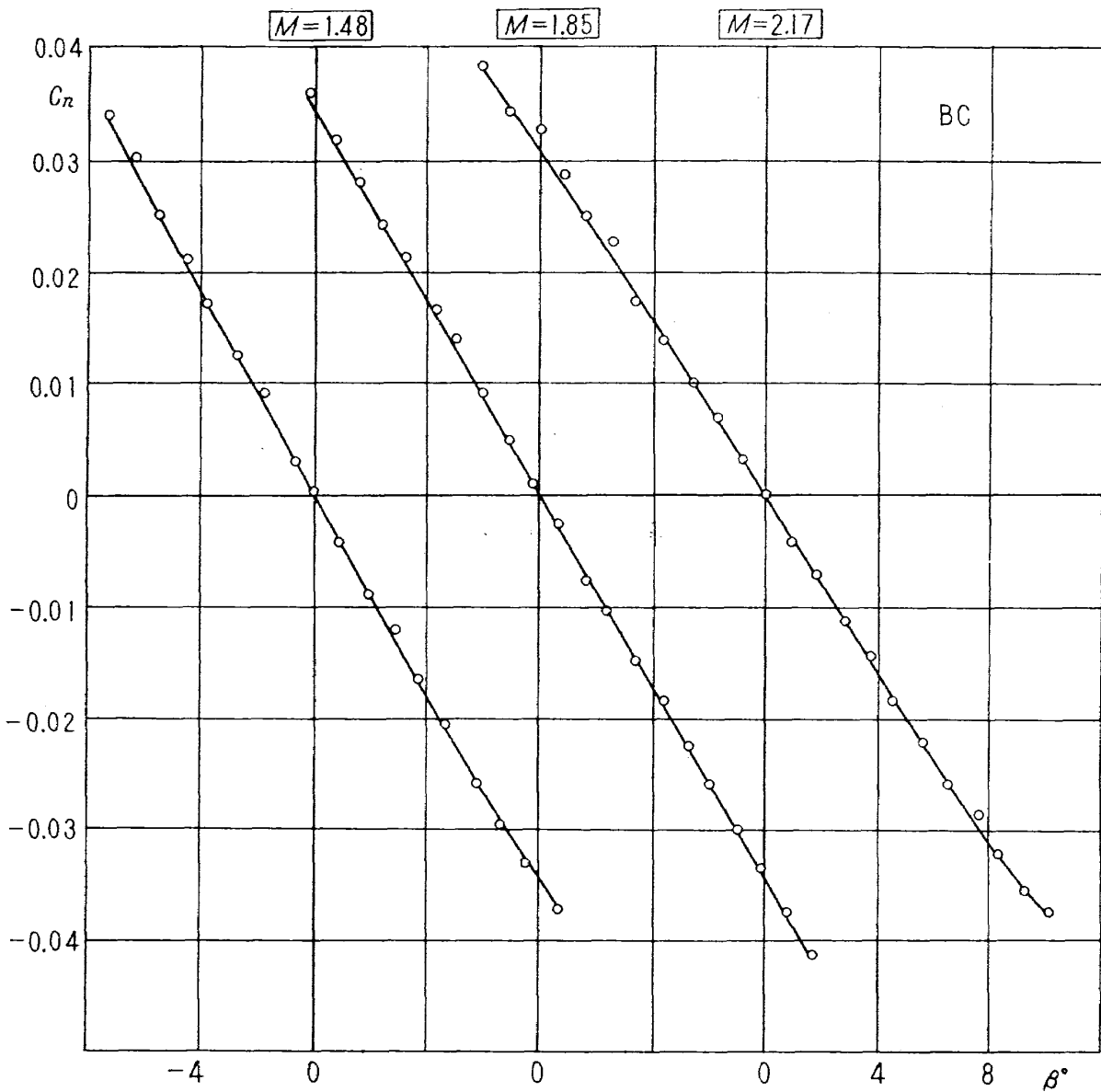


図 26 BC の  $C_n \sim \beta$

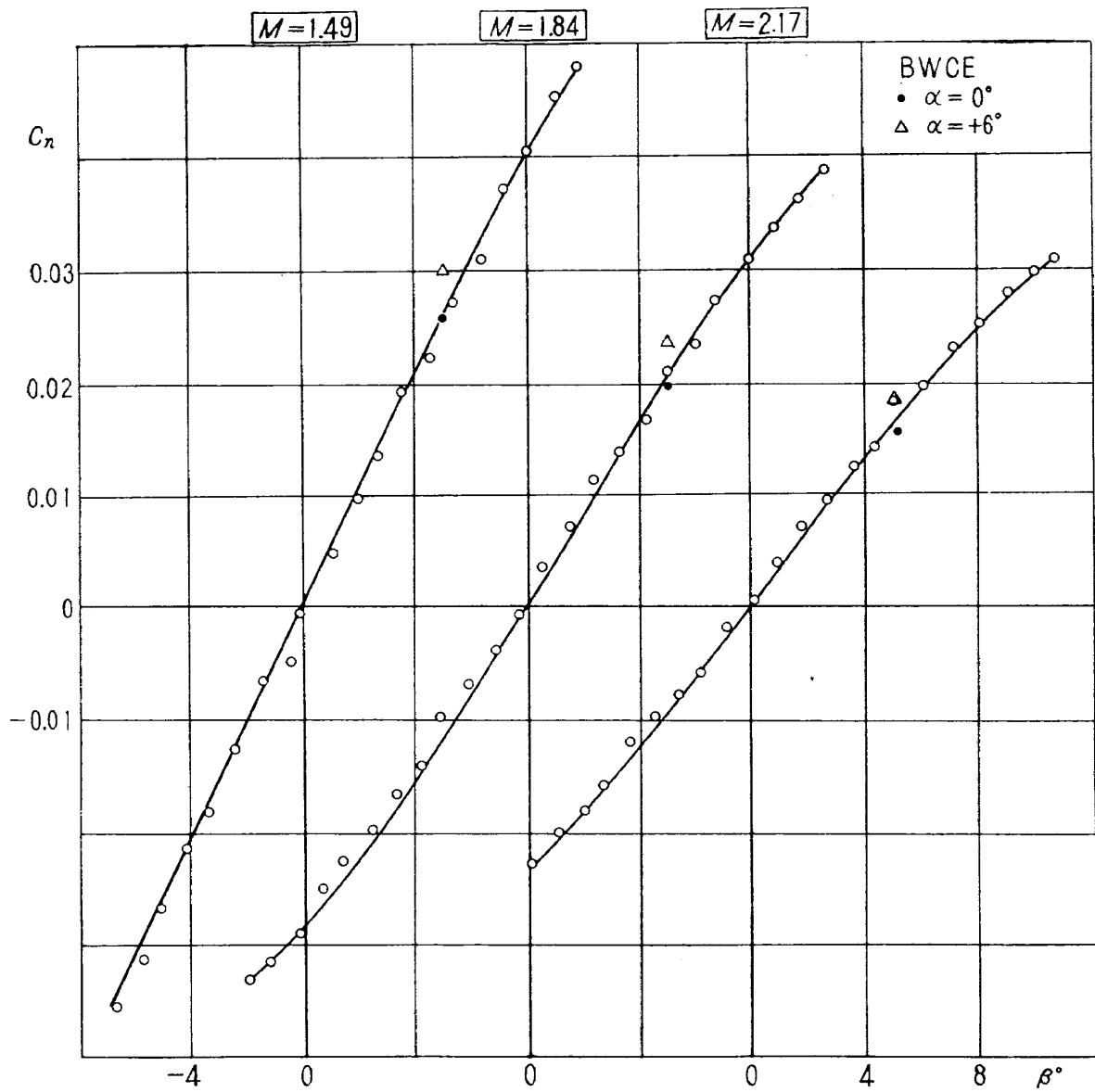


図 27 BWCE の  $C_n \sim \beta$

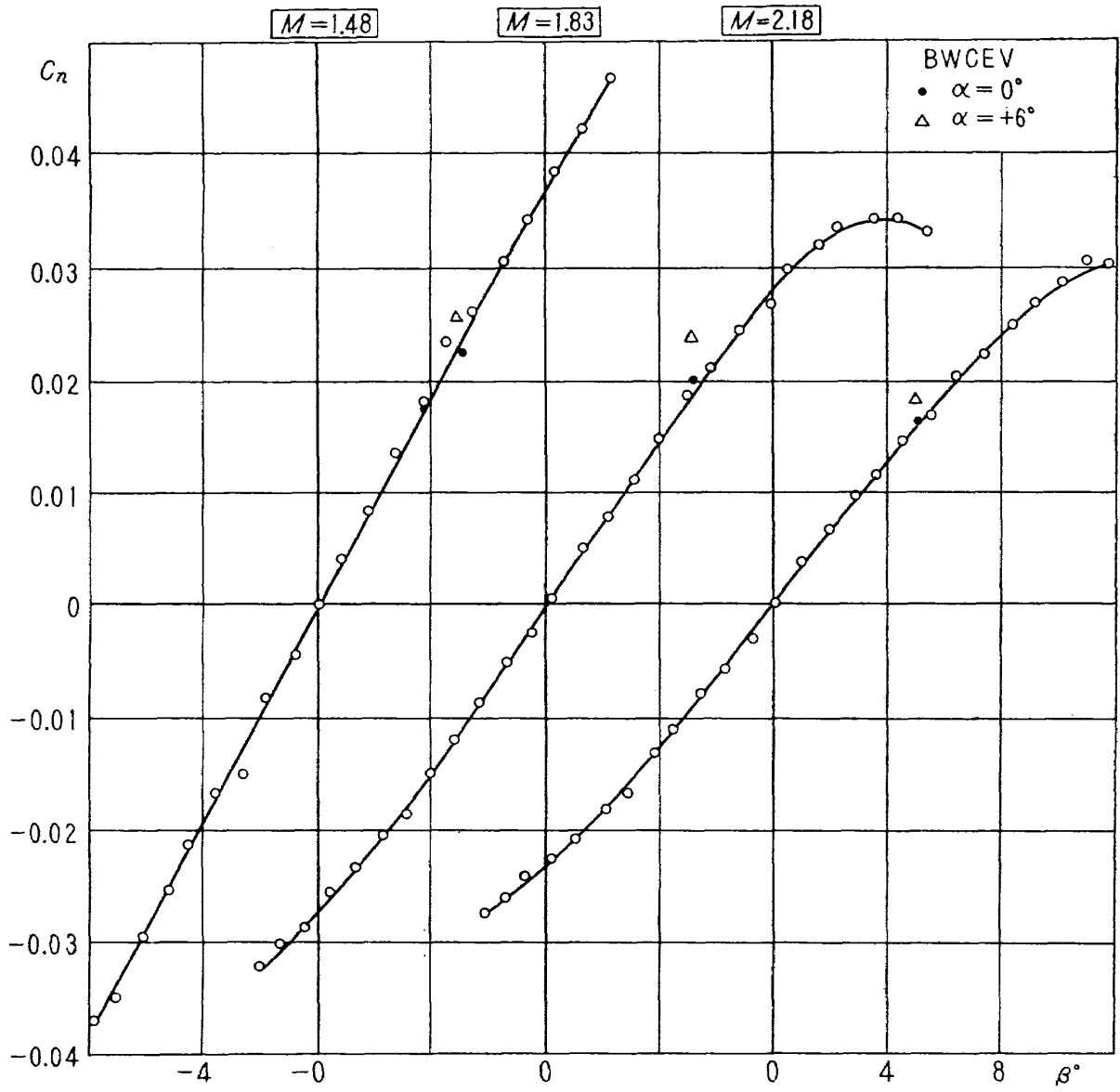


