

UDC 629.76.075:  
533.6

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-329

補助ブースタをもったロケットの空力特性に  
関する研究

近藤洋史・清水福寿  
野田順一・関根英夫  
竹内理・宮沢政文  
中野富夫・高塚均

1977年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 補助ブースタをもったロケットの空力特性に関する研究\*

近藤洋史\*\*、清水福寿\*\*、野田順一\*\*  
関根英夫\*\*、竹内理\*\*、宮沢政文\*\*\*  
中野富雄\*\*\*、高塚均\*\*\*

## 1. まえがき

ロケットの性能を向上させるため、本体まわりに補助ブースタを附加することはしばしば行なわれる方法であるが、その本数を増加する場合に伴なり空力特性を把握するため実験的に研究を行なった。

この様なロケットでは、補助ブースタ相互及び本体との複雑な空力的干渉が起り空力諸特性の推定は困難なものとなる。宇宙開発事業団においては将来の開発計画のためこの種の空力特性を求める必要があり、また、航空宇宙技術研究所のロケット空気力学担当者も問題の重要性に以前から着目して基礎的な研究を進めてきた。これにより両者の間で昭和48年度にNロケットを基本にした模型について、主として遷・超音速領域における6分力試験を行ない、補助ブースタの増加による効果を含めた空力特性を得ることができた。引き続き昭和49～50年度にわたって共同研究として補助ブースタまわりの複雑な流れ場をよりくわしく調べるため、模型表面の圧力分布の計測、さらに我々としては初めての試みであるが補助ブースタの中に小型の天秤を内蔵させ補助ブースタに働く空力の計測を行なり風洞試験を実施した。

本資料では昭和49～50年度の共同研究の結果について報告するものである。ここでは試験を忠実に報告することにより、その現象解明と理論確立への手がかりを握むための資料を提供するとともに、我々としてもこの種の形状の飛しょう体の空力特性について若干の検討を加えた。

この共同研究によりNロケットを軸として性能向上を計ったロケットの空力特性及び複雑な複合胴体形状の相

互干渉に関する有益なデータが得られた。これらの技術資料は将来型ロケットの初期設計にすでに有効に用いられている。

## 2. 記号

$b$  ; スパン

$C_A$  ; 軸力係数,  $F_A / (q S_{ref})$

$C_D$  ; 抗力係数,  $F_D / (q S_{ref})$

$C_{DB}$  ; 底面抗力係数,  $-C_{PB} \cdot S_{base} / S_{ref}$

$C_{DF0}$  ; 零迎角時前面抗力係数,  $C_{DT0} - C_{DB}$

$C_{DT0}$  ; 零迎角時全抗力係数,  $F_{DT0} / (q S_{ref})$

$C_{Dw}$  ; 造波抵抗係数

$C_{lB}$  ; 横揺モーメント係数 (機体軸系),

$M_X / (q \cdot S_{ref} \cdot l_{ref})$

$C_m$  ; 縦揺モーメント係数,  $M_Y / (q \cdot S_{ref} \cdot l_{ref})$

$C_{m\alpha}$  ; 零迎角時縦揺モーメント係数傾斜,

$(dC_m / d\alpha)_{\alpha=0^\circ} \quad (1/rad)$

$C_N$  ; 垂直力係数,  $F_N / (q S_{ref})$

$C_{nB}$  ; 偏揺モーメント係数,  $M_Z / (q \cdot S_{ref} \cdot l_{ref})$

$C_{N\alpha}$  ; 垂直力係数傾斜,  $(dC_N / d\alpha)_{\alpha=0^\circ}$

$(1/rad)$

$C_P$  ; 圧力係数,  $(P - P_\infty) / q$

$C_{PB}$  ; 底面圧力係数,  $(P_B - P_\infty) / q$

$C_{PL}$  ; 下流側圧力係数

$C_{PU}$  ; 上流側圧力係数

$C_Y$  ; 横力係数,  $F_Y / (q \cdot S_{ref})$

$F_A$  ; 軸力

$F_D$  ; 抗力

$F_{DT0}$  ; 零迎角時全抗力

$l_{ref}$  ; 基準長

$M$  ; 一様流マッハ数

$M_X$  ; 横揺モーメント

\*昭和52年2月18日 受付

\*\*空気力学第二部

\*\*\*宇宙開発事業団

- $M_Y$  ; 縦揺モーメント
- $M_Z$  ; 偏揺モーメント
- $P$  ; 圧力
- $P_B$  ; 底面部圧力
- $P_\infty$  ; 一様流静圧
- $q$  ; 一様流動圧
- $R$  ; 主胴体平行部半径
- $r$  ; radial 方向座標
- $r_0$  ; 胴体の局所半径
- $S_{base}$  ; 底面部面積
- $S_{ref}$  ; 基準面積
- $x$  ; 軸方向座標
- $x_{cp}$  ; 圧力中心
- $y$  ; 横方向座標
- $\alpha$  ; 迎角
- $\theta$  ; 圧力孔またはSOBの周方向位置 (バンク角  $0^\circ$  状態で真下が  $\theta = 0^\circ$ )
- $\phi$  ; バンク角
- 略号
- SOB ; 補助ブースタ

### 3. 試験内容

#### 3.1 供試模型

模型の対象となる実機はNロケットを基にしたもので、主胴体は上段までストレート形状で補助ブースタ(SOB)は9本、6本、および3本付けられた状態を想定し、全長は約32.5~35.4m、主胴体平行部直径が2.44m、また

性能は重量約350kgの静止衛星を打上げる能力を有するロケットである。

全機形状の空力特性を得るための力試験用模型は実機の1/40で、図1に示す通り主胴体長さが848mm(長胴体)と766mm(短胴体)の2種類があり、各補助ブースタは着脱可能で、直径12mmの円柱支持具で前後2箇所で主胴体に支持されている。なお、SOBは等間隔にはついておらず、図中にSOBが3本、6本および9本付いた形状を後から見た図とバンク角( $\phi$ )の定義も合わせて示した。

全機特性を構成する各成分の特性を調べるために計画されたのが図2に示した圧力分布試験用模型(実機の1/30)で、主胴体は直径が81.3mm、長さが930mmである。この長さは超音速風洞での風洞の起動時および停止時に生ずる衝撃荷重を軽減するためと模型先端から出る衝撃波が風洞壁で反射しそれがSOB回りへ影響を与えるのを避けるため力試験模型の長胴体模型に対応するものに対しては約200mm、短胴体模型に対しても約91mm円筒状部を短くしてある。圧力計測は1台当り48点まで測定が可能な超小型圧力切換弁(スキュニ・バルブ)2台を内蔵させ、表1に示した位置の圧力を計測した。これからSOB3本および9本付形状の場合についてバンク角 $0^\circ$ および $90^\circ$ での主胴体上の圧力分布および局所垂直力分布が主に求められるように配慮した。補助ブースタ表面の圧力は測定圧力孔数に限りがあったので参考データを得るに留めた。この圧力分布試験模型では補助ブースタの1本に5分力天秤を内蔵させ、補助ブースタ

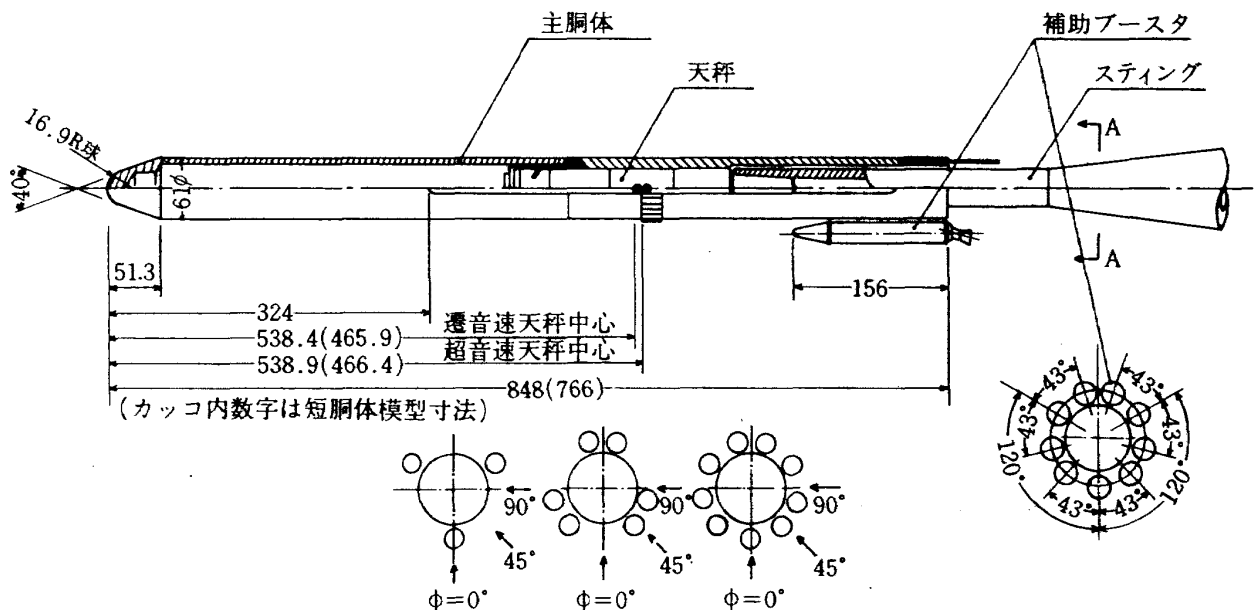


図1 力試験用模型

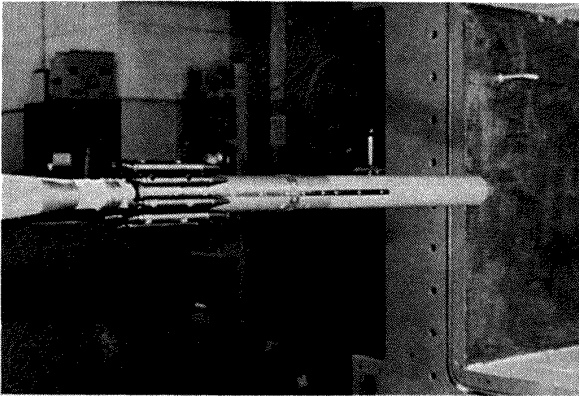


写真1 力試験用模型

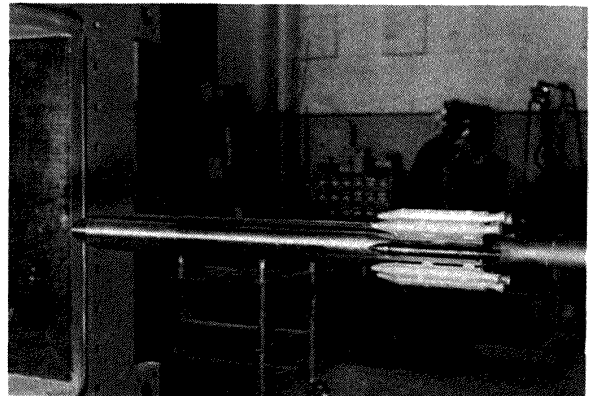


写真2 圧力分布試験用模型

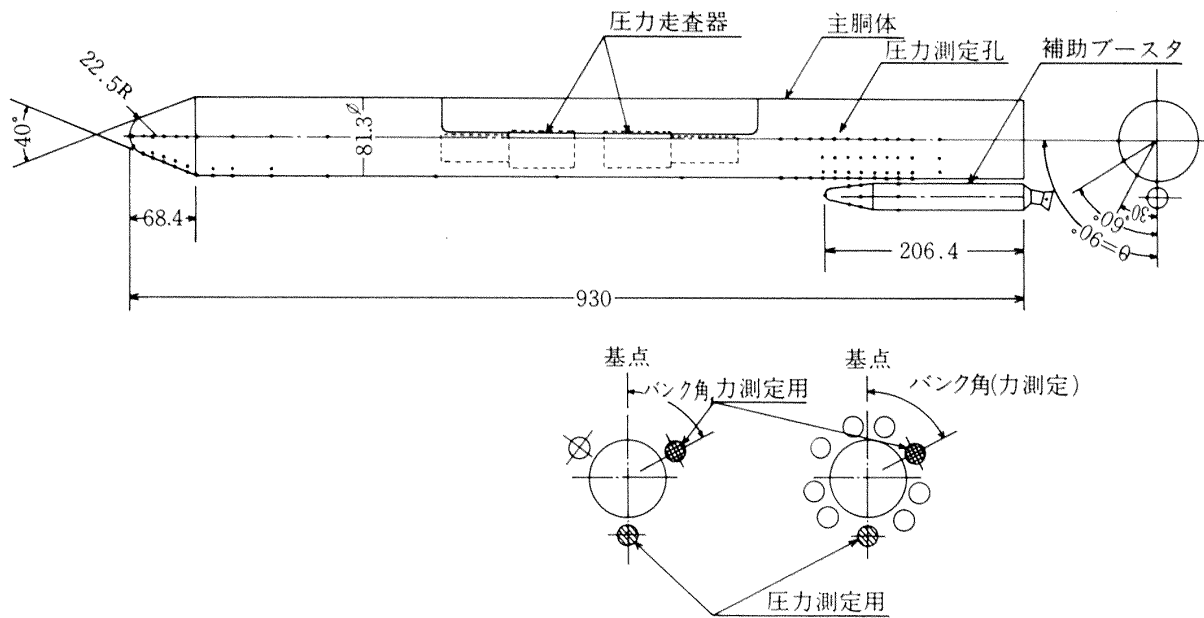


図2 圧力分布試験用模型

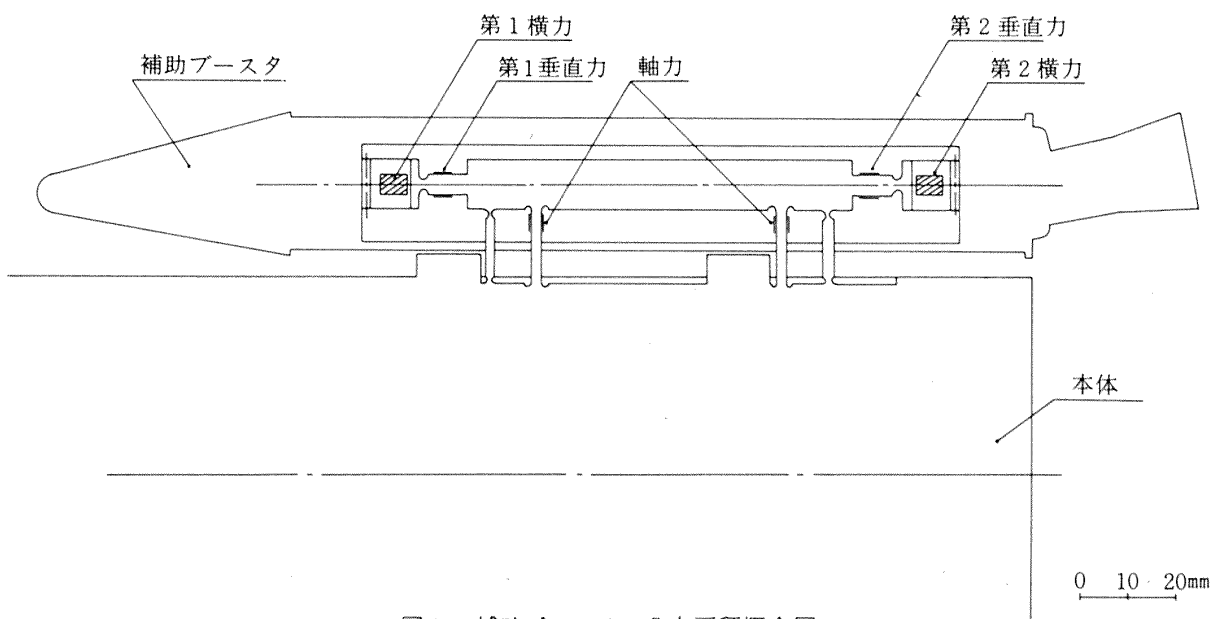


図3 補助ブースタ5分力天秤概念図

表1 圧力計測孔位置

(○印部圧力計測孔有)

模型先端よりの 距離 (mm)	主 胴 体 上				補助ブースタ上		
	$\theta = 0^\circ$	$\theta = 30^\circ$	$\theta = 60^\circ$	$\theta = 90^\circ$	$\theta = 0^\circ$	$\theta = 90^\circ$	$\theta = 180^\circ$
0	○						
5.3	○			○			
14.8	○			○			
25.0	○	○		○			
37.0	○	○		○			
49.0	○	○		○			
61.0	○	○		○			
71.0	○	○		○			
88.0	○	○		○			
108.0	○	○		○			
148.0	○	○		○			
208.0	○			○			
318.0	○			○			
448.0	○						
558.0	○						
680.0	○			○			
695.0	○			○			
710.0	○			○			
723.5	○	○	○	○	○		
736.0	○	○	○	○			
750.0	○	○	○	○	○		○
762.0	○	○	○	○	○	○	○
776.5	○	○	○	○			
788.0	○	○	○	○			
800.0	○	○	○	○	○	○	○
816.0	○	○	○	○			
844.0			○				
Base					○		

表2 力試験用6分力天秤定格

	遷音速風胴	超音速風胴	
	TASK 1.5' MK IIB	TASK 1.5' MK VIB	SŌNOIKE 1.5'
第1垂直力(kg)	226.85	453.7	450.0
第2垂直力(kg)	"	"	"
軸力(kg)	45.4	68.1	100.0
第1横力(kg)	113.4	226.85	450.0
第2横力(kg)	"	"	"
横揺モーメント(kg-m)	8.6	13.82	10.0

表3 圧力変換器規格

型 式	差圧型圧力変換器
型 名	PM131TC±15-350
製 造 元	Statham Instruments Inc.
圧 力 計 測 範 囲	±15psi
Full-scale Output	±4mV/V
励 磁 電 圧	5V DC or AC(rms)
直線性・ヒステリシス	フル・スケールの0.75%以下

表4 補助ブースタ5分力天秤容量

素 子 名 称	最 大 定 格
第 1 垂 直 力 (kg)	45.0
第 2 垂 直 力 (kg)	45.0
軸 力 (kg)	10.0
第 1 横 力 (kg)	45.0
第 2 横 力 (kg)	45.0

表5 力試験模型 風胴試験ケース

(○印部実施)

	設 定 マッハ数	迎 角 (度)	バンク角 (度)	長 胴 体				短胴体	備 考
				補 助 ブ ー ス タ 本 数				9	
				0	3	6	9		
遷 音 速 風 胴 試 験	0.6	-6~12 (2°毎)	0	○	○	○	○	○	天秤
			45		○	○	○	○	TASK 1.5 MK IIH
			90		○	○	○	○	"
	0.8	"	0	○	○	○	○	○	"
			45		○	○	○	○	"
			90		○	○	○	○	"
	0.9	"	0	○	○	○	○	○	"
			45		○	○	○	○	"
			90		○	○	○	○	"
	0.95	"	0	○	○	○	○	○	"
			45		○	○	○	○	"
			90		○	○	○	○	"
	1.0	"	0	○	○	○	○	○	"
			45		○	○	○	○	"
			90		○	○	○	○	"
	1.05	"	0	○	○	○	○	○	"
			45		○	○	○	○	"
			90		○	○	○	○	"
1.1	"	0	○	○	○	○	○	"	
		45		○	○	○	○	"	
		90		○	○	○	○	"	
1.3	"	0	○	○	○	○	○	"	
		45		○	○	○	○	"	
		90		○	○	○	○	"	
超 音 速 風 胴 試 験	1.5	-10~10	0	○	○	○	○	○	天秤
			45				○		TASK 1.5 MK VI B
			90				○		"
	2.0	"	0	○	○	○	○	○	"
			45				○		"
			90				○		"
	2.5	"	0	○	○	○	○	○	"
			45				○		"
			90				○		"
	3.0	"	0	○	○	○	○	○	天秤
			45				○		SONOIKE 1.5
			90				○		"
3.5	"	0	○	○	○	○	○	"	
		45				○		"	
		90				○		"	