図 28 BWCEV の  $C_n \sim \beta$

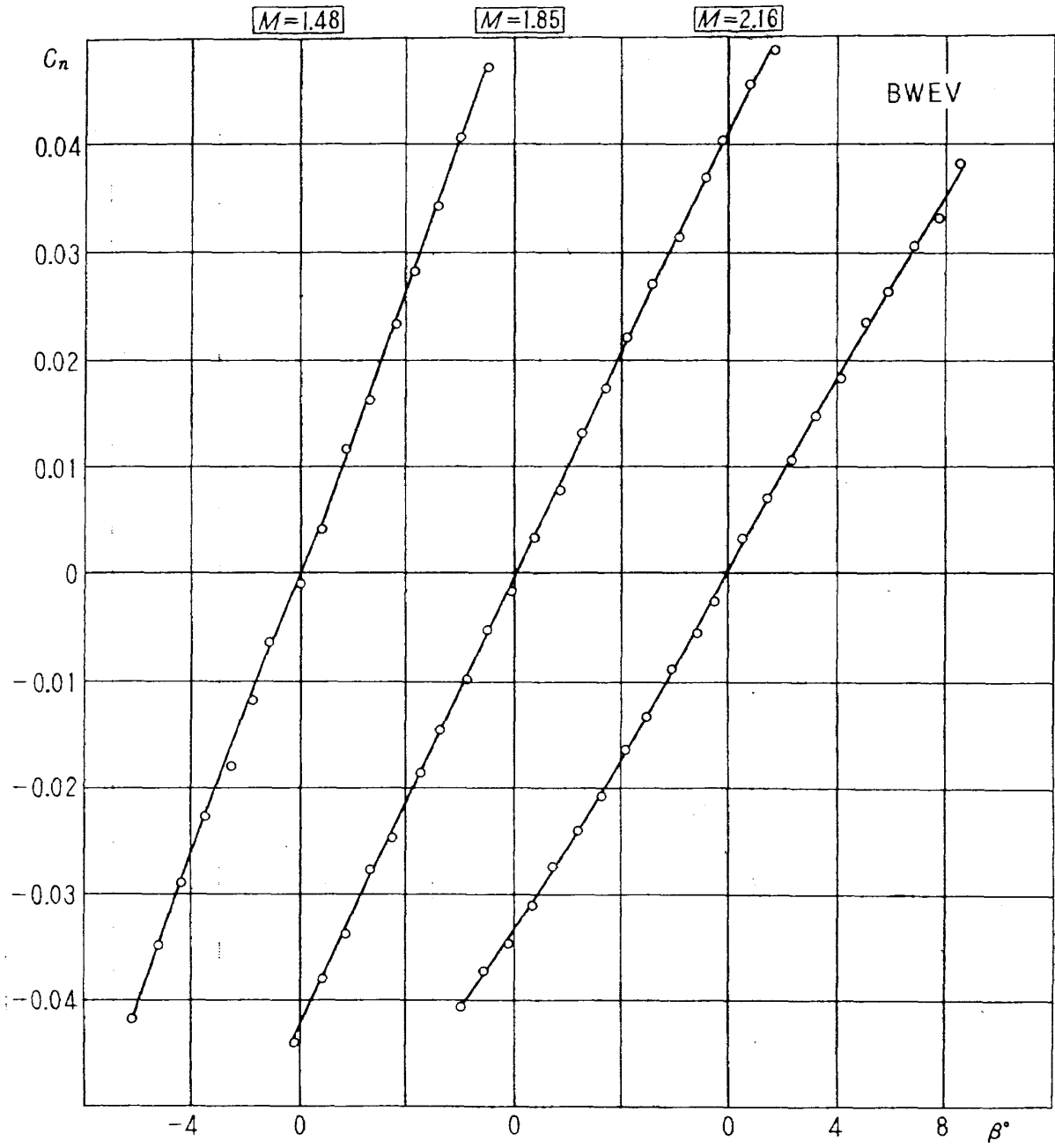


図 29 BWEV の  $C_n \sim \beta$



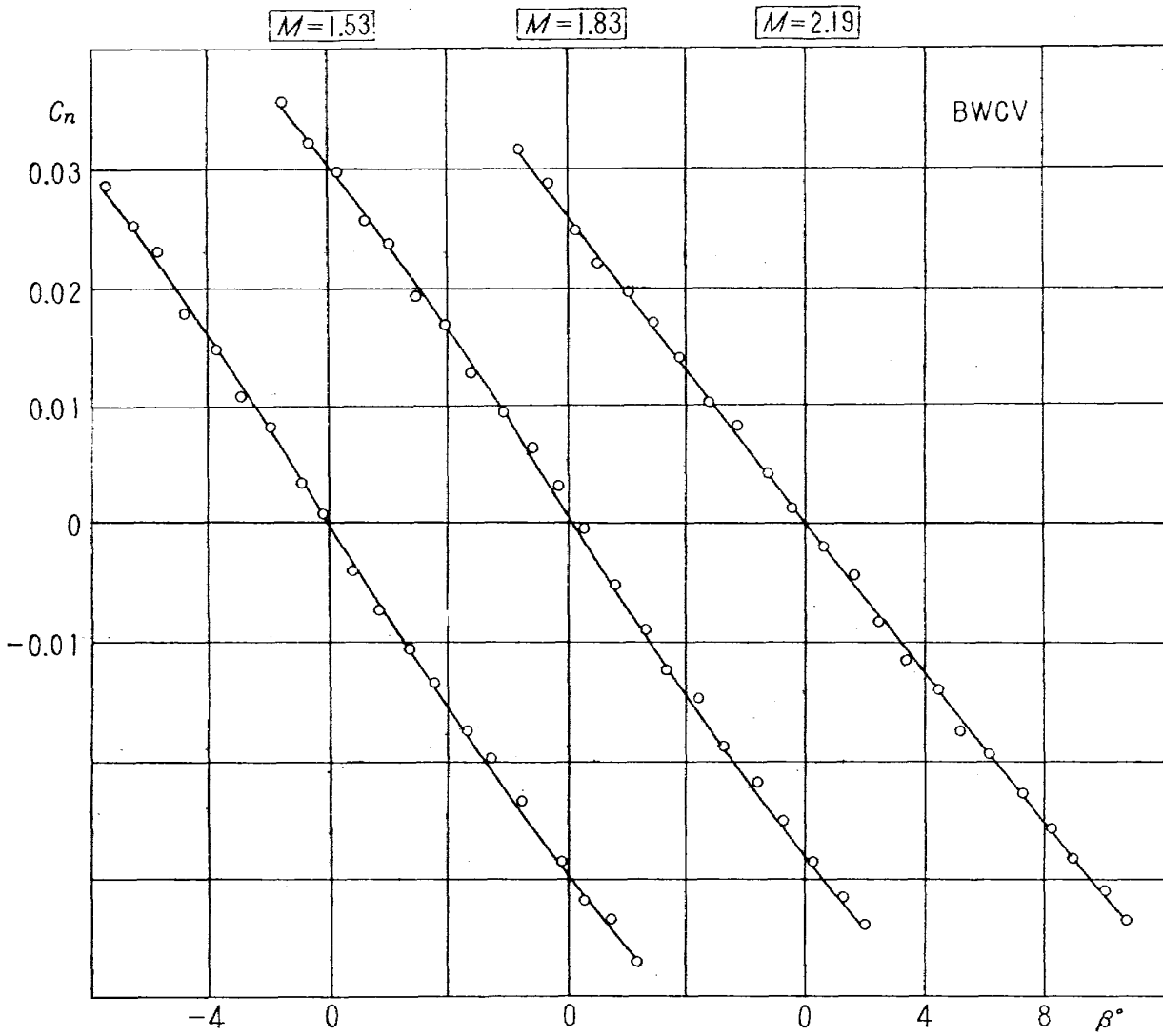


図 30 BWCV の  $C_n \sim \beta$

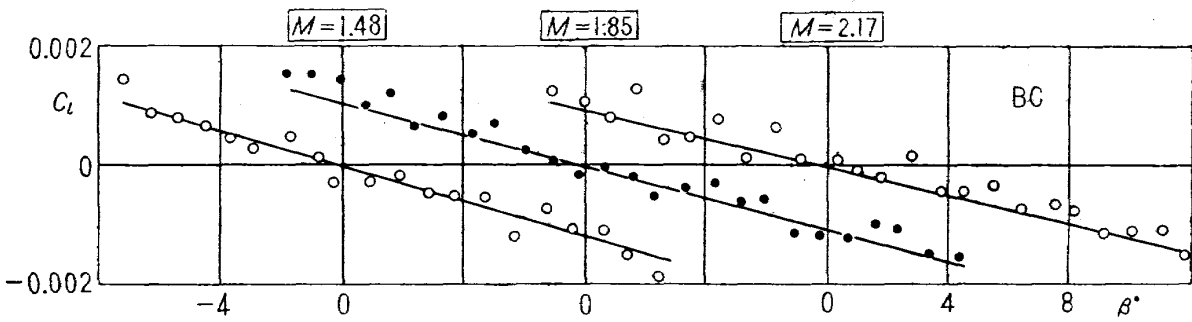


図 31 BC の  $C_l \sim \beta$

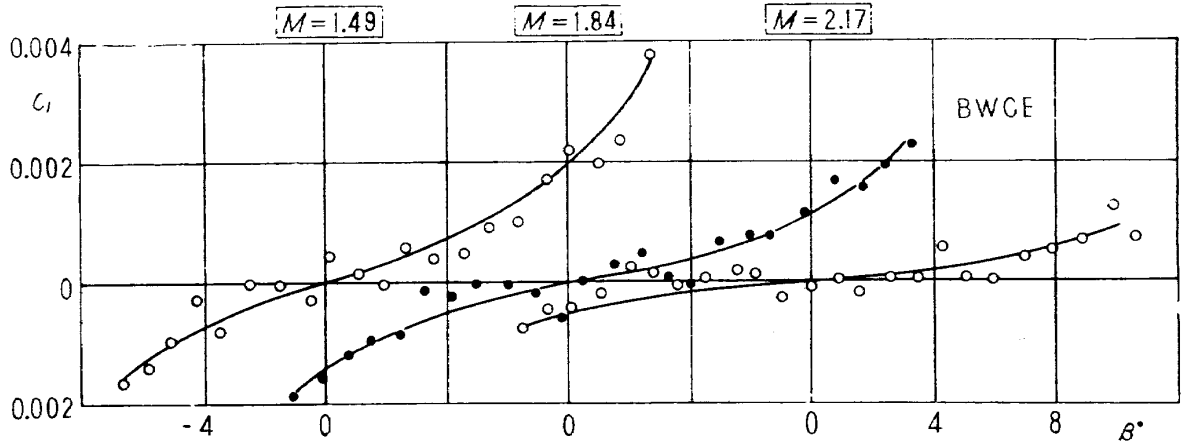


図 32 BWCE の  $C_l \sim \beta$

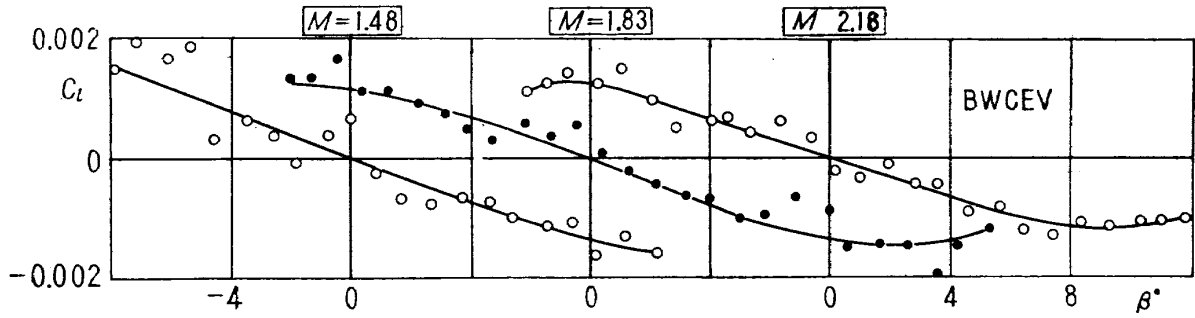


図 33 BWCEV の  $C_l \sim \beta$