表6 圧力分布, 補助ブースタ5分力試験模型試験ケース

設定 マッハ数	模型 状態	圧力分布試験		SOB 5分力試験		備考
		迎角(度)	バンク角(度)	迎角(度)	バンク角(度)	
0.6	SOB 9	-10~10(2°毎)	-60, 0, 30, 90	-10~10(2°毎)	0, 60, 90, 150	遷音速風洞
	SOB 3	-10~10(2.5°毎)	"	-10~10(2.5°毎)	"	
0.8	SOB 9	"	"	"	"	"
	SOB 3	"	"	"	"	
0.95	SOB 9	"	"	"	"	"
	SOB 3	"	"	"	"	
1.0	SOB 9	"	"	"	"	"
	SOB 3	"	"	"	"	
1.05	SOB 9	"	"	"	"	"
1.1	SOB 9	"	"	"	"	"
	SOB 3	"	"	"	"	
1.3	SOB 9	"	"	"	"	"
	SOB 3	-7.5~7.5(2.5°毎)	"	-7.5~7.5(2.5°毎)	"	
1.5	SOB 9	-10~10(2.5°毎)	"	-10~10(連続変化)	0, 30, 60, 90	超音速風洞
	SOB 3	"	"	"	"	
2.0	SOB 9	"	30, 90	"	"	"
	SOB 3	-	-	"	30, 90	

表7 係数化に用いた諸基準量(力試験模型)

	長 胴 体	短 胴 体	備 考
基準面積 (cm <sup>2</sup> )	29.186	29.186	主胴体平行部断面積
基準長 Cm, Cn(m)	0.8484	0.7759	主胴体長
基準長 Ct (m)	(遷) 0.06096	0.06096	主胴体直径
	(超) 0.8484	0.7759	主胴体長
基準点	模型先端	同 左	

表8 補助ブースタ5分力試験基準量

基準面積 (cm <sup>2</sup> )	5.516
基準長 (m)	0.2064
モーメント基準点	補助ブースタ先端

および主胴体の影響下にある補助ブースタの空力特性を得ることを試みた(図3)。なお、力試験模型では実機において配線等の保護用につけられた覆等の附加物をつけたが、圧力分布試験模型では省略した。

### 3.2 試験装置

試験は航空宇宙技術研究所の2m×2m遷音速風洞<sup>1)</sup>および1m×1m吹出式超音速風洞<sup>2)</sup>で行われた。力試験模型の試験に当たって使用した天秤は1.5インチのス

トレン・ゲージ方式による内挿式スティング・バランス<sup>1),2)</sup>で、検出素子は第1, 第2垂直力, 軸力, 第1, 第2横力およびローリング・モーメントの6分力である。諸風洞において用いた天秤の定格を表2に示す。圧力分布試験模型において、圧力計測は多数箇の圧力測定孔の圧力を小型の切換弁により走査して1箇の圧力変換器で計測可能なスキヤニ・バルブ<sup>3)</sup>(1台当り48点の圧力が測定可能なものを使用)2台を内蔵させ試験を行なった。なお、表3にスキヤニ・バルブに組込んだ圧力変換器の規格を示した。また、圧力分布試験模型において、補助ブースタの1本に内蔵した力測定用5分力天秤の容量を表4に示した。

### 3.3 試験ケース

力試験模型についての試験ケースは表5に、圧力分布および補助ブースタ5分力測定の試験については表6に

一括して示した。また、空力係数化するに当って用いた基準量を力試験模型については表7に、圧力分布試験模型については基準面積として主胴体平行部断面積51.912 cm<sup>2</sup>に取った。なお、補助ブースタ5分力試験データ処理のうち、補助ブースタ単体の結果については表8に示す基準量を用いて整理した。試験に際してはラフネス・バンド等による遷移点の固定は行なわず自由遷移の状態で行なった。

#### 4. 試験結果とその検討

今回、我々が対象とした主胴体まわりに性能向上のため補助ブースタを取り付けた様な形状については、従来、

我々が経験してきた翼胴結合形状の飛しょう体のように、その空力特性を推定するための資料がないので、まず、力試験用模型によって補助ブースタが3本、6本、9本付いた形状および主胴体単独での試験を行ない、空力特性を得た。この力試験の結果だけでは各構成成分の特性を分離して把握することが出来ないで、さらに、圧力分布試験模型について試験を行ない主胴体上の圧力分布および局所垂直力分布と補助ブースタ5分力天秤によって、補助ブースタ相互および主胴体の干渉を受けている補助ブースタの特性を求め力試験結果と比較し、各構成成分の解析および得られた結果の妥当性等について以下に検討を行なった。

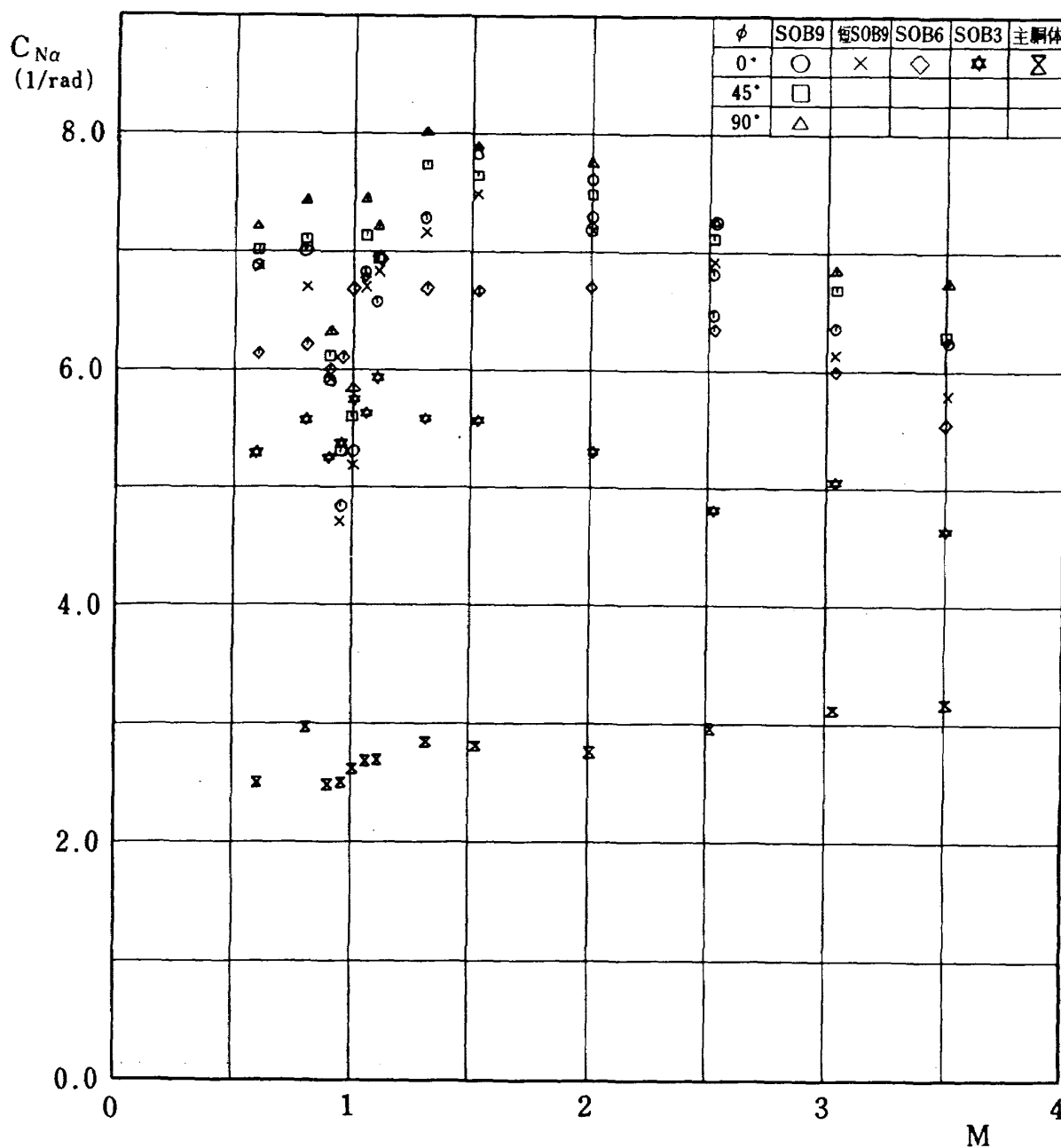


図4 垂直力係数傾斜～マッハ数(零迎角時)