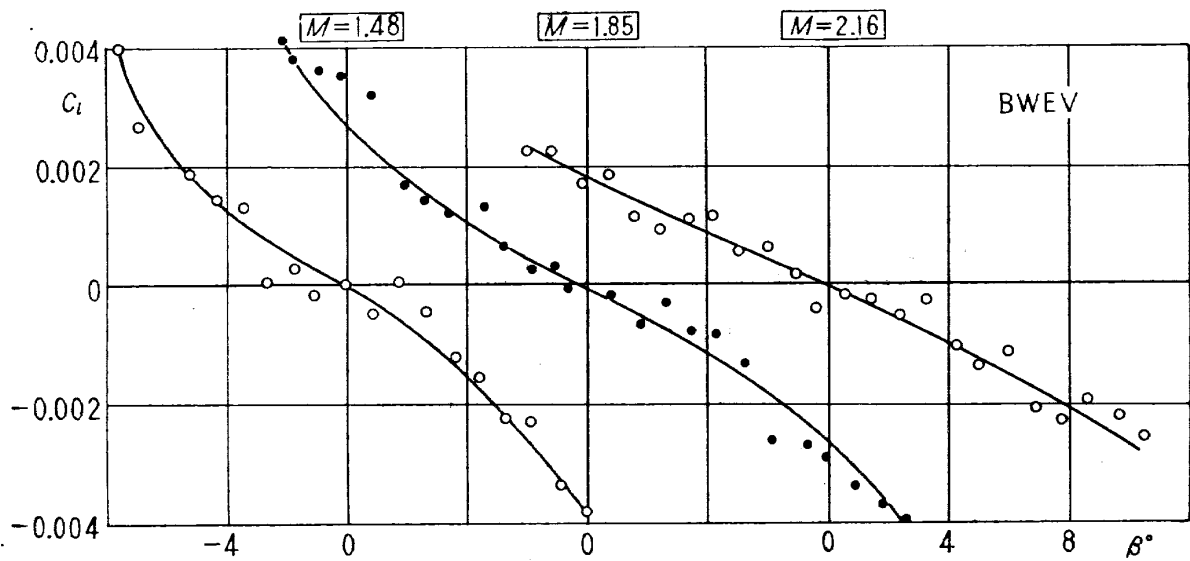


図 34 BWEV の  $C_l \sim \beta$

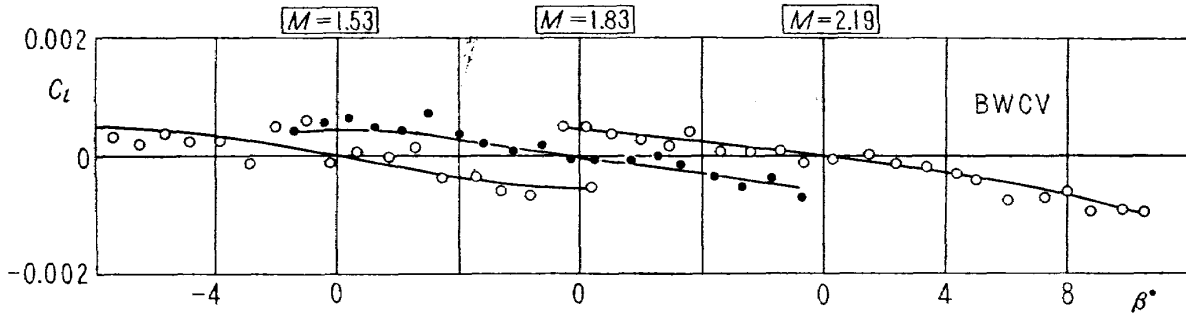


図 35 BWCV の  $C_l \sim \beta$

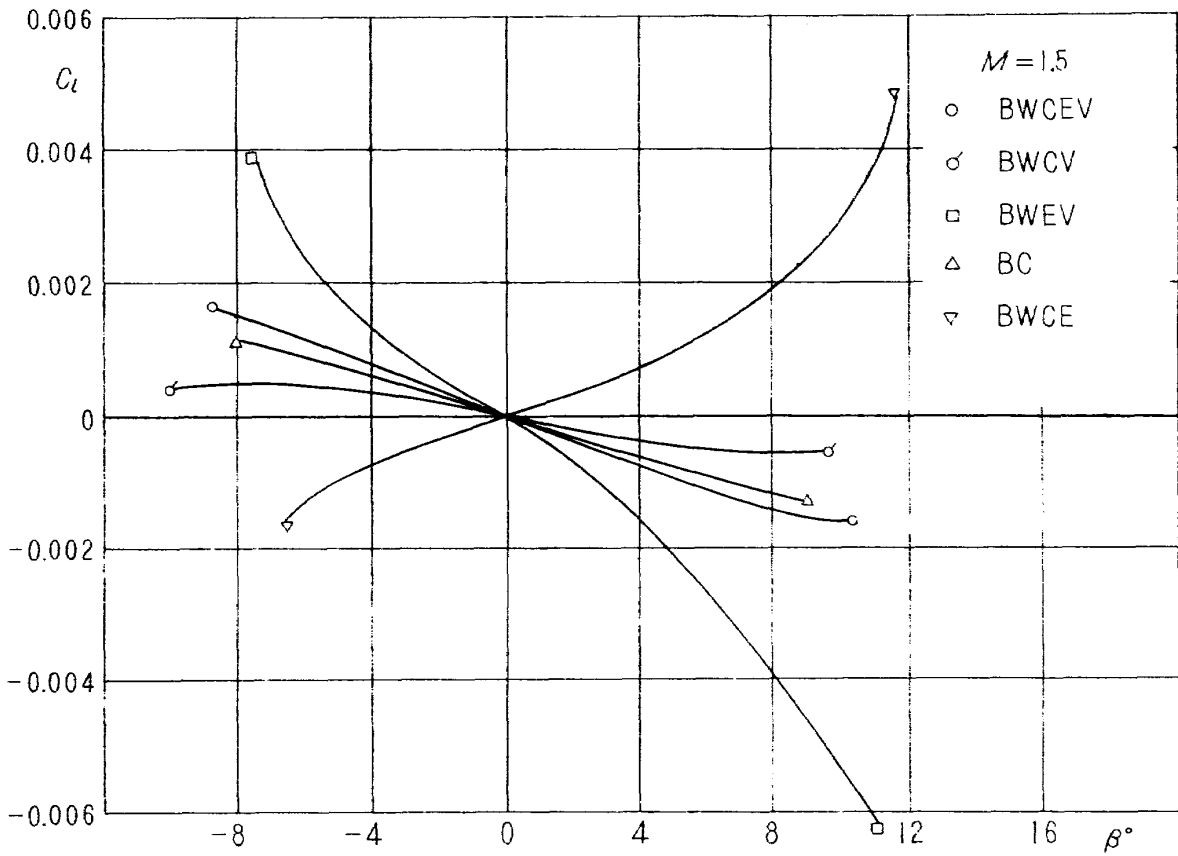