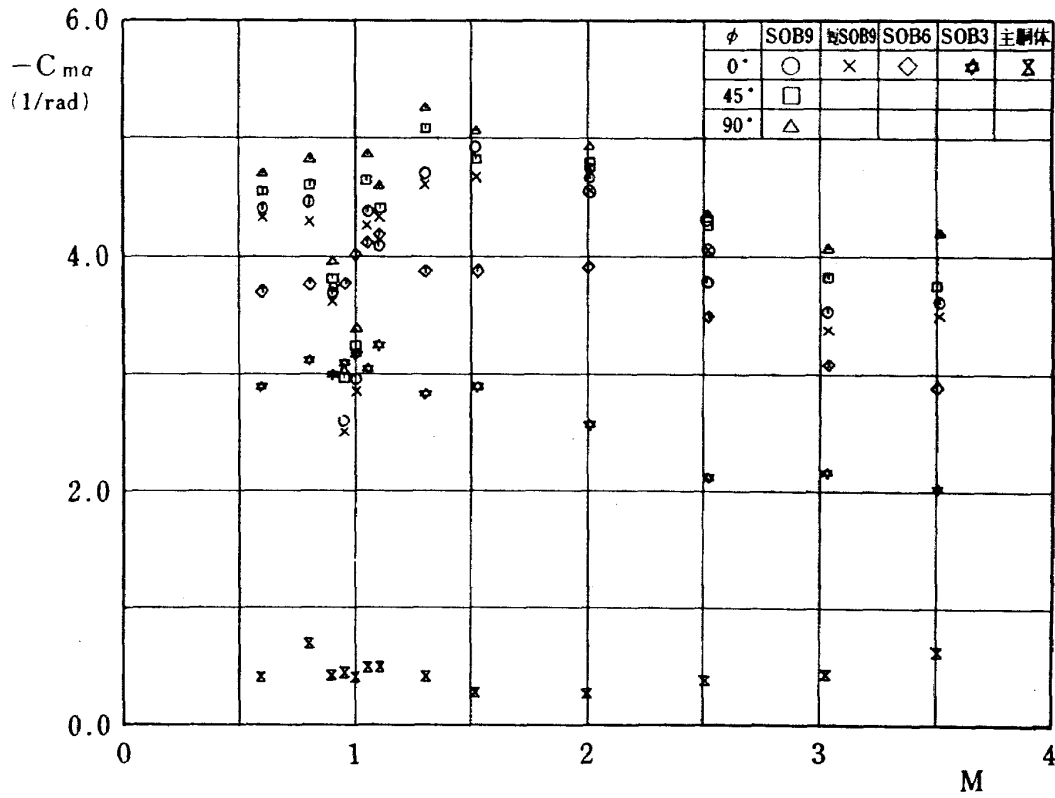


図5 縦揺モーメント係数傾斜～マッハ数（零迎角時）

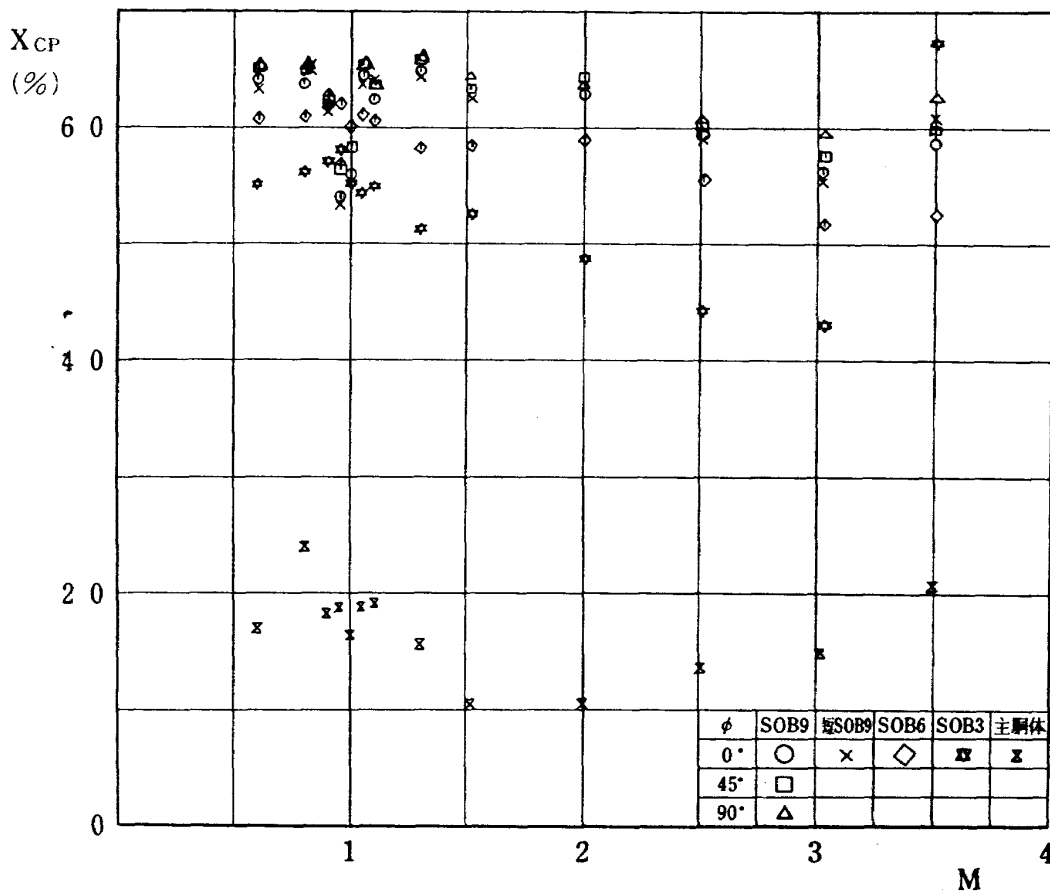


図6 圧力中心～マッハ数

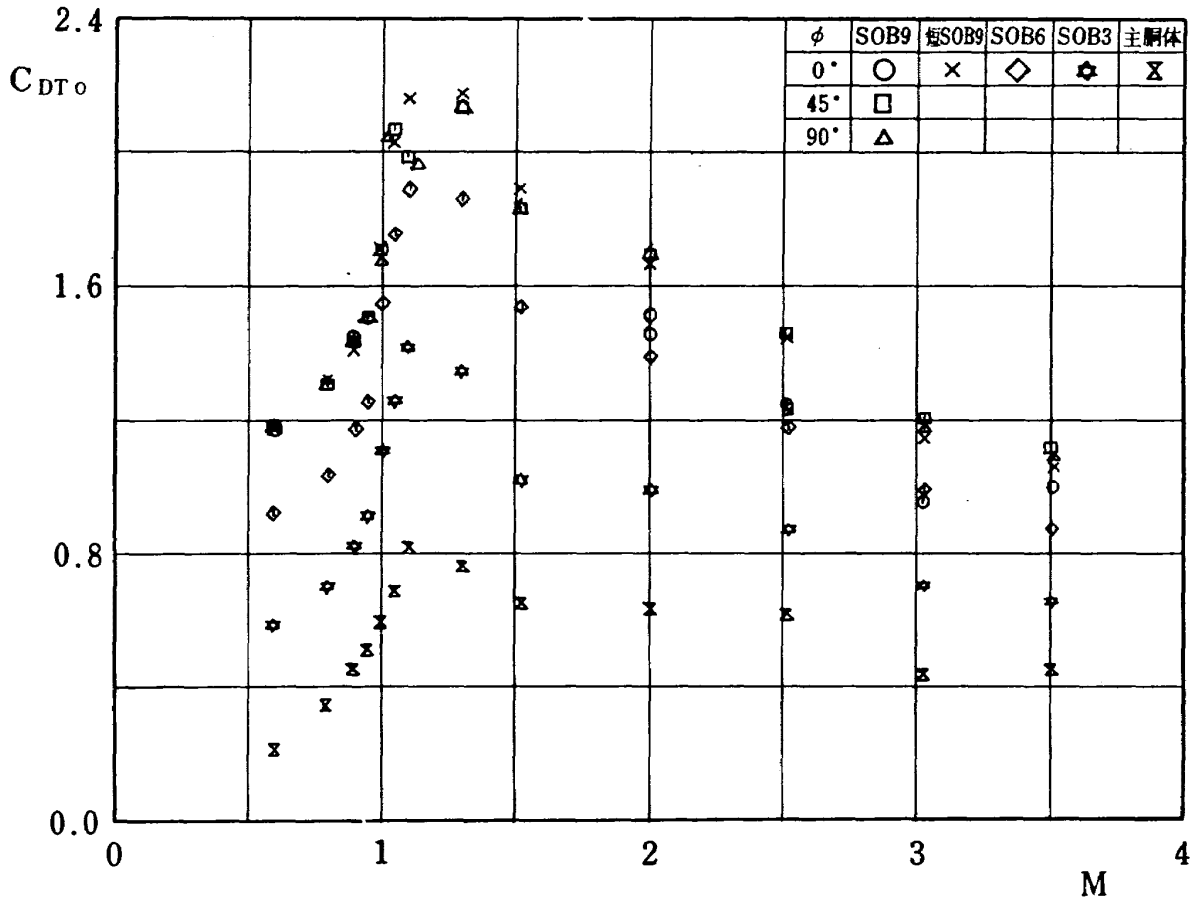


図7 零迎角時全抗力係数～マッハ数

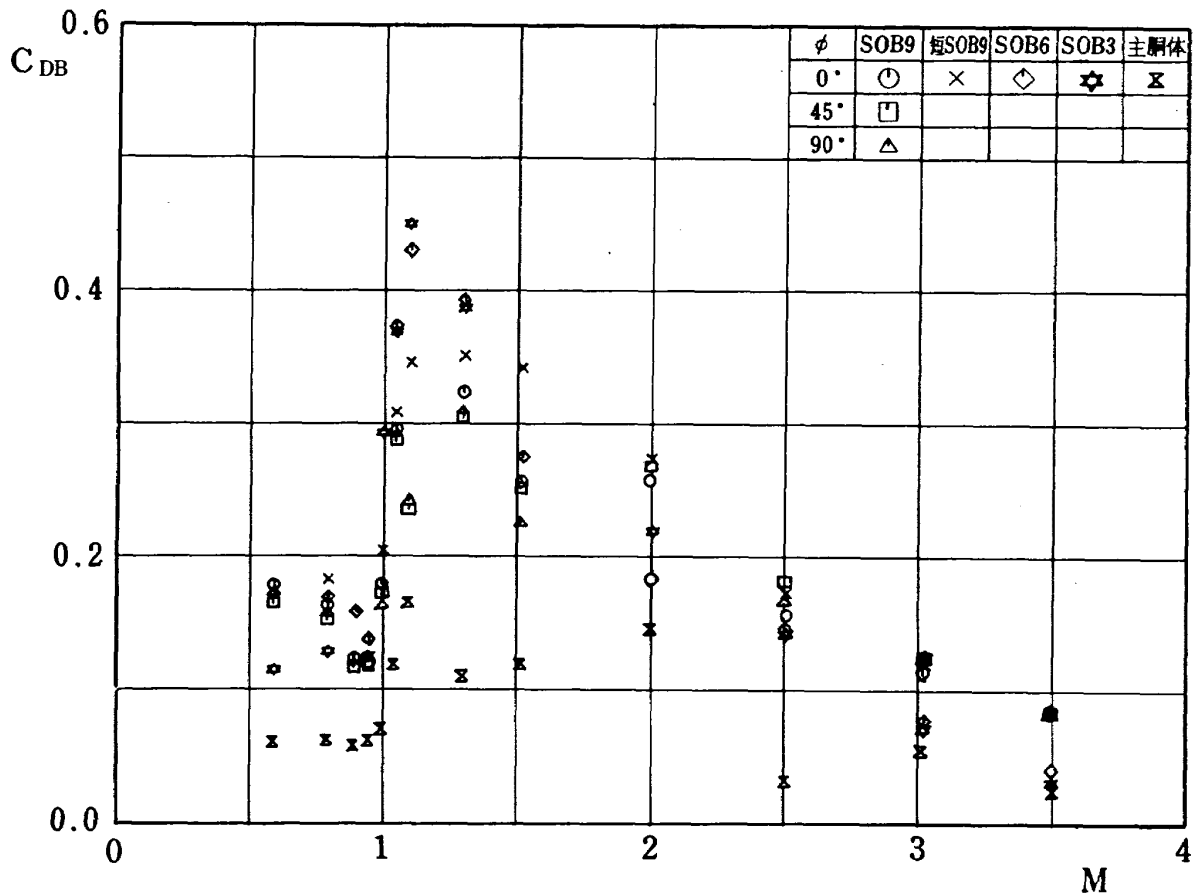


図8 底面抗力係数～マッハ数

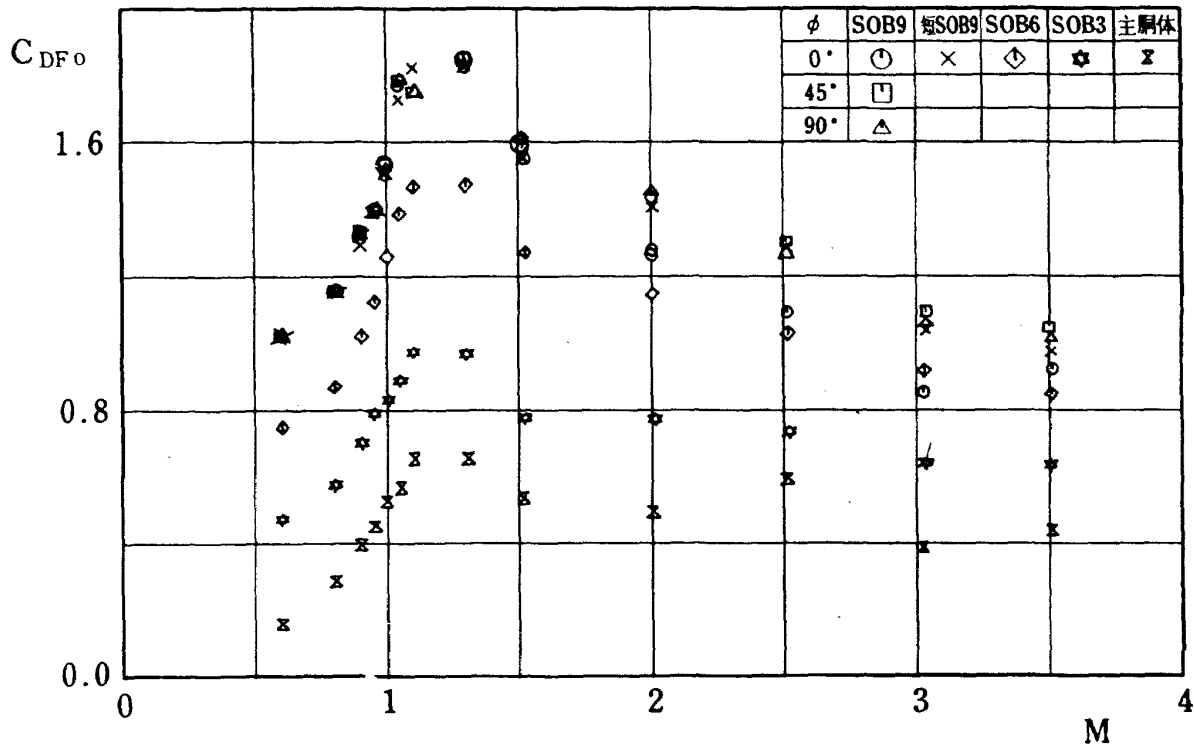


図9 零迎角時前面抗力係数～マッハ数

4.1 力試験模型試験結果

力試験模型では図1に見られるごとく、主胴体長が848mmと766mmの長短2種あり、実機において配線等を保護している覆等を模擬した附加物が付いている。補助ブースタ(SOB)はその切離しが順調に行かなかった時は色々の場合が考えられるが、一応、図に示した位置で3本、6本、9本付けられた形状での試験を考えた。試験ケースはすでに表5に示したが、これらから長短の主胴体長さによる影響、SOBが3本、6本、および9本付いた時のバンク角による影響、SOB本数が増えた時の影響等について検討した。力試験結果をまとめた形として、マッハ数を横軸に取って、迎角0°における垂直力係数傾斜( $C_{N\alpha}$ )を図4に、縦揺モーメント係数傾斜( $-C_{m\alpha}$ )を図5に、主胴体長を100%として先端から測った圧力中心位置( $x_{cp}$ )を図6に、最小全抗力係数( $C_{DT0}$ )を図7に、底面抗力係数(SOB後端部も含む)を図8に、また、図9には最小全抗力係数から底面抗力係数を引いた最小前面抗力係数( $C_{DF0}$ )をそれぞれ示した。

4.1.1 主胴体長による影響

主胴体長の長短による比較はSOB 9本付の形状でバンク角0°について行なった。垂直力係数( $C_N$ )、縦揺モーメント係数( $C_m$ )、軸力係数( $C_A$ )をそれぞれ迎角( $\alpha$ )に対しプロットしたものをマッハ数をパラメータ

として図10～図18に示した。図10～図12の $C_N \sim \alpha$ および図13～図15の $C_m \sim \alpha$ の図をみるに $\alpha=0$ において必ずしも $C_N$ は0とはなっていないが、これはSOB回りに非対称性があるので若干はそこに原因があると思われるが、長短の違いによって特にマッハ数0.6, 0.8, 0.95で不一致がみられるので計測系のドリフトの影響も考慮されねばならないと思われる。この $C_N \sim \alpha$ および $C_m \sim \alpha$ のグラフにおいて $\alpha=0$ における $\alpha$ に対する微分を取った垂直力係数傾斜( $C_{N\alpha}$ )および縦揺モーメント係数傾斜( $-C_{m\alpha}$ )についてはすでに図4と図5に長胴体の結果を○印で短胴体のを×印でそれぞれ示した。おおむね試験マッハ数にわたって短い胴体の方が若干低目の値となっているが、頂角20°のコーン・シリンダ胴体について、文献4)をもとに長短胴体の長さ対直径比( $L/D$ )に対応する13.9と12.7での違いを比べると、 $C_{N\alpha}$ はlow supersonic以下のマッハ数では $L/D$ がある程度大きくなるとほとんど一定値に収縮してしまい両者の差はなく、マッハ数3.5でも高々0.1ぐらい長い方が大きい程度であるから、若干両者の差が大きい様にも思われる。 $C_{m\alpha}$ についても $C_{N\alpha}$ と同様のことが云える。図16～図18に示した $C_A \sim \alpha$ の図においてはマッハ数によっては短胴体の方の値が大きくなっているが、図7に示した $C_{DT0} \sim M$ の図において長胴体にSOBを9本つけた形状でのバンク角45°, 90°の結果と比較しバン

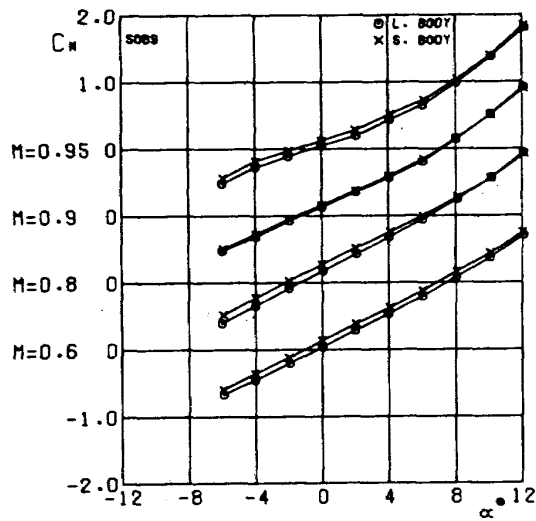


図10 垂直力係数～迎角（長短胴体比較）

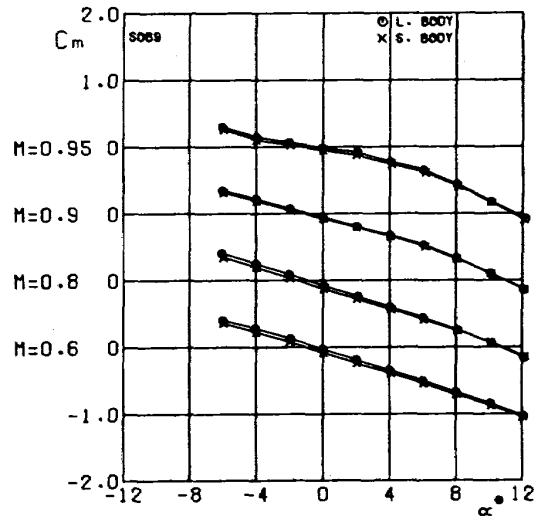


図13 縦揺モーメント係数～迎角（長短胴体比較）

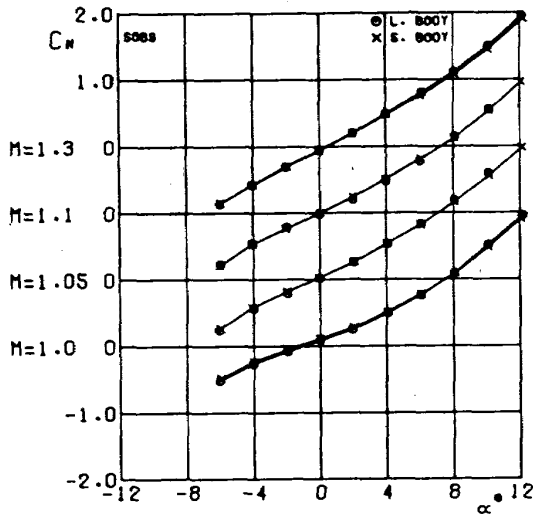


図11 垂直力係数～迎角（長短胴体比較）

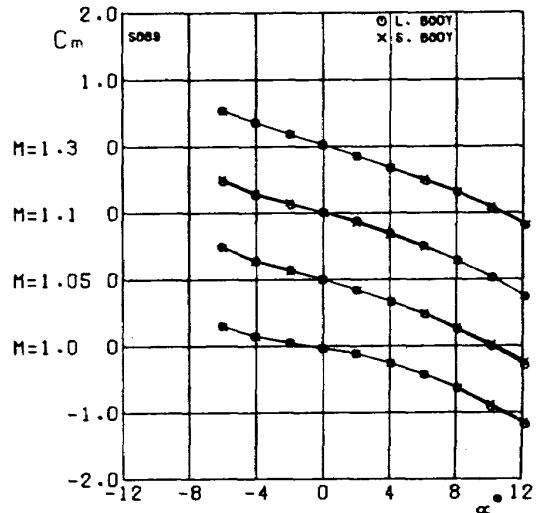


図14 縦揺モーメント係数～迎角（長短胴体比較）

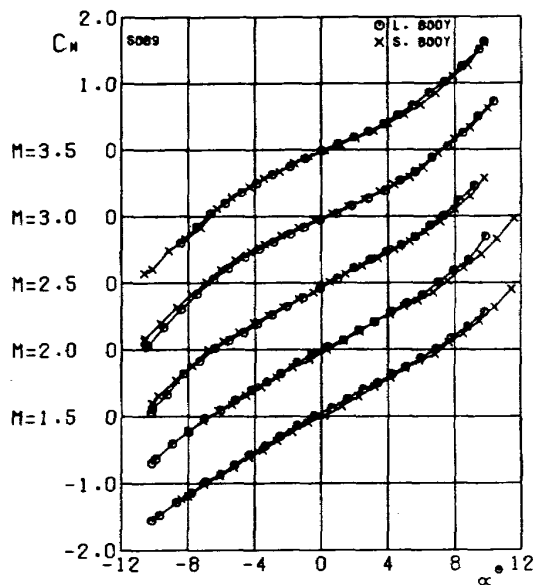


図12 垂直力係数～迎角（長短胴体比較）

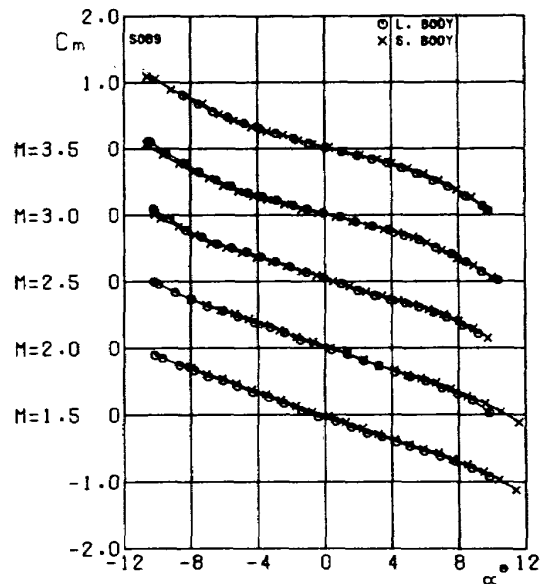


図15 縦揺モーメント係数～迎角（長短胴体比較）

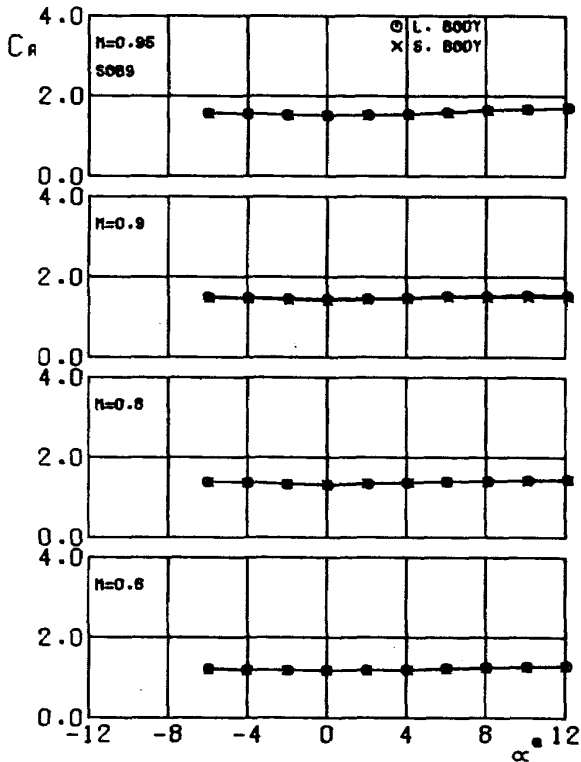


図 16 軸力係数～迎角 (長短胴体比較)

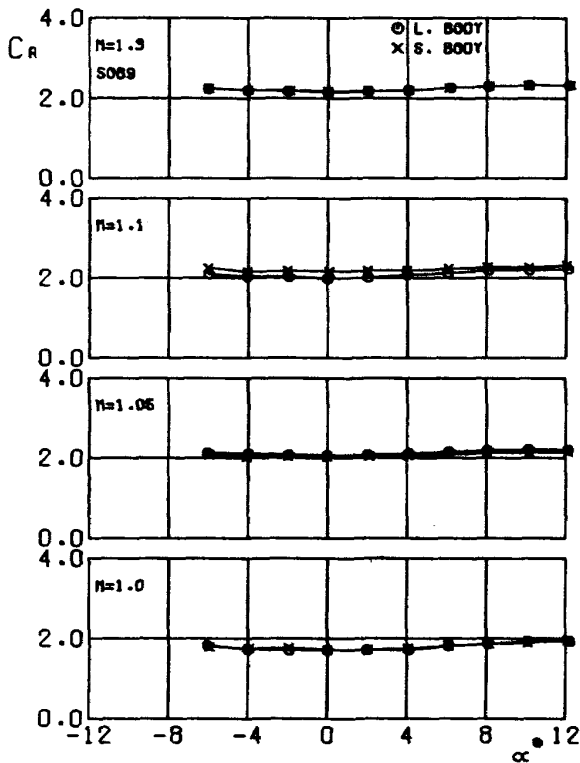


図 17 軸力係数～迎角 (長短胴体比較)

ク角 $0^\circ$ の値が小さすぎるため、計測精度<sup>1), 2)</sup>による違いであると思われる。また、胴体の長短による差異が現われるのは主に摩擦力によるもので、その差を推算値から求めても高々 0.01 以下である。主胴体の長さによる影

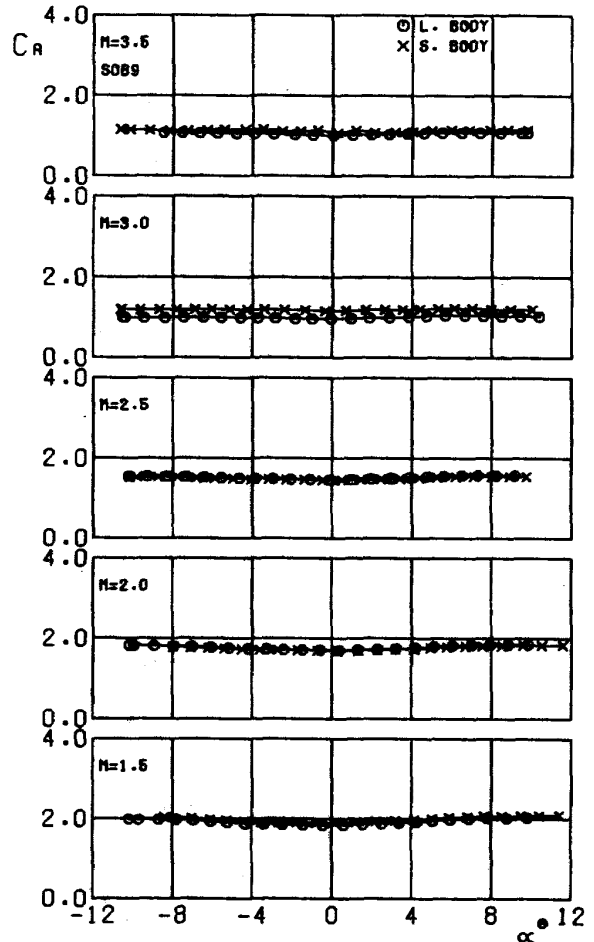


図 18 軸力係数～迎角 (長短胴体比較)

響はある程度の  $L/D$  があればほとんど差がでないと言った方が妥当のように思える。

4.1.2 バンク角による影響

迎角を取った時、SOB が取り付けられた部分の風の当り具合をみると、バンク角によって種々に変化する。そこでバンク角による影響をみるため、バンク角を  $0^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $90^\circ$  に設定して試験を行なった。ただし、試験ケースに限りがあったので、SOB 3 本および 6 本付形状では超音速風洞での試験は  $\phi=0^\circ$  のみでバンク角を変えた試験は行なわなかった。図 19～図 60 に SOB 9 本、6 本および 3 本付の場合についてバンク角を  $0^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $90^\circ$  に変えた時の 6 分力特性をマッハ数をパラメータとして示した。図 19～図 25 の  $C_N \sim \alpha$  のグラフをみると、 $\phi=90^\circ$  のときは形状が上下対称となるのでほぼ原点を通るが、 $\phi=0^\circ$ 、 $45^\circ$  では非対称となるので  $\alpha=0^\circ$  でも必ずしも  $C_N$  は 0 とはなっていない。図 61～図 63 には SOB が 9 本、6 本および 3 本付形状でのバンク角による影響について、 $\alpha=0^\circ$  における  $C_{N\alpha}$  の形で示した。この結果からはおおむね  $\phi=90^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $0^\circ$  の順で値が小さくなっていく。  $C_m$ 、 $\alpha_{cp}$  についてもほぼ  $C_N$  と同様のことが云える。

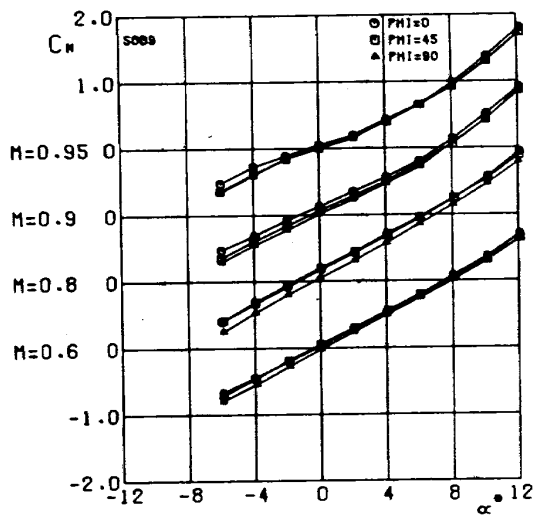


図19 垂直力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 9本付）

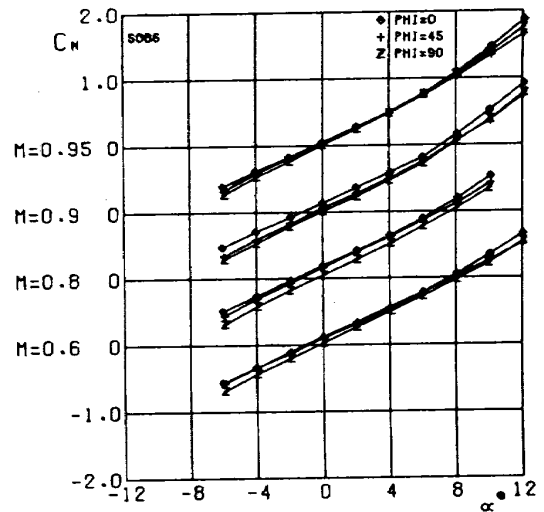


図22 垂直力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 6本付）

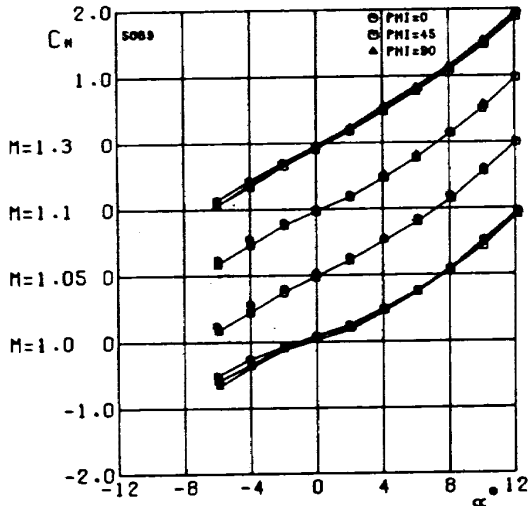


図20 垂直力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 9本付）

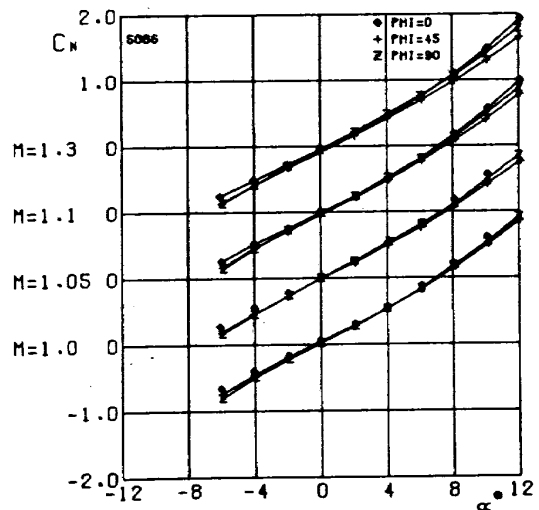


図23 垂直力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 3本付）

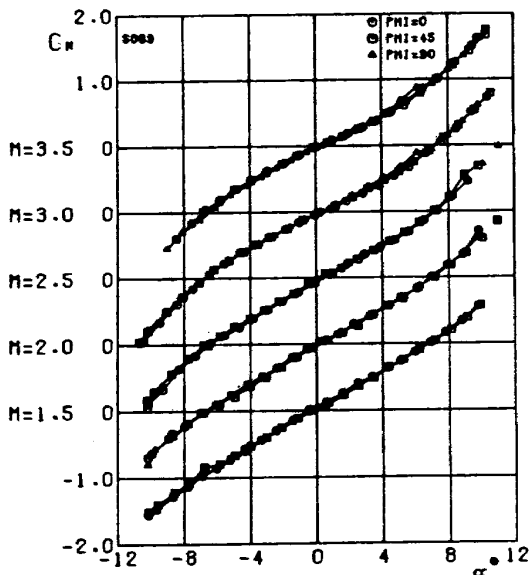


図21 垂直力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 9本付）

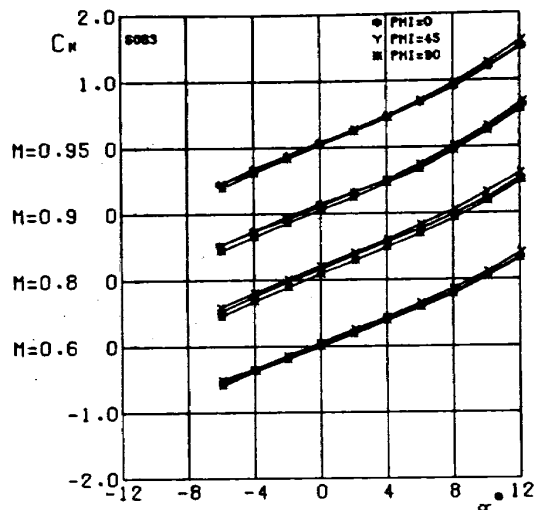


図24 垂直力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 3本付）

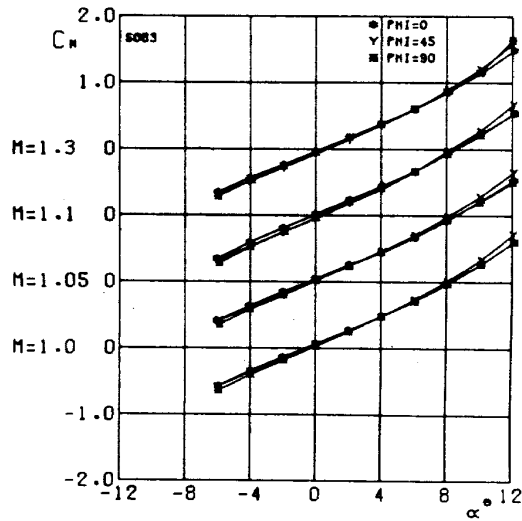


図25 垂直力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 3本付）

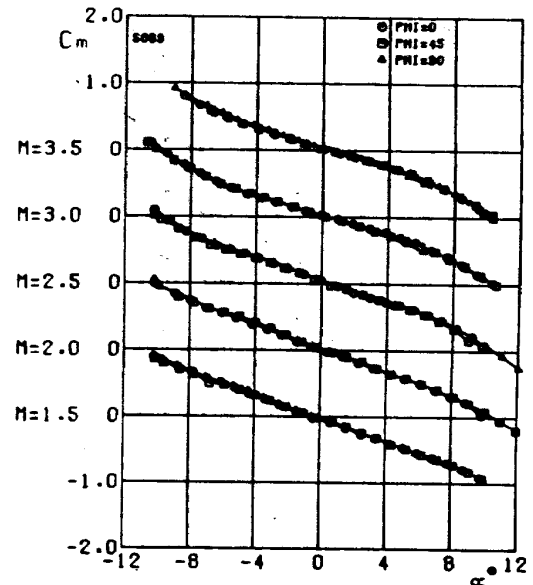


図28 縦揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較，SOB 9本付）

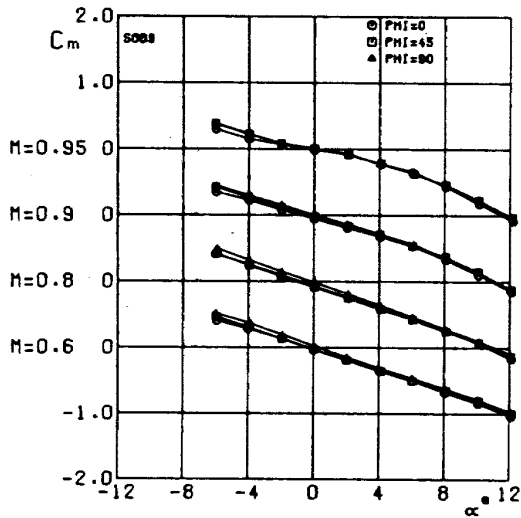


図26 縦揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較，SOB 9本付）

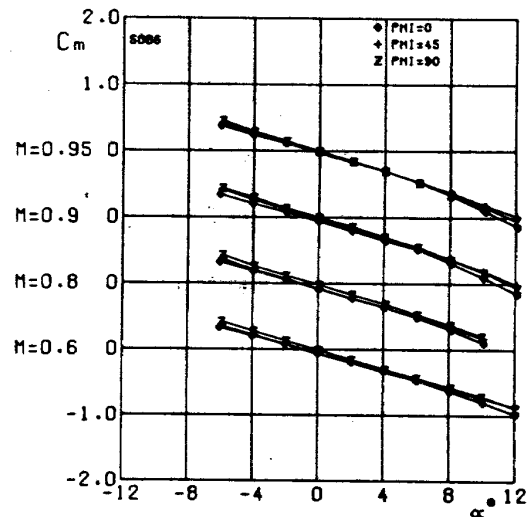


図29 縦揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較，SOB 6本付）

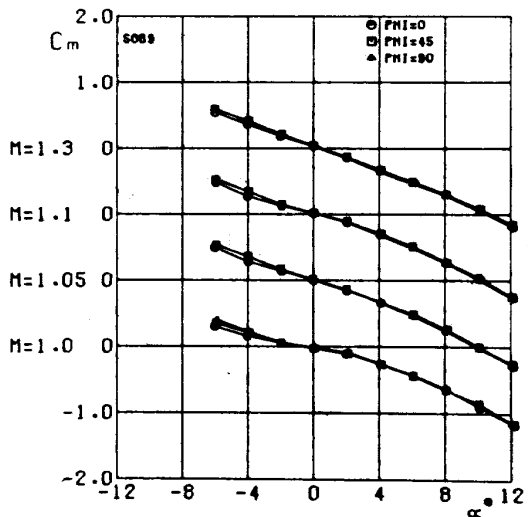


図27 縦揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較，SOB 9本付）

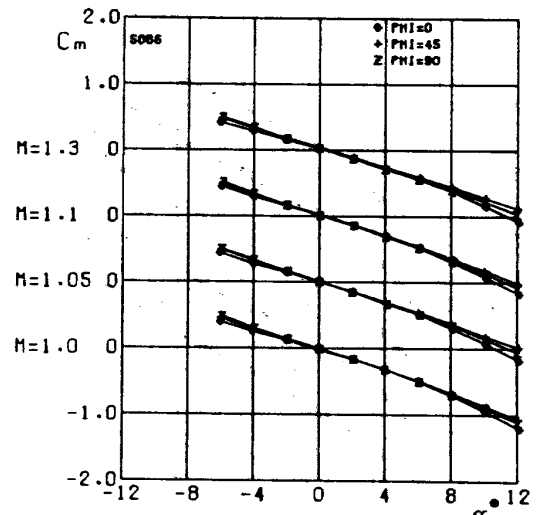


図30 縦揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較，SOB 6本付）

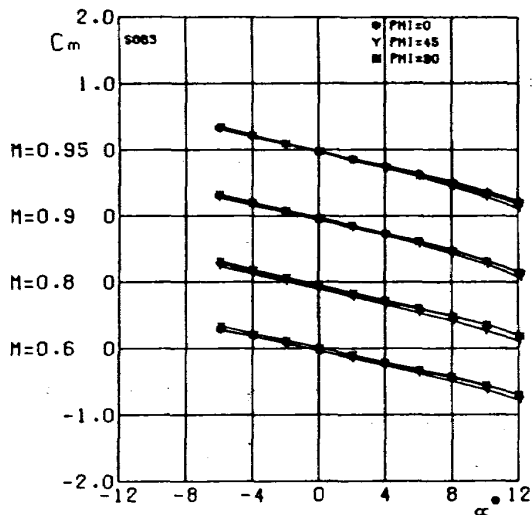


図 31 縦揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較, SOB 3 本付）

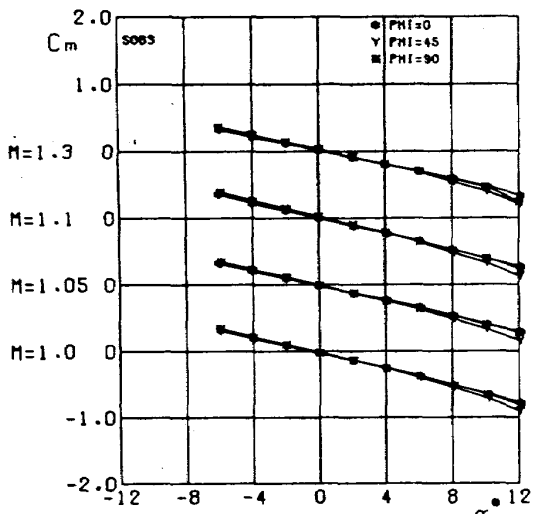


図 32 縦揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較, SOB 3 本付）

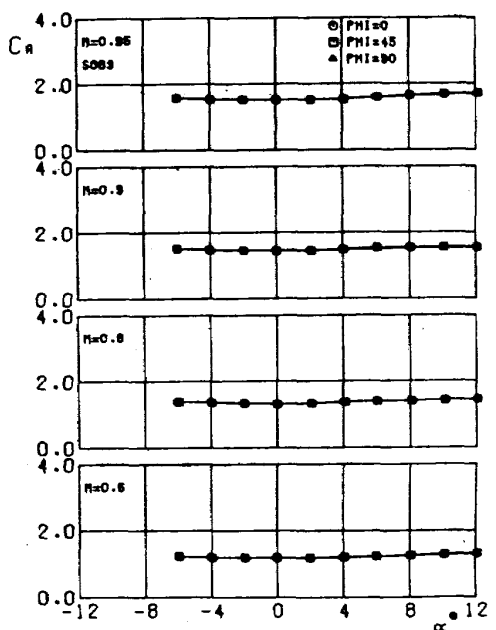


図 33 軸力係数～迎角（バンク角による比較, SOB 9 本付）

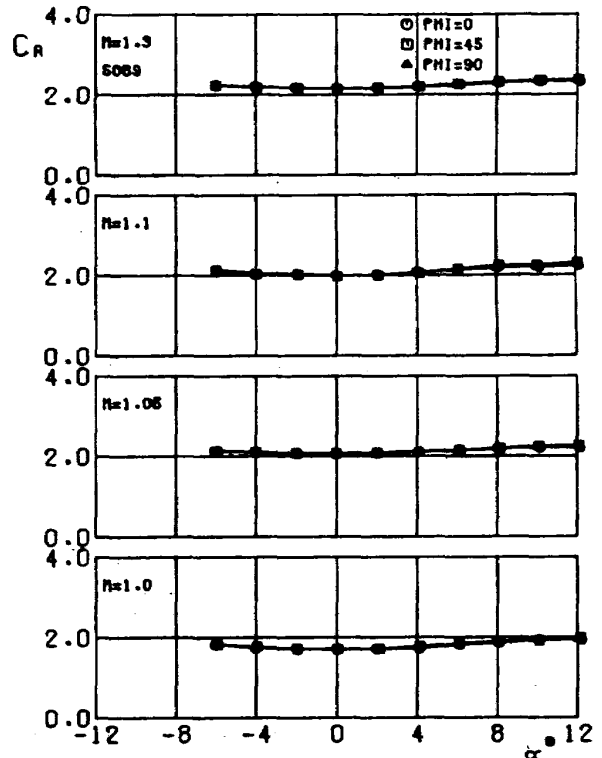


図 34 軸力係数～迎角（バンク角による比較, SOB 9 本付）

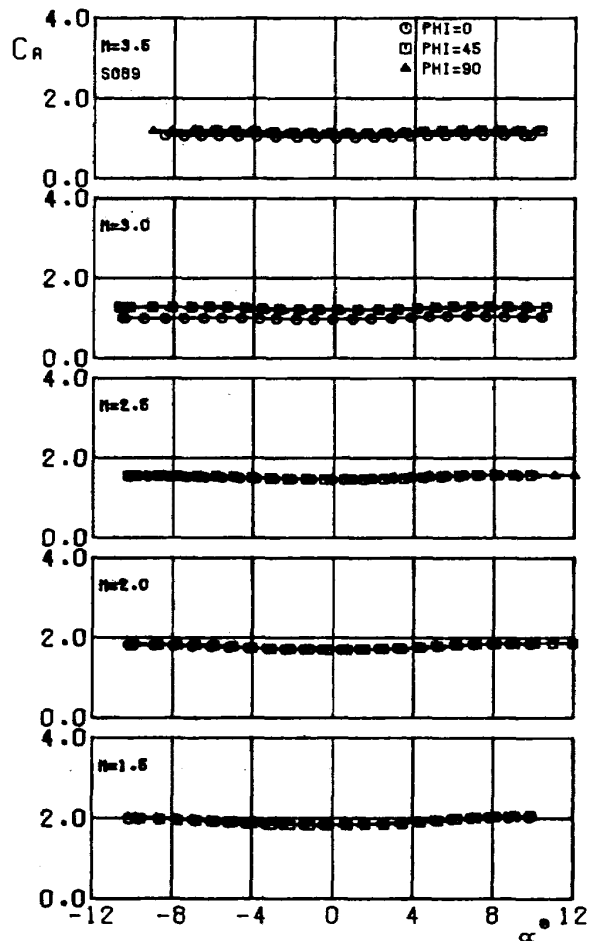


図 35 軸力係数～迎角（バンク角による比較, SOB 9 本付）



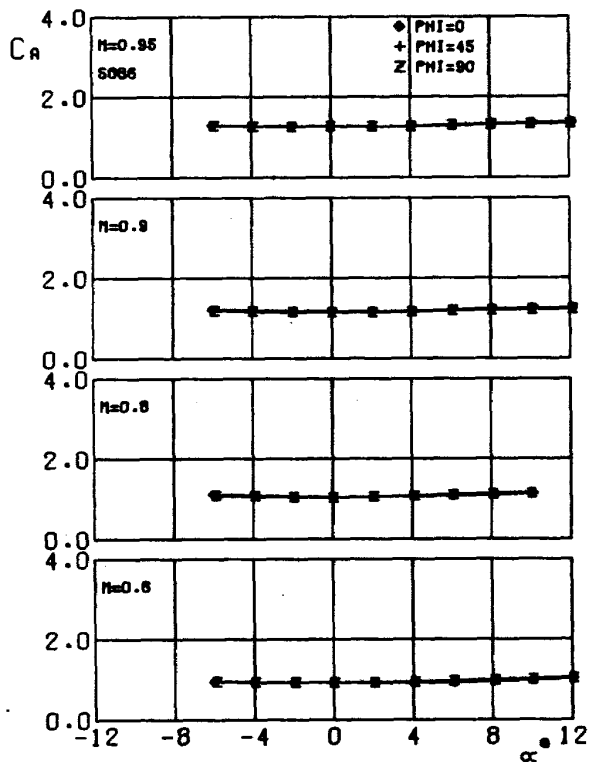


図 36 軸力係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 6 本付)

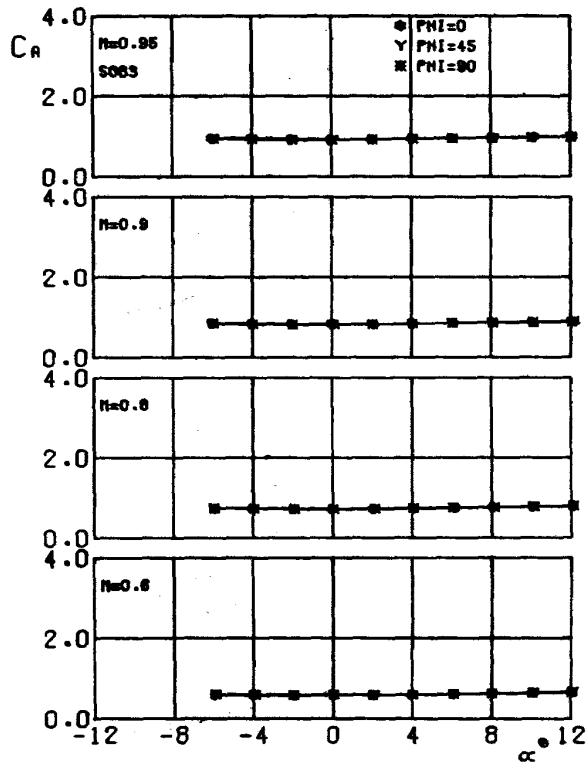


図 38 軸力係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 3 本付)