図 36 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における  $C_l \sim \beta$  比較

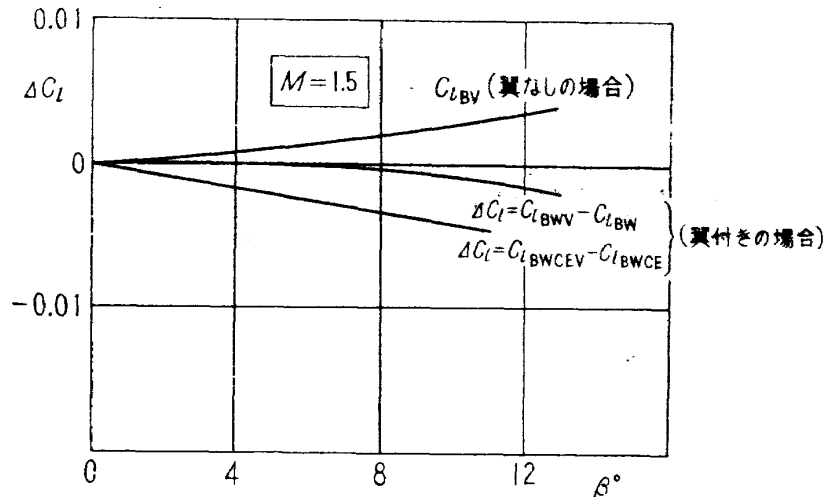


図 37(a) “V” の寄与による  $\Delta C_l \sim \beta$