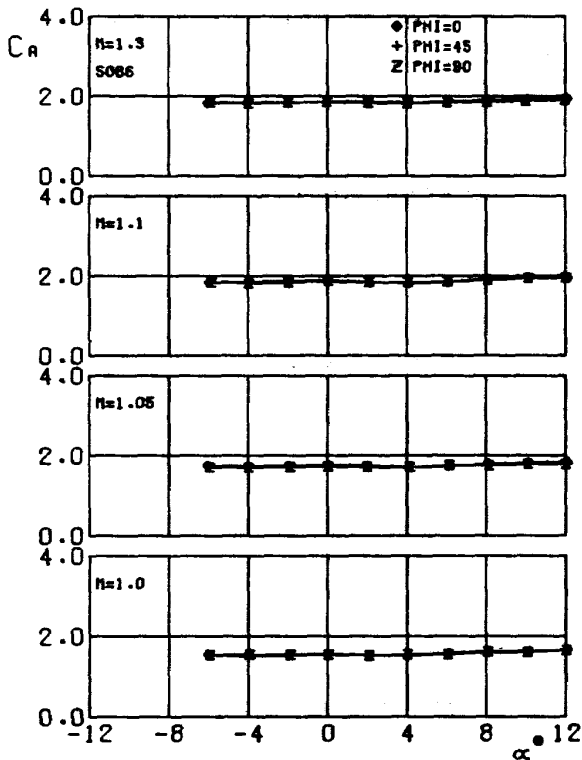


図 37 軸力係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 6 本付)

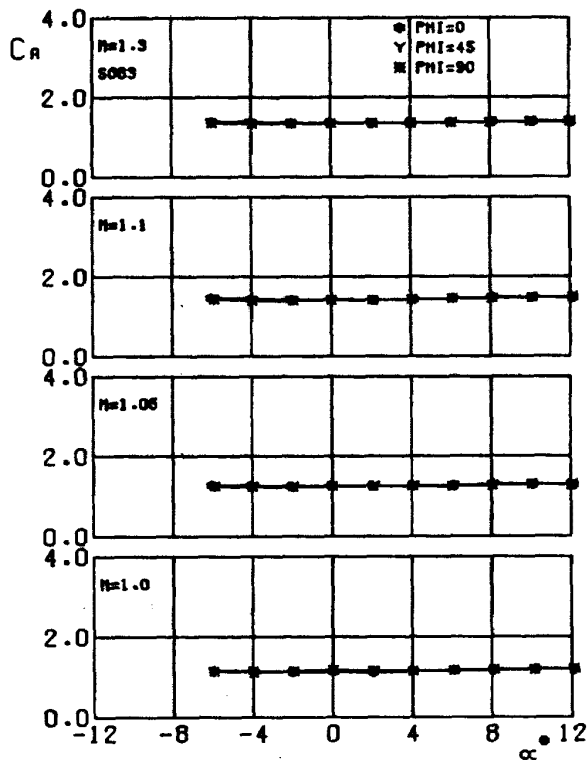


図 39 軸力係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 3 本付)

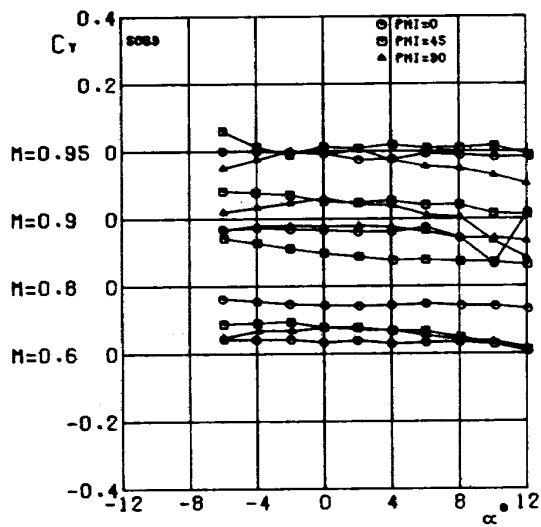


図40 横力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 9本付）

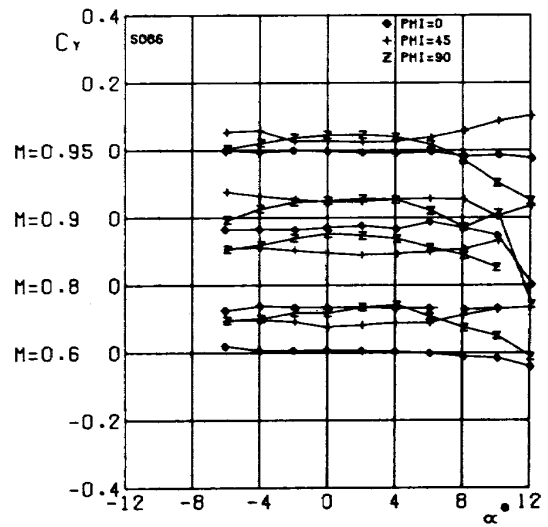


図43 横力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 6本付）

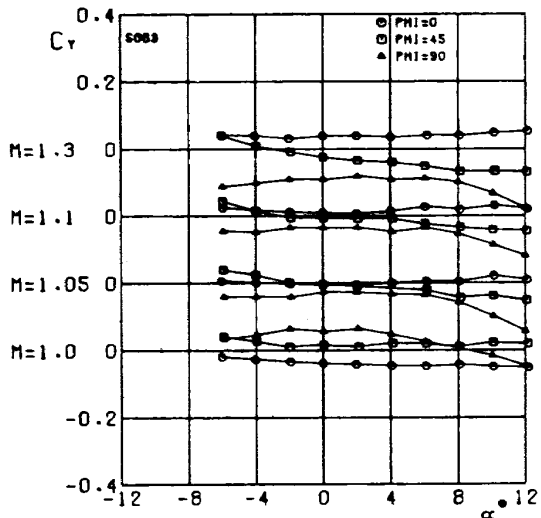


図41 横力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 9本付）

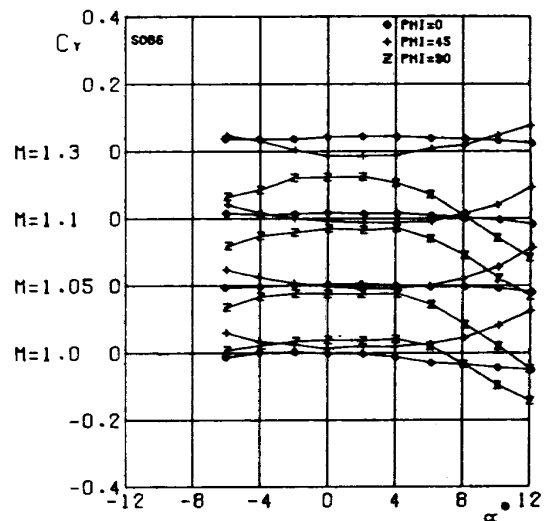


図44 横力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 6本付）

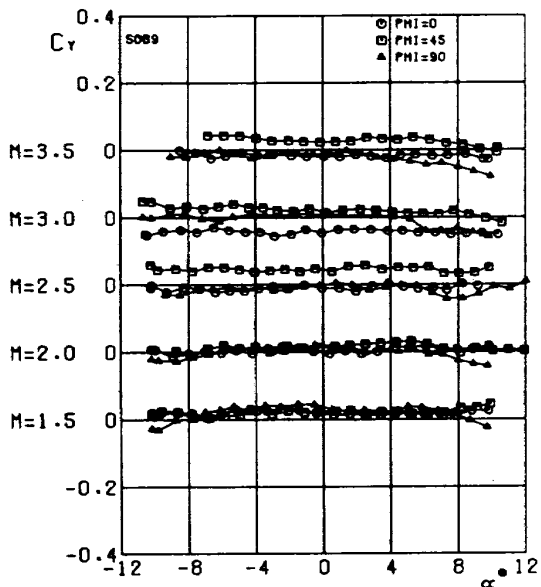


図42 横力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 9本付）

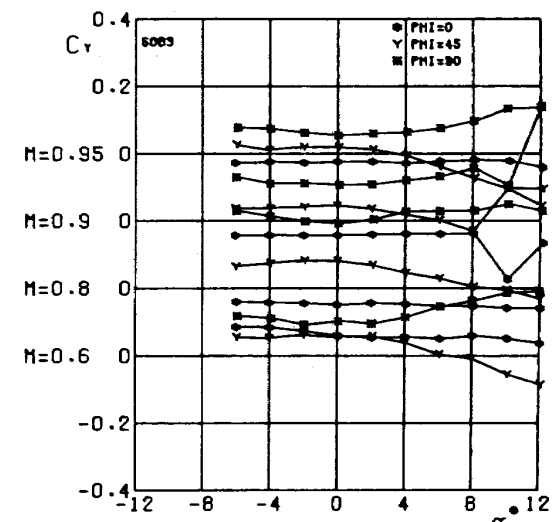


図45 横力係数～迎角（バンク角による比較，SOB 3本付）

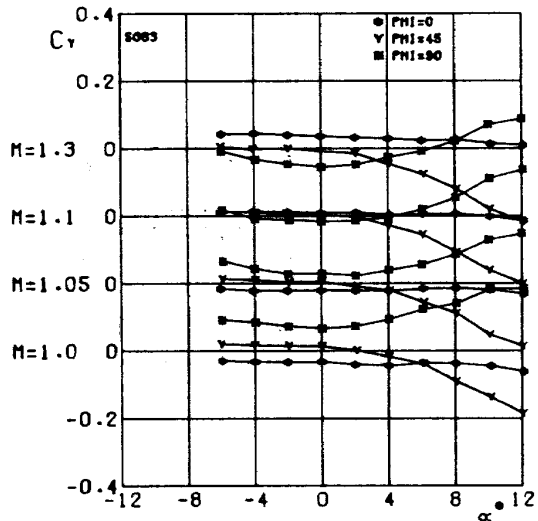


図 46 横力係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 3 本付)

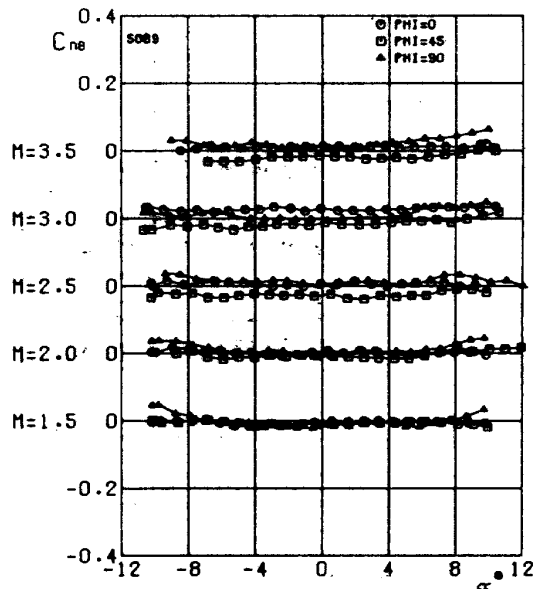


図 49 偏揺モーメント係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 9 本付)

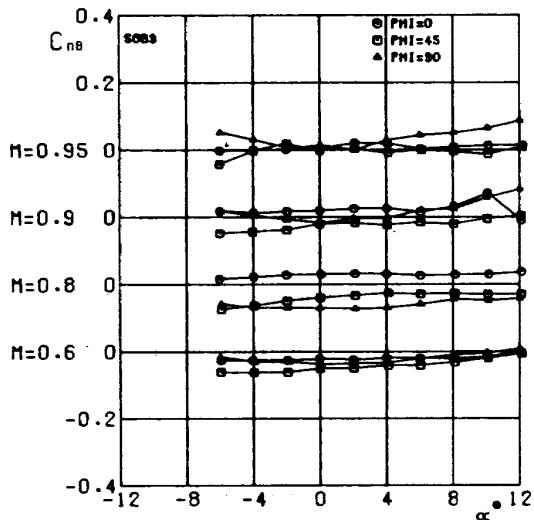


図 47 偏揺モーメント係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 9 本付)

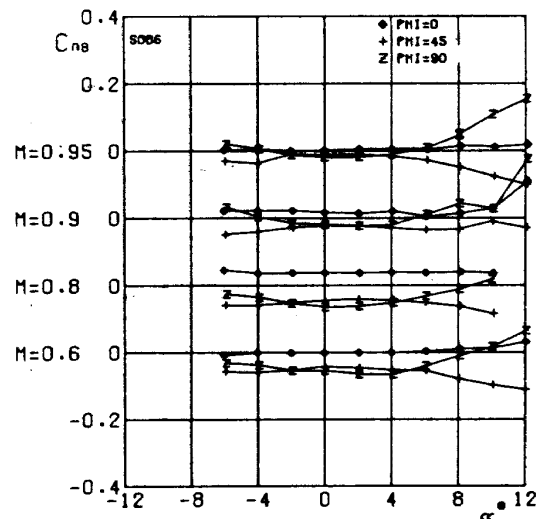


図 50 偏揺モーメント係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 6 本付)

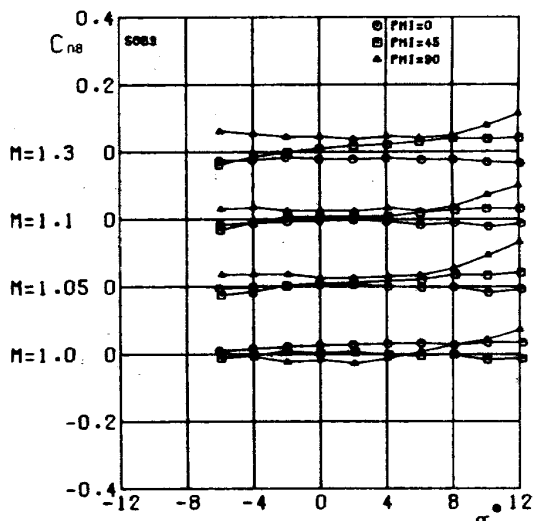


図 48 偏揺モーメント係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 9 本付)

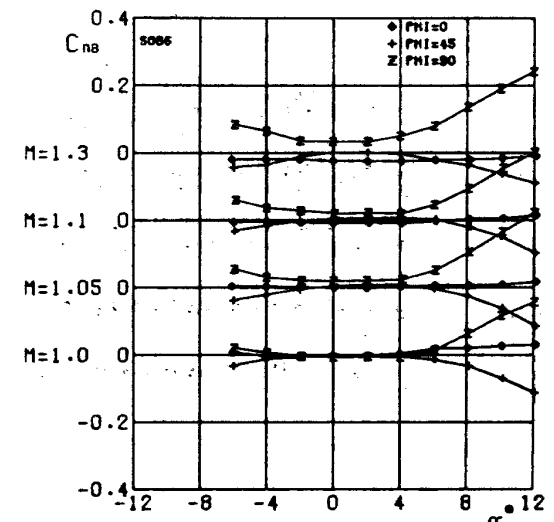


図 51 偏揺モーメント係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 6 本付)

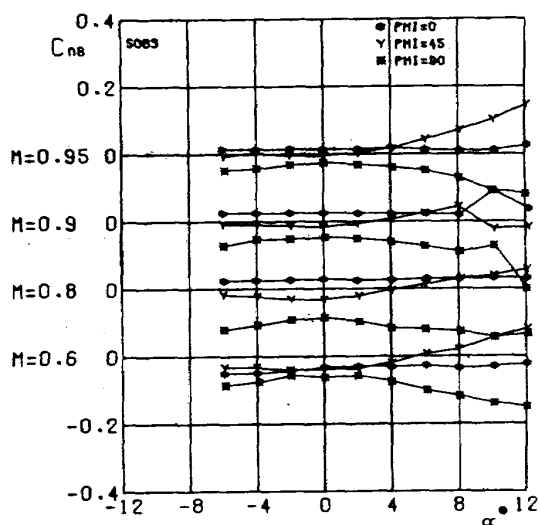


図 52 偏揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較, SOB 3 本付）

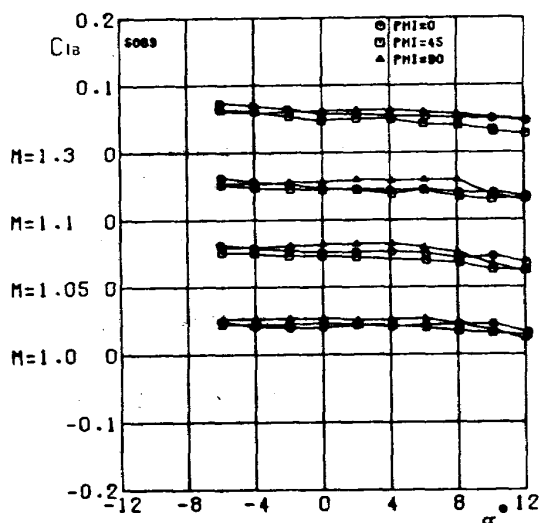


図 55 横揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較, SOB 9 本付）

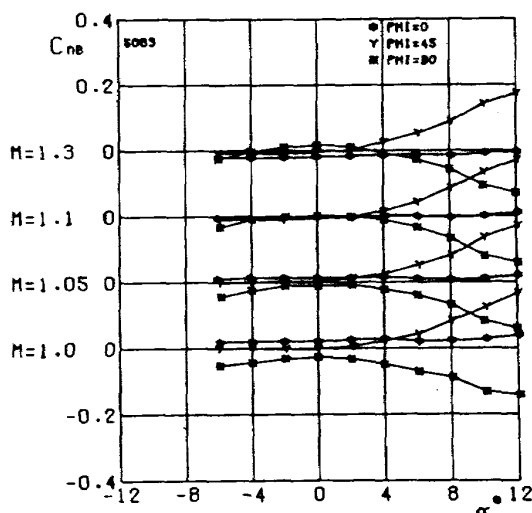


図 53 偏揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較, SOB 3 本付）

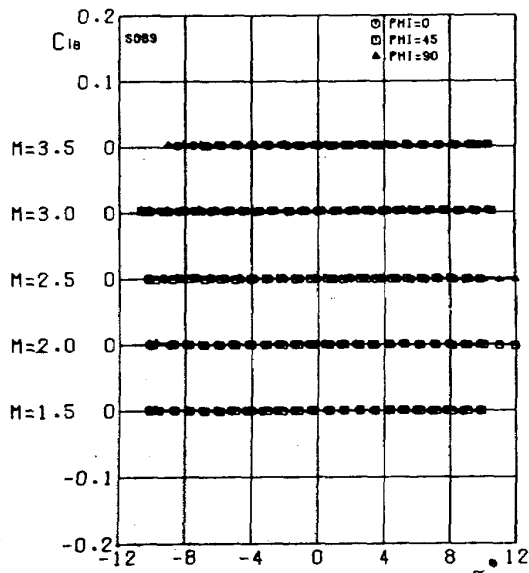


図 56 横揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較, SOB 9 本付）

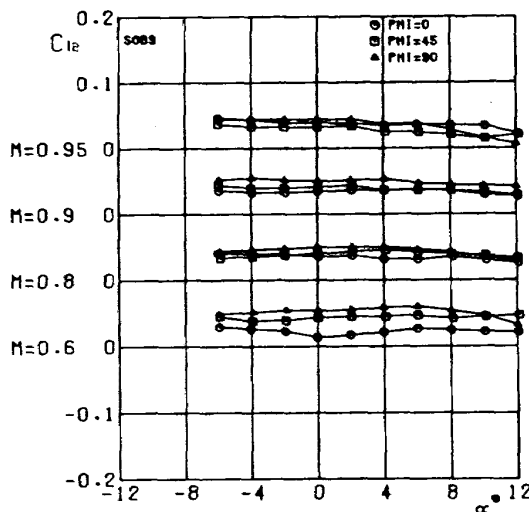


図 54 横揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較, SOB 9 本付）

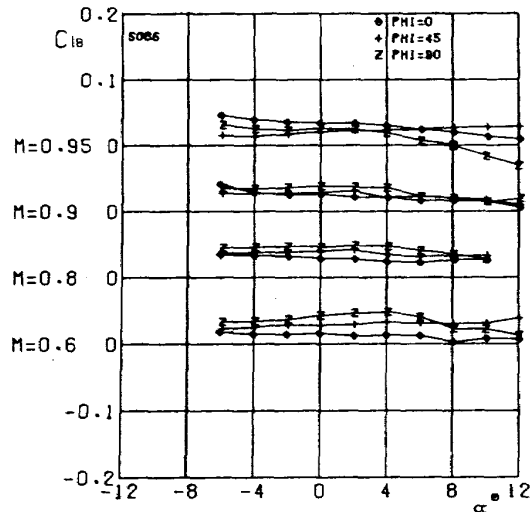


図 57 横揺モーメント係数～迎角（バンク角による比較, SOB 6 本付）

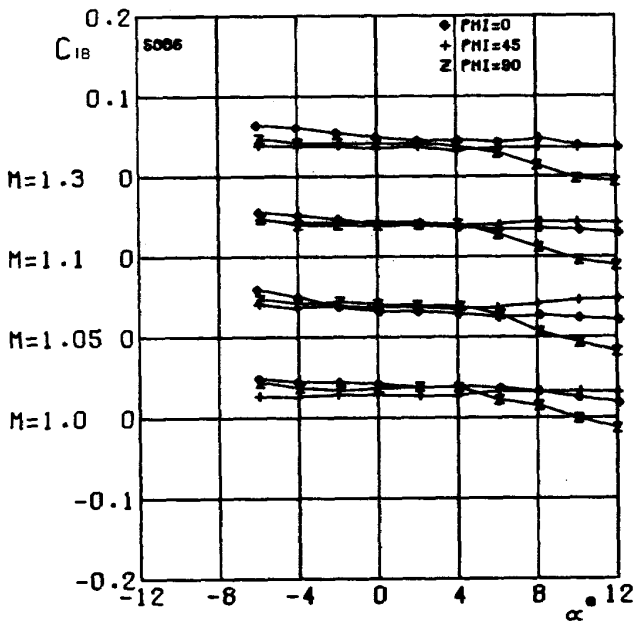


図 58 横揺モーメント係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 6 本付)