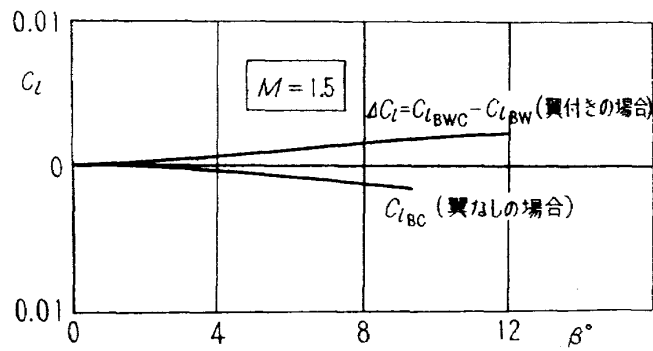


図 37(b) “C” の寄与による  $\Delta C_l \sim \beta$

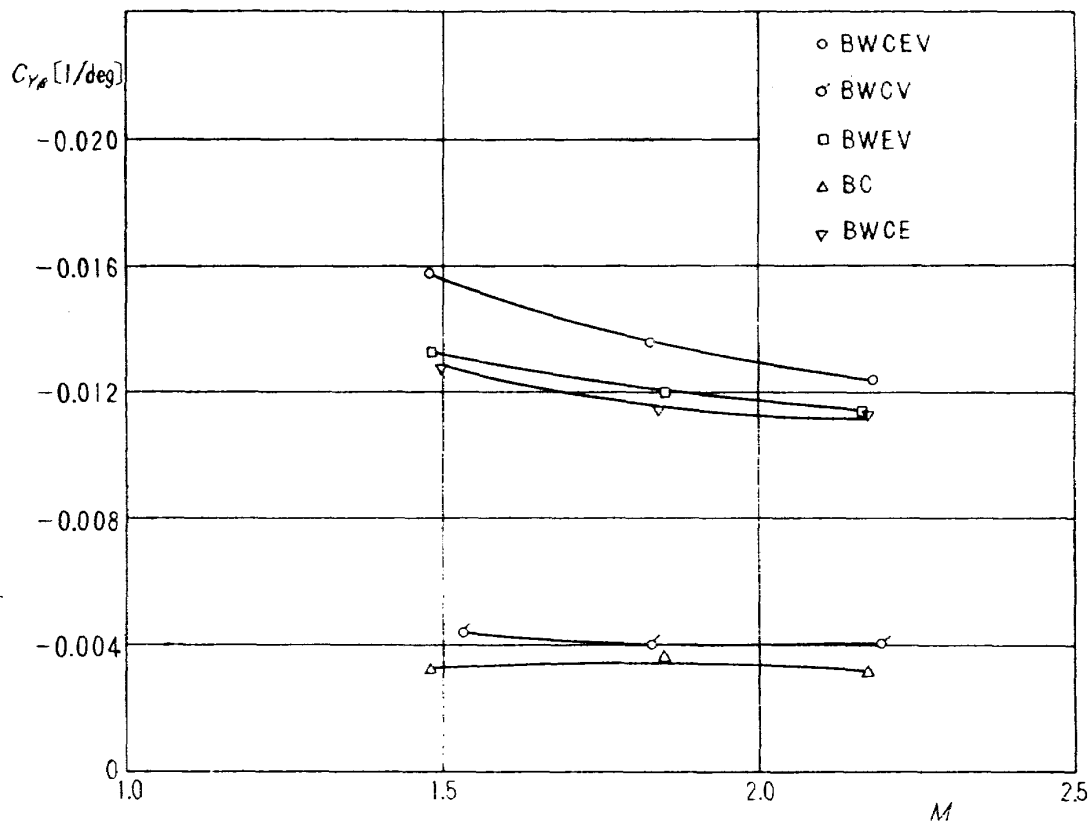


図 38 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における  $C_{Y\beta} \sim M$

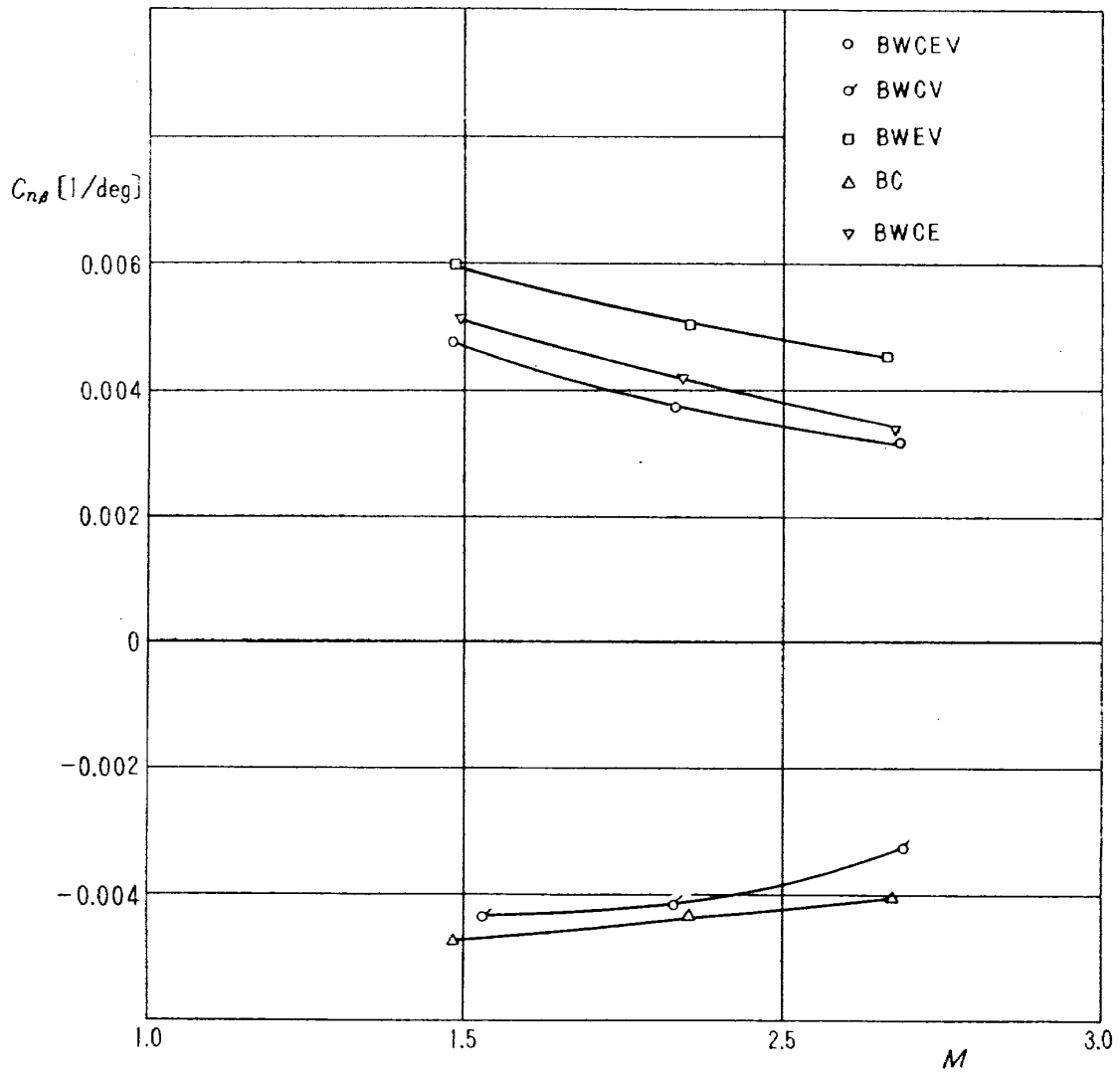


図 39 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における  $C_{n\beta} \sim M$