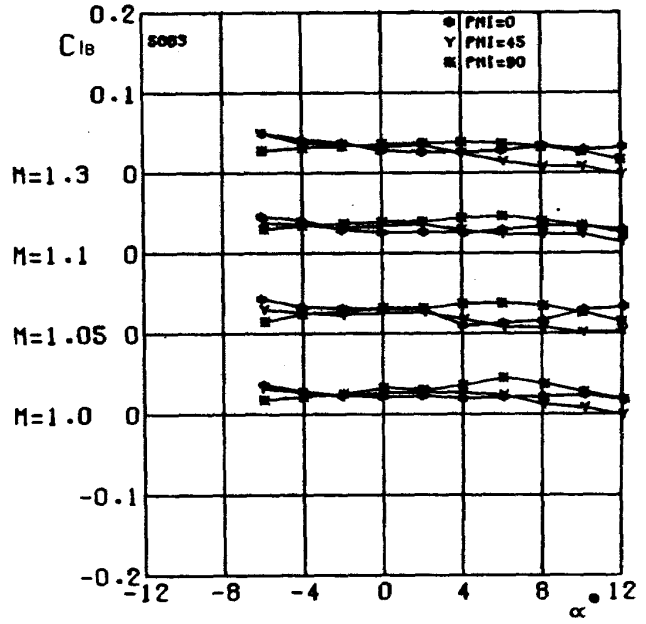


図 60 横揺モーメント係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 3 本付)

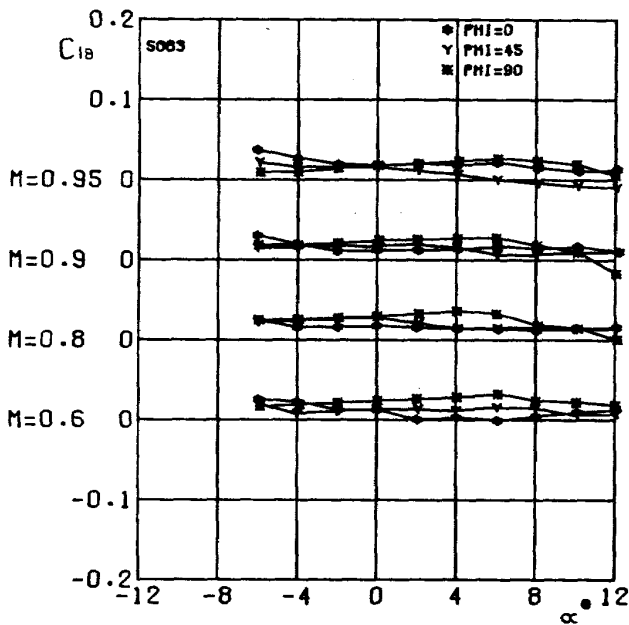


図 59 横揺モーメント係数～迎角 (バンク角による比較, SOB 3 本付)

図 33～図 39 の  $C_A \sim \alpha$  のグラフをみると、軸力に関してはバンク角に依る変化はみられない。SOB 9 本付のときの  $M = 3.0, 3.5$  の不一致は計測精度の問題だろうと思う。 $C_Y \sim \alpha, C_{NB} \sim \alpha, C_{lB} \sim \alpha$  については図 40～図 60 に示したが、ともに値としては小さい量である。

4.1.3 補助ブースタ本数による影響

図 64～図 72 にバンク角  $0^\circ$  での SOB 9 本, 6 本, 3 本および SOB なしの場合についてマッハ数をパラメータとして  $C_N \sim \alpha, C_m \sim \alpha, C_A \sim \alpha$  を示した。

SOB 本数の増加に対し空力特性の変化が直線的でないとしたら、SOB と主胴体間あるいは SOB 相互間で干渉が生じていると判断される。その様子を直感的にみやすくするため SOB 本数を横軸に取り図示してみる。図 73～図 75 には  $\phi = 0^\circ$  での  $C_{N\alpha}$  について示した。SOB なしから 3 本へ増加した時の  $C_{N\alpha}$  の増分と 3 本から 6 本へ、6 本から 9 本へ増加した時のそれぞれの増分を比べると段々減少していることがわかる。このことは、この様な形状の飛しょう体の初期設計段階での大略の  $C_{N\alpha}$  を推定する方法として細長い翼の揚力を与えるものとしての Jones の理論<sup>5)</sup> を援用して得られる  $C_{N\alpha} = \pi/2 \cdot b^2 / S_{ref}$  ( $b$ : スパン,  $S_{ref}$ : 基準面積) において SOB の数が増加しても迎角変角方向に垂直な面へ投影して考えた形のスパンはさほど増加しないことからある程度予想されることである。図でマッハ数 0.9～1.1 で SOB が 6 本から 9 本へ増えた時の  $C_{N\alpha}$  の増分が負になっている (図 4 の  $C_{N\alpha} \sim M$  のグラフでは 0.95 前後で SOB 9 本付形状の値が谷状をなしている。) が、形状を単純化した同種の模型での試験結果<sup>6)</sup>、あるいは今回の SOB 5 分力試験結果 (図 150) ではこの様に顕著な形ではみられず、その原因の正確なところは不明である。図 76～図 78 には迎角  $0^\circ$  における全抗力係数を補助ブースタ本数を横軸に取り示した。遷音速風洞試験領域での結果では明らかに SOB が増加するにしたがって  $C_{DT0}$  の増分は段々減少している。超音速風洞での試験結果では遷音速風洞での結果ほど明確な傾向は示していないが、SOB なしから 3 本付へ変った時の  $C_{DT0}$  の増分の方が 3 本から 6 本

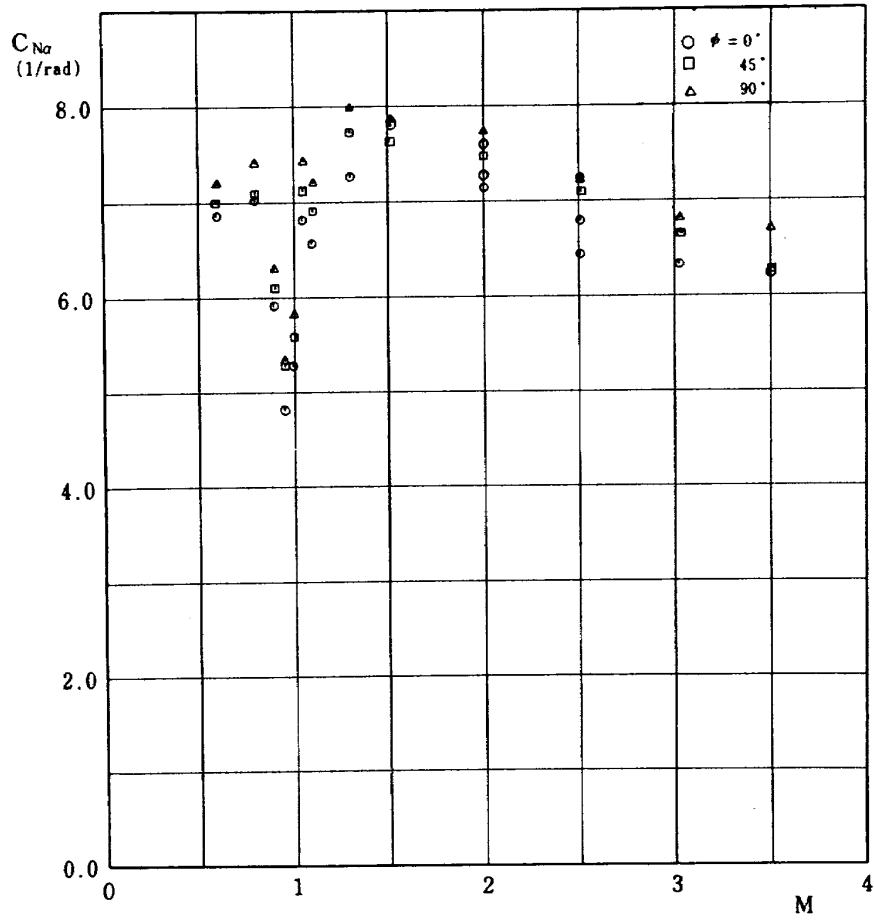


図 61 垂直力係数傾斜～マッハ数（長胴体，SOB 9 本付）

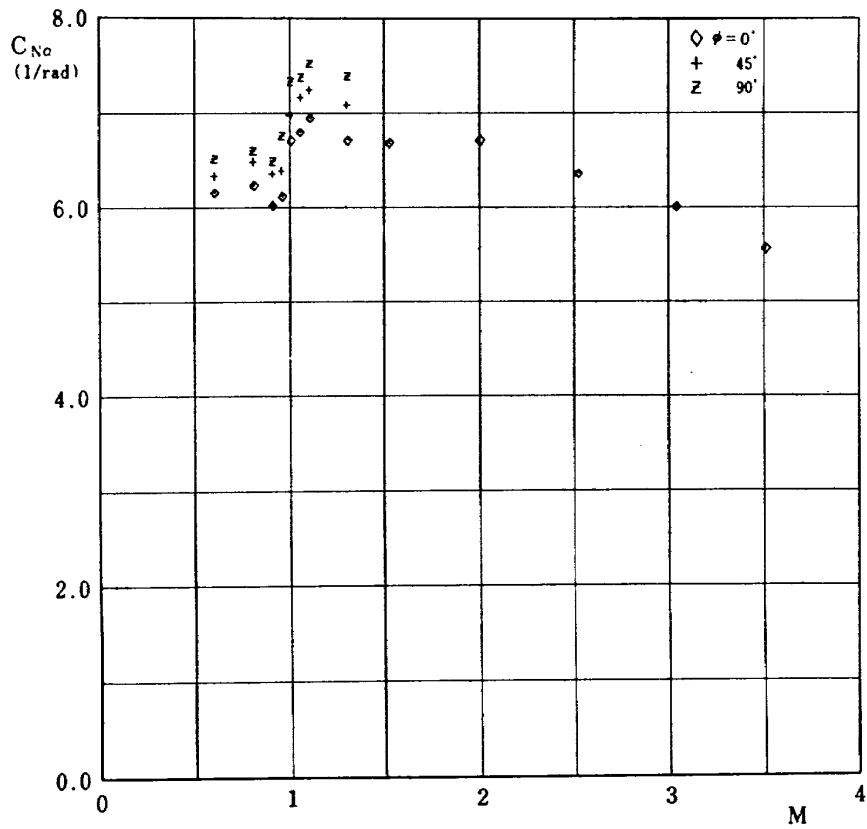


図 62 垂直力係数傾斜～マッハ数（長胴体，SOB 6 本付）

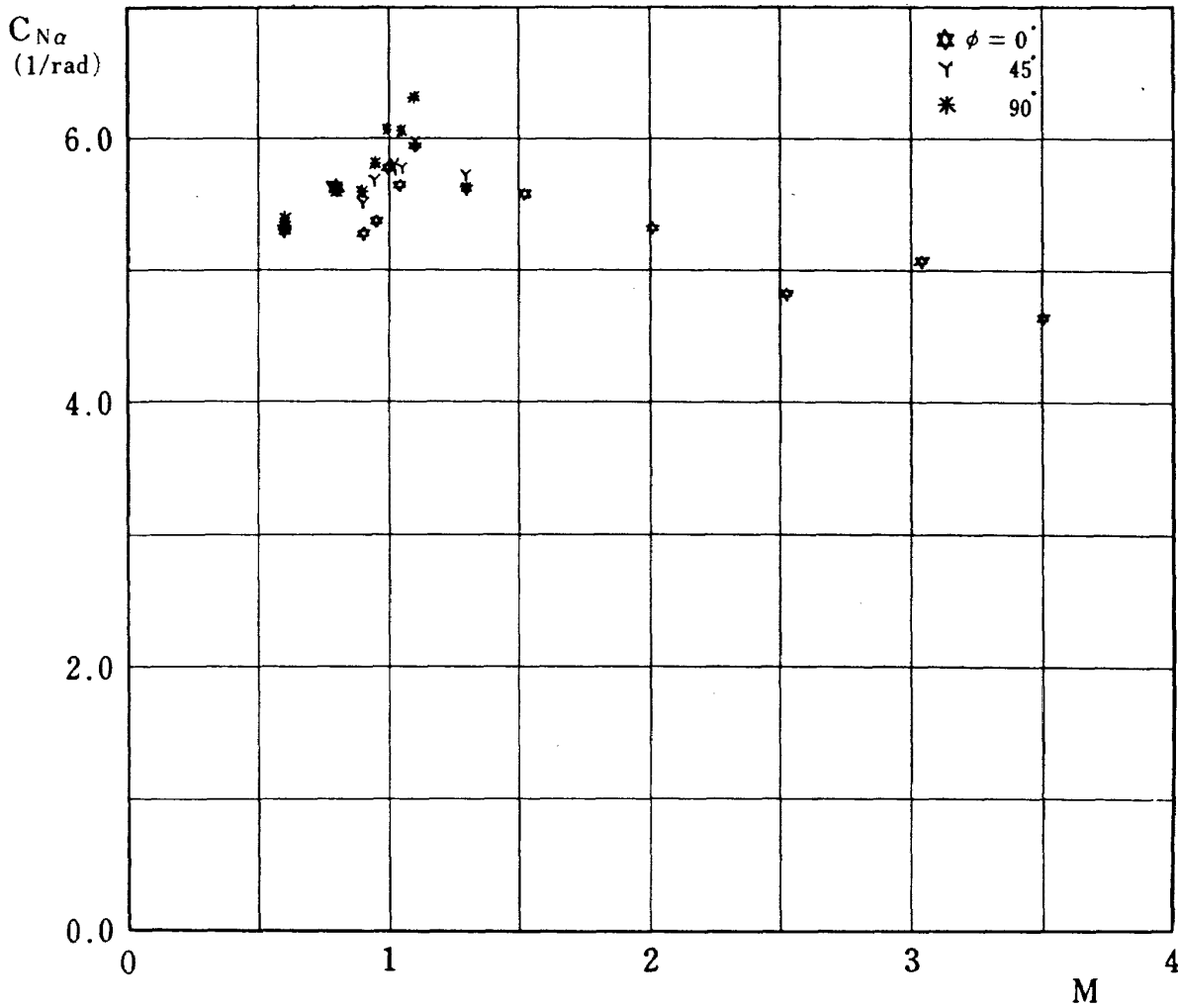


図 63 垂直力係数傾斜～マッハ数 (長胴体, SOB 3本付)

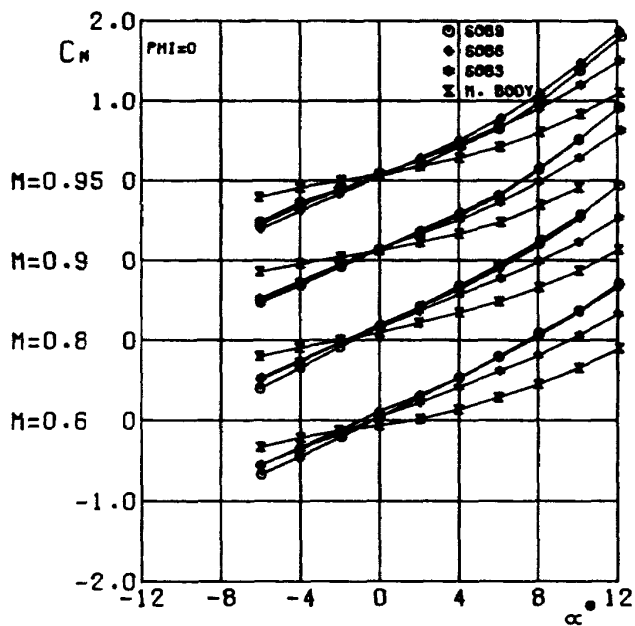


図 64 垂直力係数～迎角 (SOB 本数による比較)

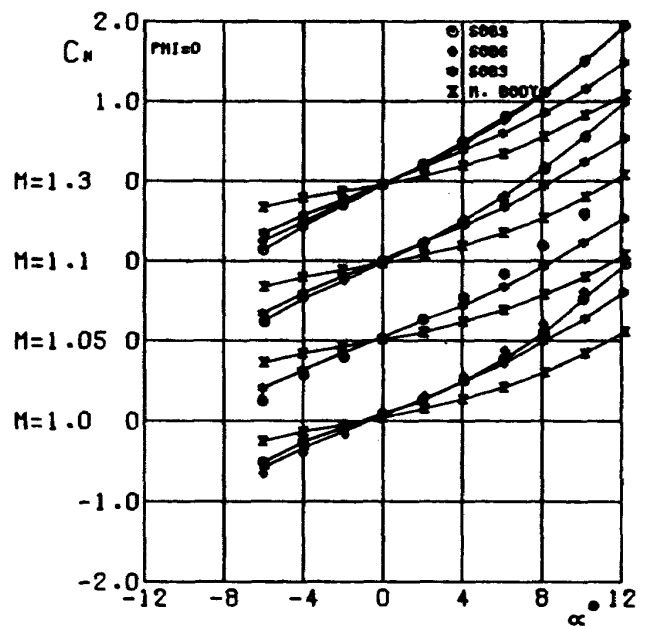


図 65 垂直力係数～迎角 (SOB 本数による比較)

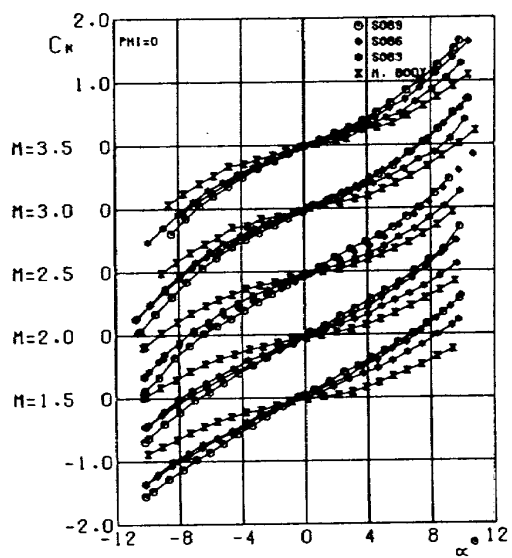


図 66 垂直力係数～迎角 (SOB 本数による比較)