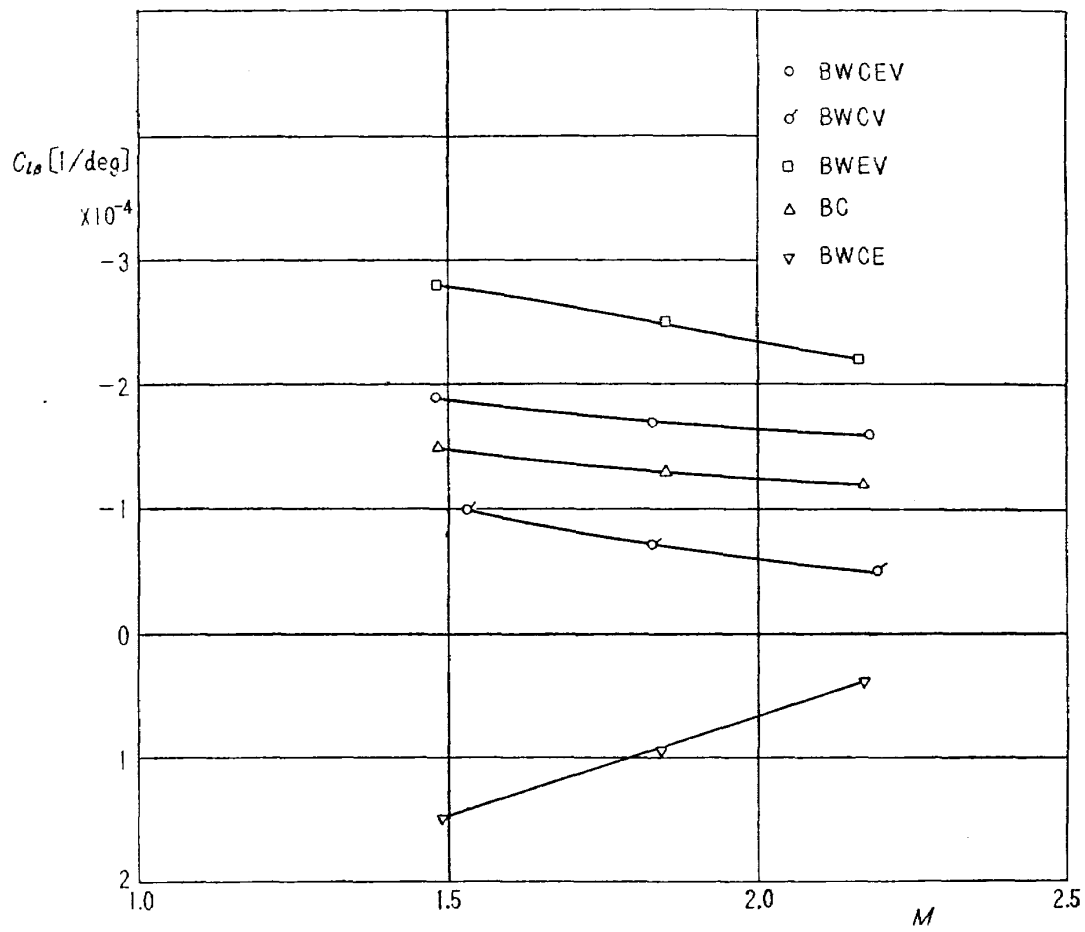


図 40 各形態の  $\alpha=0^\circ$  における  $C_{l\beta} \sim M$

I. 斎藤秀夫  
木村友昭  
II. NAL TM-58  
III. 533 : 665

NAL TM-58  
航空宇宙技術研究所  
試験用飛しょう体の超音速風洞試験  
1965年8月 44ページ

前翼操舵形式の飛しょう体 1/5 模型による超音速風洞試験を、航空宇宙技術研究所 1m×1m 吹出式超音速風洞において、昭和39年10月より40年2月にわたって試験を行なった。  
この飛しょう体は水平前翼で横および縦の操縦を、垂直前翼で方向の操縦を行なう。後翼には翼端板を、胴体下部には腹ビレを持っていく。試験は全機模型を始め、これら各部分を取り除いて各形態について行なった。試験マッハ数は 1.50, 1.85, 2.20 の三とおりで抗力を除く五分力について測定を行なった。試験レイノルズ数は18.3~21.5×10<sup>6</sup> 程度である。

I. 斎藤秀夫  
木村友昭  
II. NAL TM-58  
III. 533 : 665

NAL TM-58  
航空宇宙技術研究所  
試験用飛しょう体の超音速風洞試験  
1965年8月 44ページ

前翼操舵形式の飛しょう体 1/5 模型による超音速風洞試験を、航空宇宙技術研究所 1m×1m 吹出式超音速風洞において、昭和39年10月より40年2月にわたって試験を行なった。  
この飛しょう体は水平前翼で横および縦の操縦を、垂直前翼で方向の操縦を行なう。後翼には翼端板を、胴体下部には腹ビレを持っていく。試験は全機模型を始め、これら各部分を取り除いて各形態について行なった。試験マッハ数は 1.50, 1.85, 2.20 の三とおりで抗力を除く五分力について測定を行なった。試験レイノルズ数は18.3~21.5×10<sup>6</sup> 程度である。

I. 斎藤秀夫  
木村友昭  
II. NAL TM-58  
III. 533 : 665

前翼操舵形式の飛しょう体 1/5 模型による超音速風洞試験を、航空宇宙技術研究所 1m×1m 吹出式超音速風洞において、昭和39年10月より40年2月にわたって試験を行なった。  
この飛しょう体は水平前翼で横および縦の操縦を、垂直前翼で方向の操縦を行なう。後翼には翼端板を、胴体下部には腹ビレを持っていく。試験は全機模型を始め、これら各部分を取り除いて各形態について行なった。試験マッハ数は 1.50, 1.85, 2.20 の三とおりで抗力を除く五分力について測定を行なった。試験レイノルズ数は18.3~21.5×10<sup>6</sup> 程度である。

I. 斎藤秀夫  
木村友昭  
II. NAL TM-58  
III. 533 : 665

前翼操舵形式の飛しょう体 1/5 模型による超音速風洞試験を、航空宇宙技術研究所 1m×1m 吹出式超音速風洞において、昭和39年10月より40年2月にわたって試験を行なった。  
この飛しょう体は水平前翼で横および縦の操縦を、垂直前翼で方向の操縦を行なう。後翼には翼端板を、胴体下部には腹ビレを持っていく。試験は全機模型を始め、これら各部分を取り除いて各形態について行なった。試験マッハ数は 1.50, 1.85, 2.20 の三とおりで抗力を除く五分力について測定を行なった。試験レイノルズ数は18.3~21.5×10<sup>6</sup> 程度である。

TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾治朗, 岡鎌田遠一, 照井祐之, 中井映一, 泉日出夫, 高島一明, 谷原亘利, 近藤洋史, 板垣芳雄
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治, 坂元思無邪, 光山敏, 河崎俊夫, 谷
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	石田誠, 河野哲雄
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム—数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	曾我 国 男
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	
TM-56	2024-T4 アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	

注：欠番は配布先を限定したもの

---

## 航空宇宙技術研究所資料 58号

昭和40年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1820  
電話武蔵野(0422)(4)9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社  
東京都千代田区西神田1~10

---