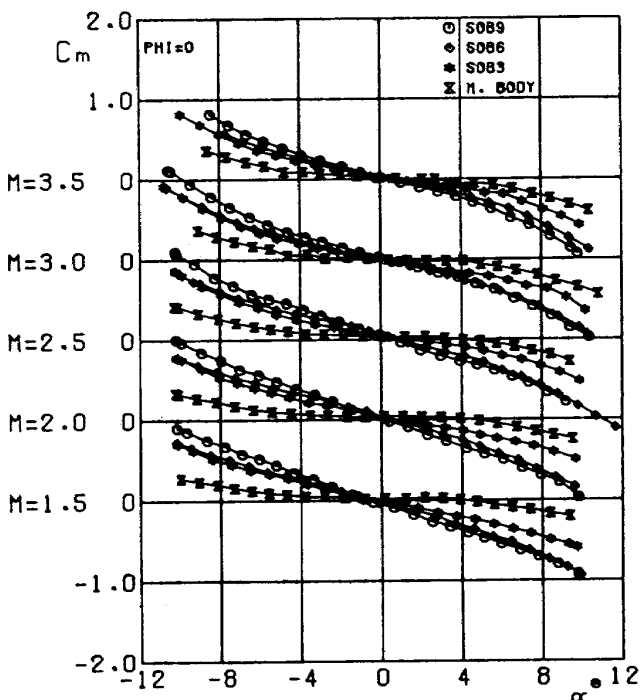


図 69 縦揺モーメント係数～迎角 (SOB 本数による比較)

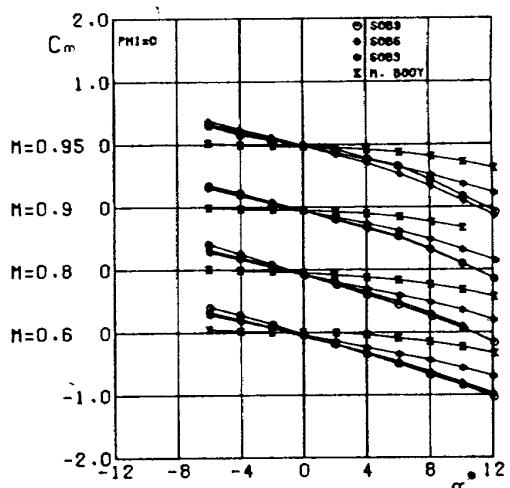


図 67 縦揺モーメント係数～迎角 (SOB 本数による比較)

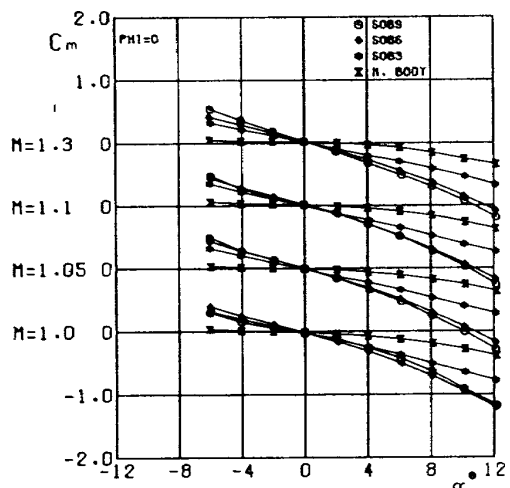


図 68 縦揺モーメント係数～迎角 (SOB 本数による比較)

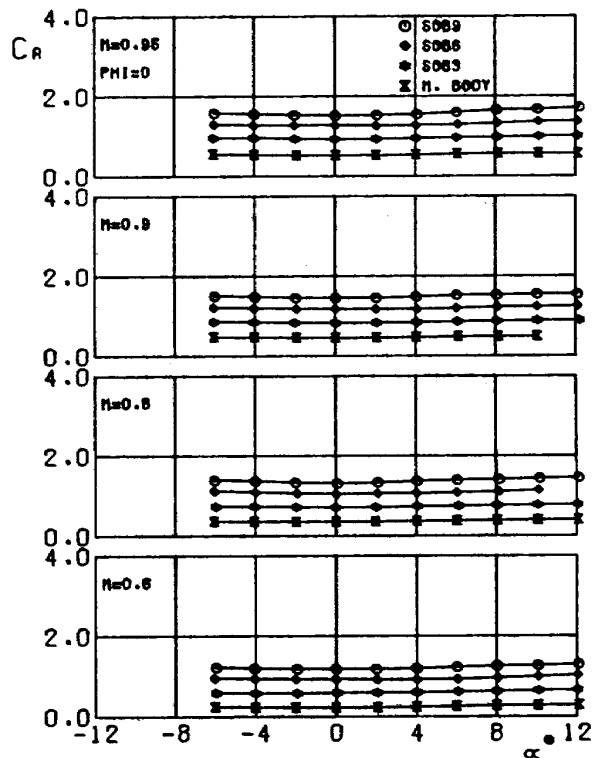


図 70 軸力係数～迎角 (SOB 本数による比較)



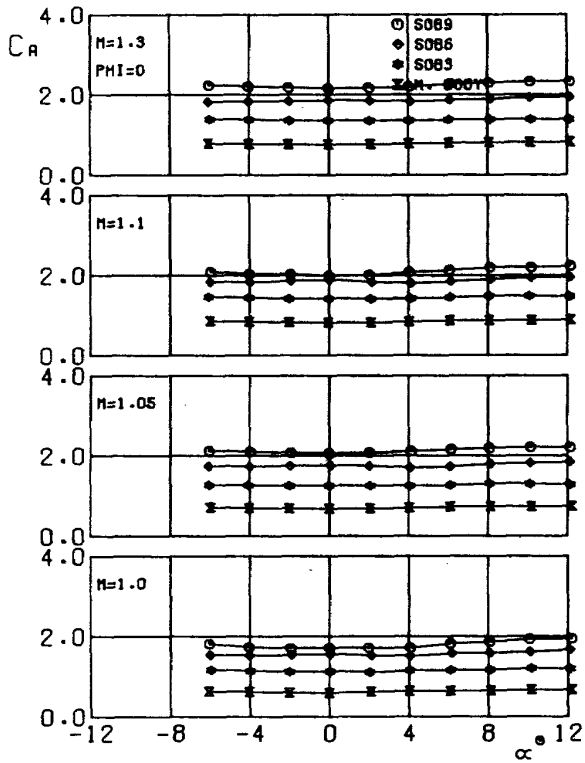


図 71 軸力係数～迎角 (SOB 本数による比較)

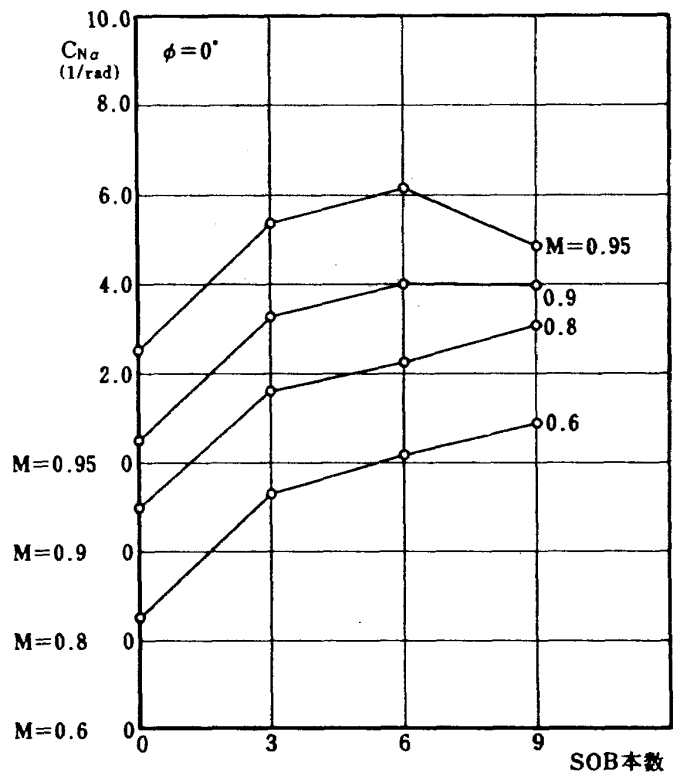


図 73 垂直力係数傾斜～SOB 本数

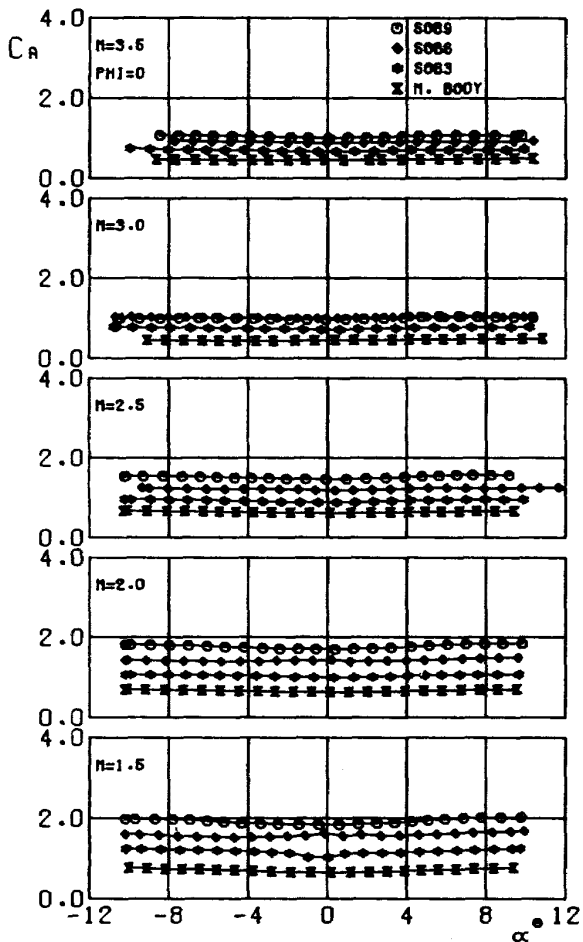


図 72 軸力係数～迎角 (SOB 本数による比較)

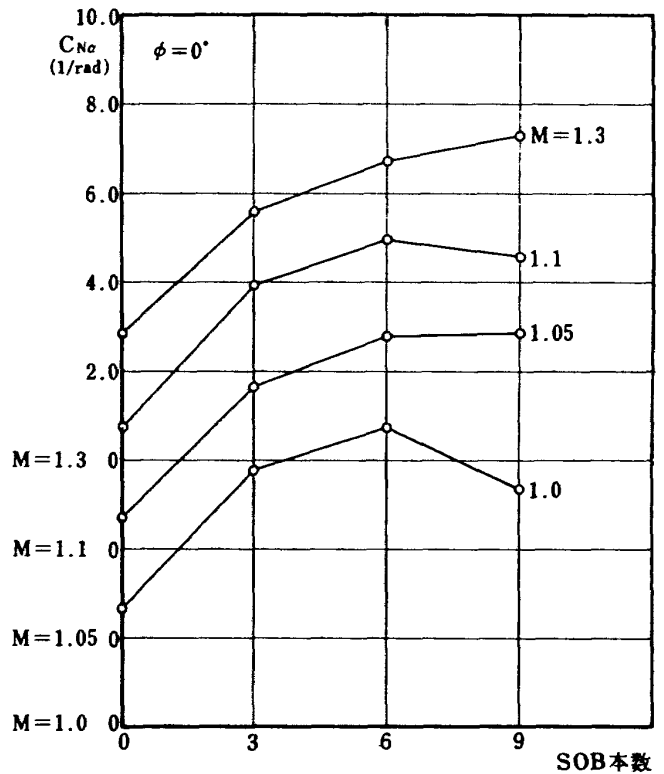


図 74 垂直力係数傾斜～SOB 本数

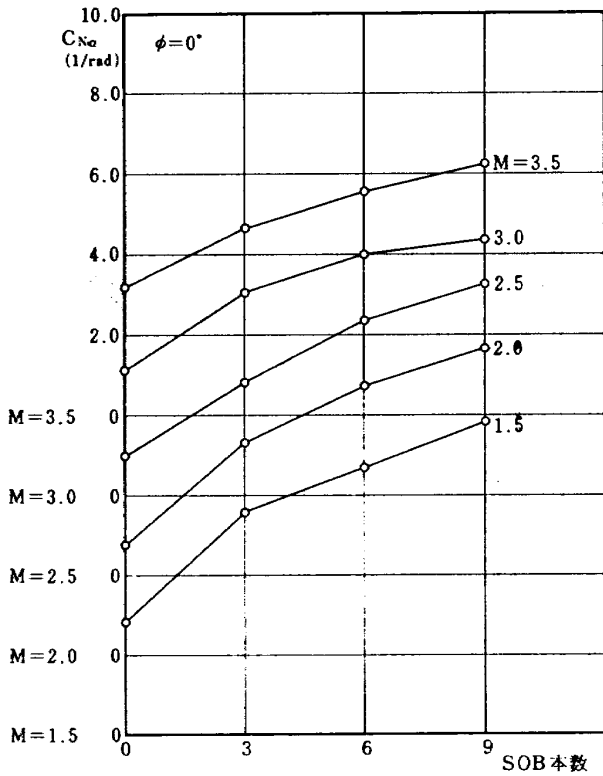


図 75 垂直力係数傾斜～SOB本数

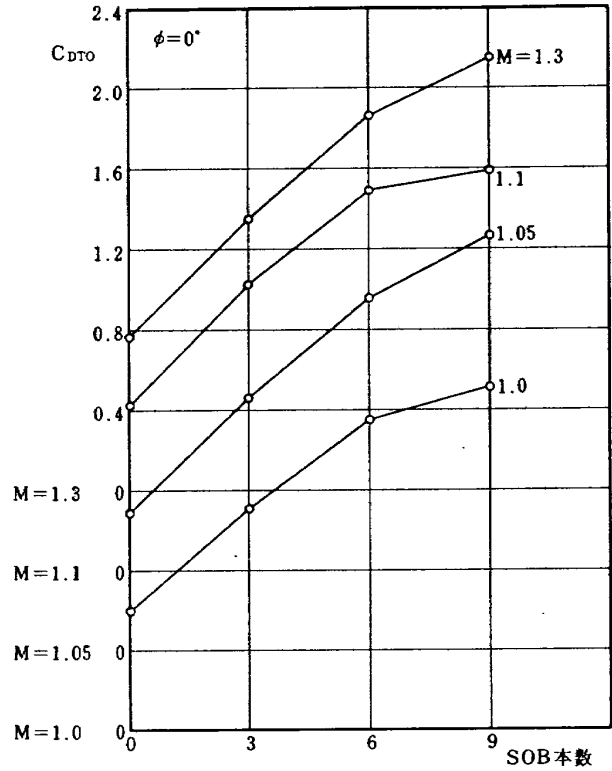


図 77 全抗力係数～SOB本数

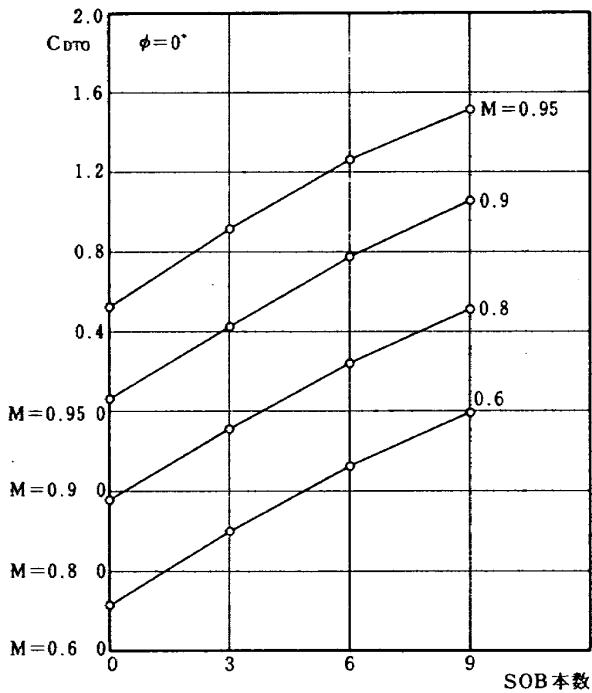


図 76 全抗力係数～SOB本数

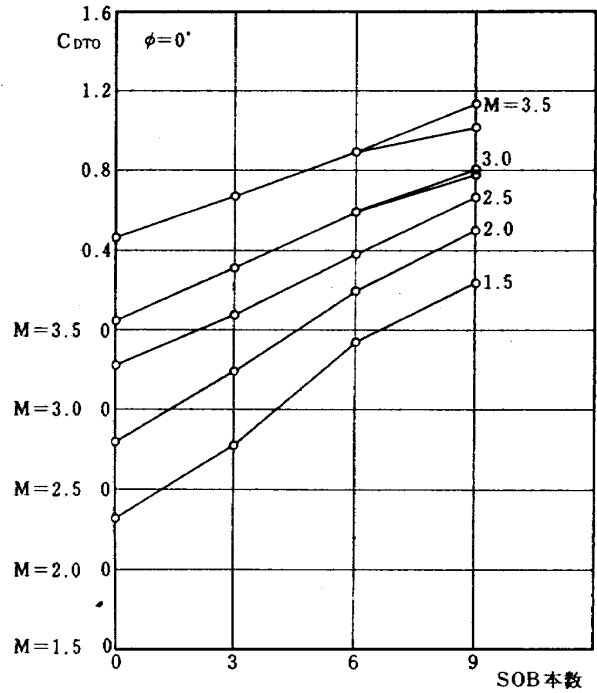


図 78 全抗力係数～SOB本数

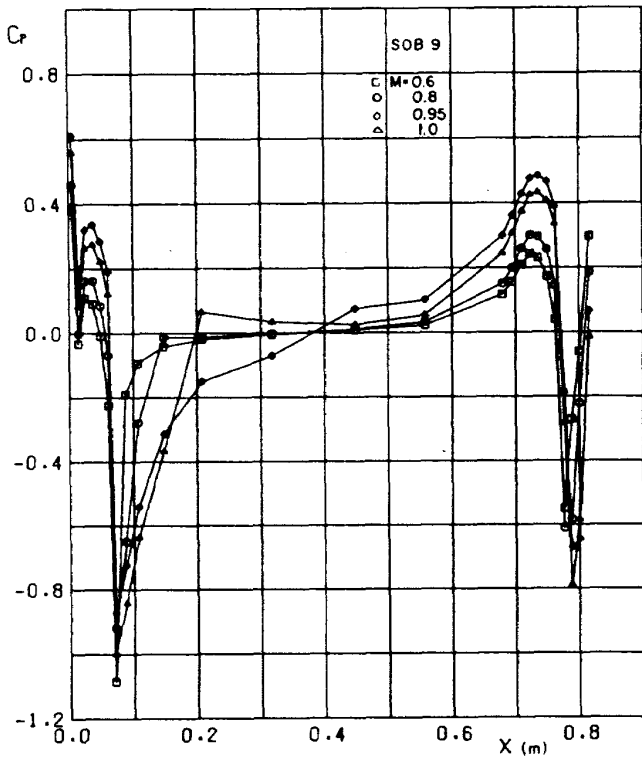


図 79 圧力係数分布 (SOB 9,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\phi=0^\circ$ ,  $\theta=0^\circ$ )

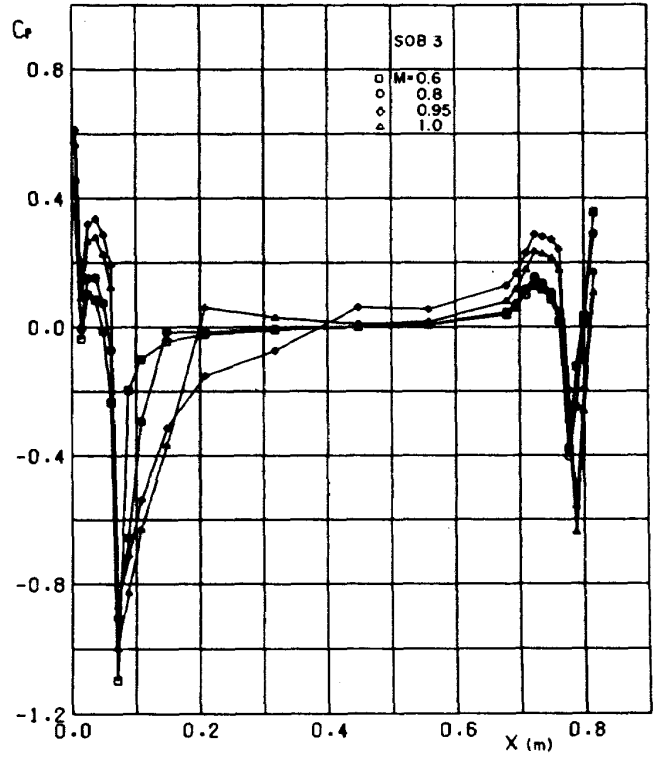


図 81 圧力係数分布 (SOB 3,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\phi=0^\circ$ ,  $\theta=0^\circ$ )

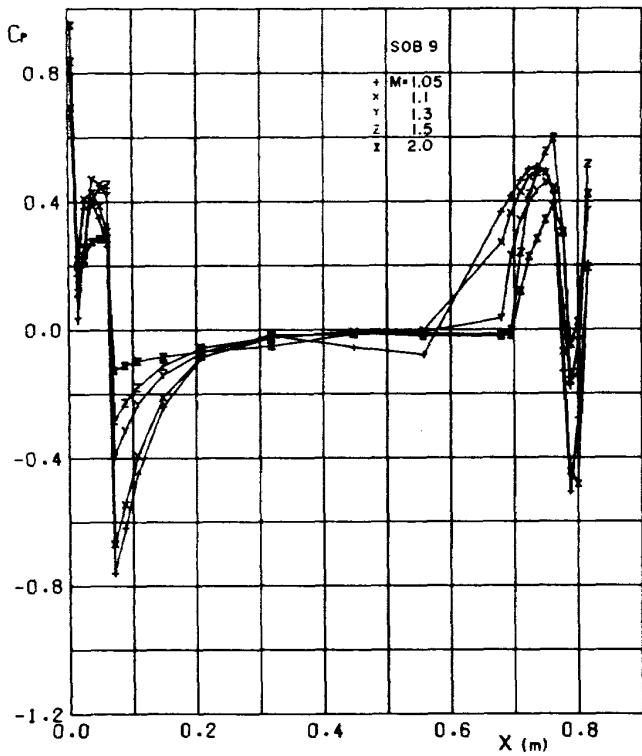


図 80 圧力係数分布 (SOB 9,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\phi=0^\circ$ ,  $\theta=0^\circ$ )

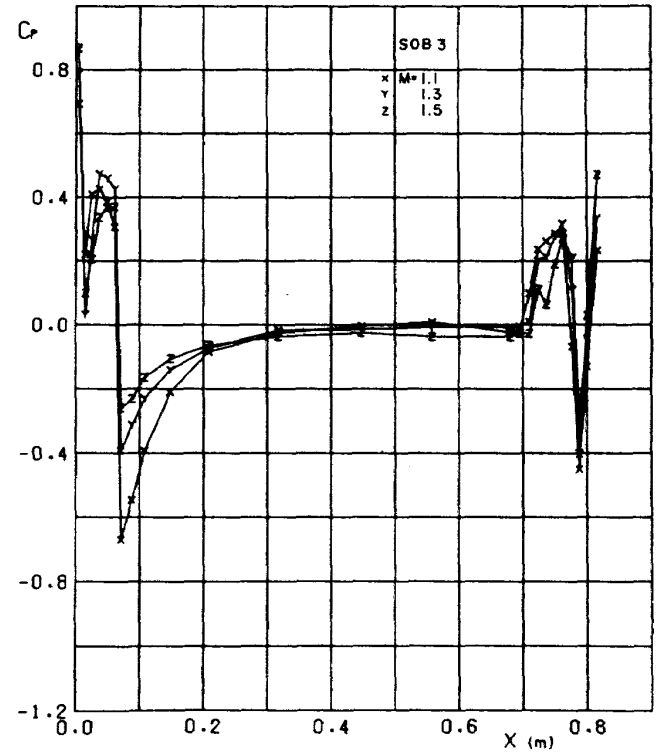


図 82 圧力係数分布 (SOB 3,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\phi=0^\circ$ ,  $\theta=0^\circ$ )

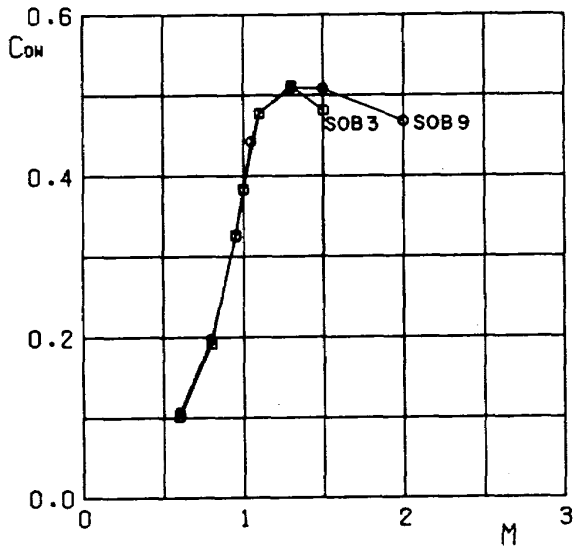


図83 造波抵抗係数～マッハ数（主胴体について  
圧力分布の結果を基に積分して得た値）

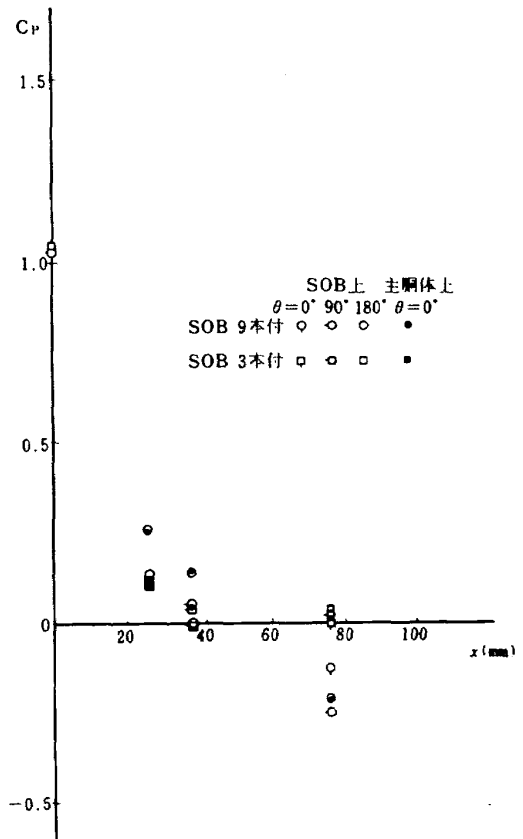


図85 SOB近傍圧力分布 ( $M = 0.8, \alpha = 0^\circ, \phi = 0^\circ$ )

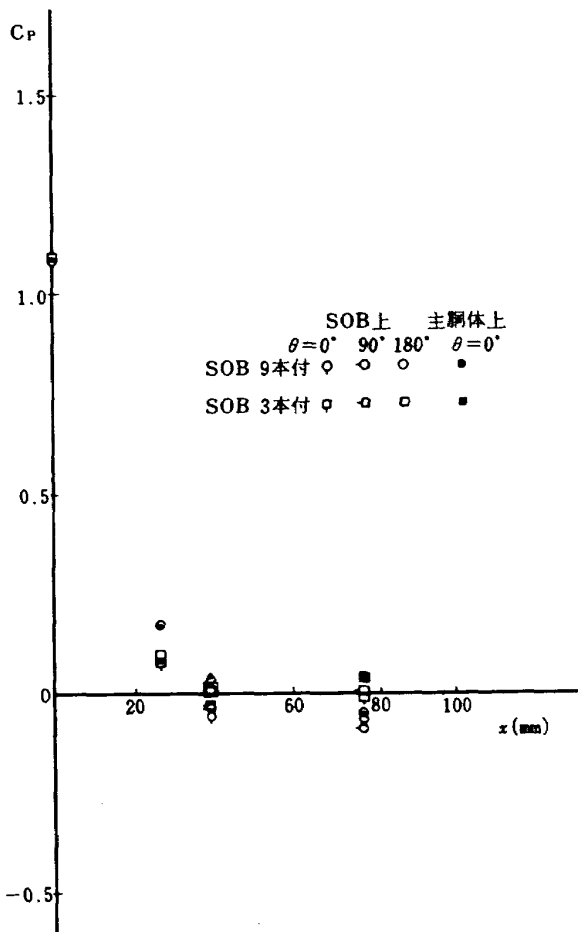


図84 SOB近傍の圧力分布 ( $M = 0.6, \alpha = 0^\circ, \phi = 0^\circ$ )

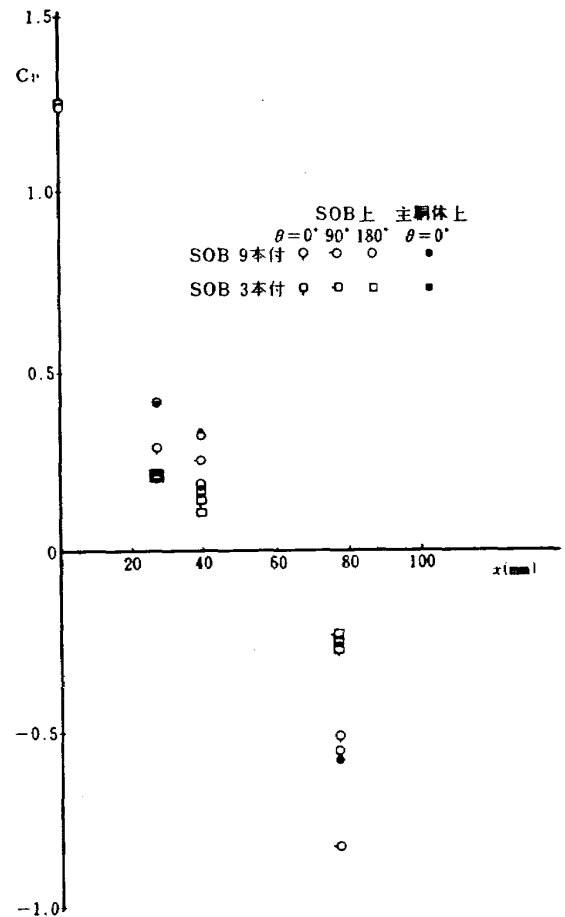


図86 SOB近傍圧力分布 ( $M = 0.95, \alpha = 0^\circ, \phi = 0^\circ$ )

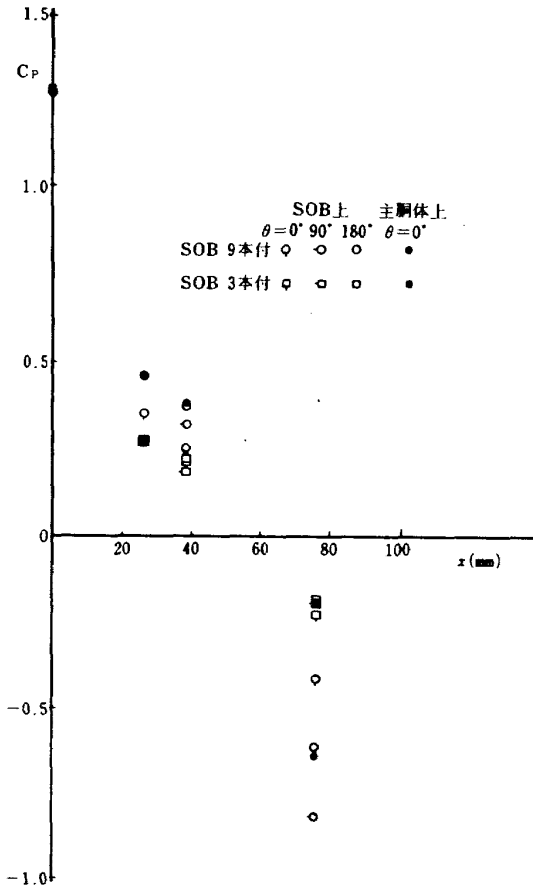


図 87 SOB 近傍圧力分布 ( $M=1.0, \alpha=0^\circ, \phi=0^\circ$ )

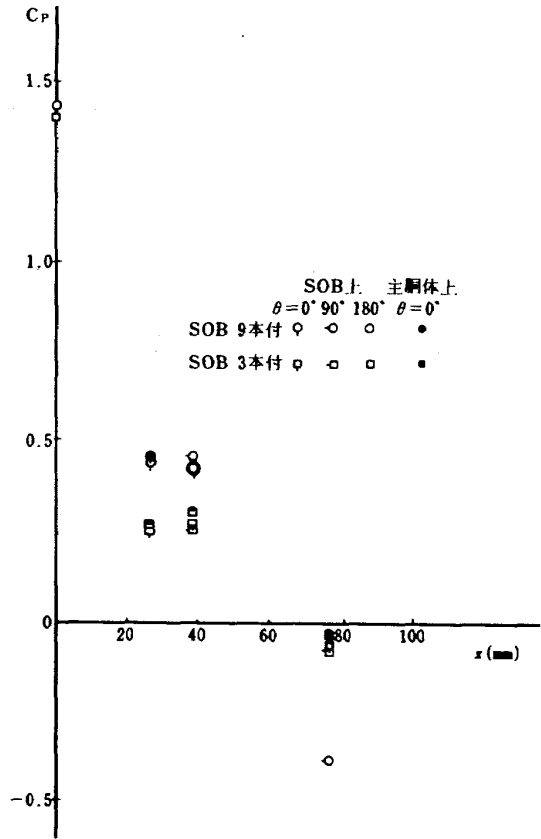


図 89 SOB 近傍圧力分布 ( $M=1.3, \alpha=0^\circ, \phi=0^\circ$ )

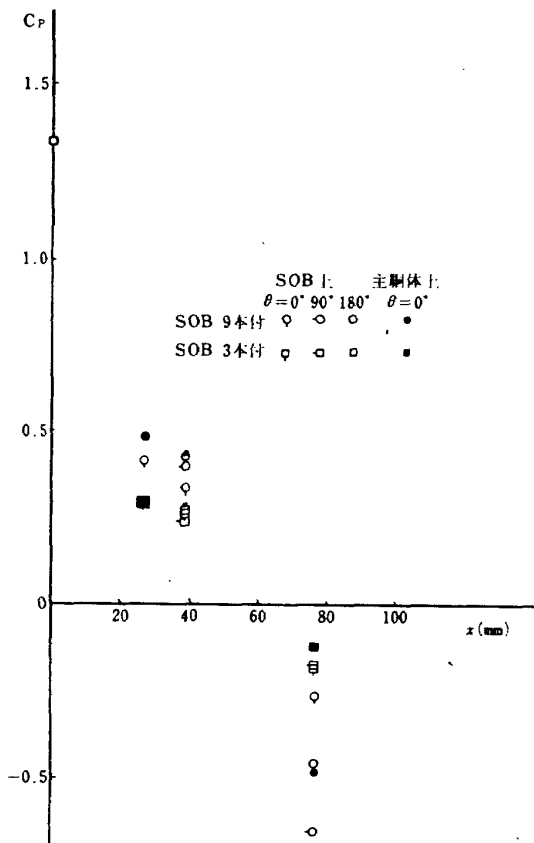


図 88 SOB 近傍圧力分布 ( $M=1.1, \alpha=0^\circ, \phi=0^\circ$ )

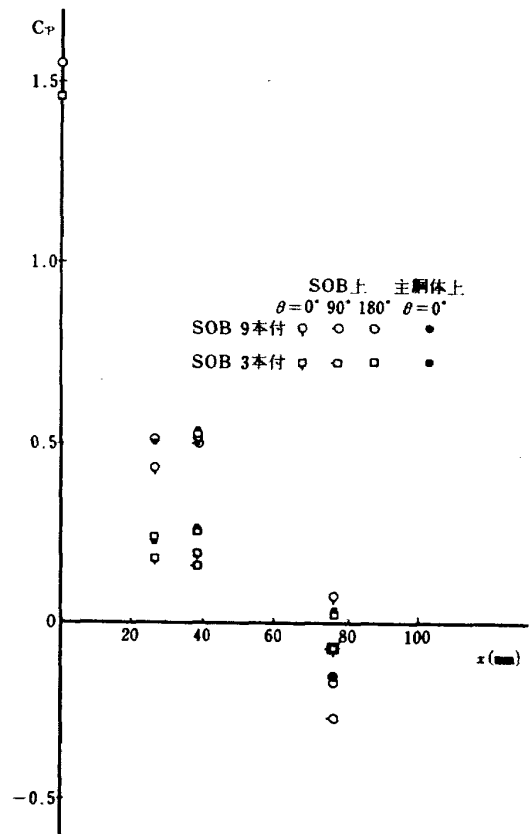


図 90 SOB 近傍圧力分布 ( $M=1.5, \alpha=0^\circ, \phi=0^\circ$ )

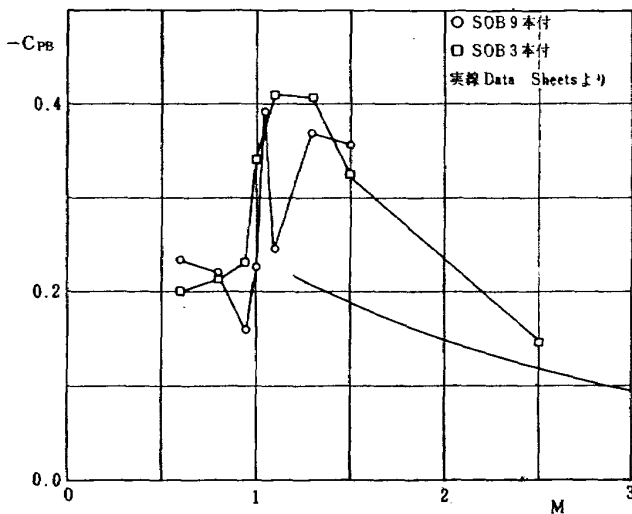


図91 SOB底面圧力係数～マッハ数 ( $\alpha=0^\circ, \phi=0^\circ$ )

に増えた時の増分に比べるとおおむね小さくなっているが、3本から6本に変わった時の増分と6本から9本に増えた時と比べると前者の方が大きくなって遷音速の結果と同じ傾向をもっている。SOBの本数の増加に対し $C_{DT_0}$ の変化が直線的でなくなる原因については補助ブースタ支持法効果模型の風洞試験結果<sup>6)</sup>で詳しく検討を行なった。それによれば、直線的でなくなる要素としてはSOB相互の干渉量とSOBを主胴体に支持している支持具が考えられ、SOB相互の干渉量は一般にSOB本数の増加に対し抗力の増分が増大する傾向を示し、逆に支持具部分に働く力はSOB本数が増えるにしたがって抗力の増分は減少する傾向をもっている。今回の模型にあっては長さが4mm、直径が12mmの円柱状の支持具で前後2ヶ所でSOBを支持しており、この場合は支持具の寄与分の方が優勢となるので、SOBの本数が増えるにしたがって抗力の増分は減少する傾向を示すことが説明される。

#### 4.2 圧力分布試験

模型表面の圧力を計測した試験は表6に示した通り、マッハ数0.6, 0.8, 0.95, 1.0, 1.05, 1.1, 1.3, 1.5, 2.0でバンク角が $-60^\circ, 0^\circ, 30^\circ, 90^\circ$ の場合について迎角 $-10^\circ \sim +10^\circ$ の間を $2.5^\circ$ 毎 ( $M=0.6$ のみ $2^\circ$ 毎)に設定してデータを得た。今回の圧力分布試験で特徴的な点は多数本の補助ブースタが取り付けられた部分の圧力を計ったことで、この種の補助ブースタが主胴体へおよぼす効果についてのデータは我々にとっては未知であり、圧力測定孔の数に制限があった関係で十分な精度で結果が得られたか多少疑問であったが、今回の試験により各成分の構成を解く手がかりが得られた点では十分有益であった。

##### 4.2.1 圧力分布

ロケット機体表面上の圧力分布を調べることはより詳細な空力特性を知る上ばかりでなく、機体の構造設計を行なう時にも不可欠なデータである。今回の試験においては、圧力測定孔は模型の軸方向と周方向に分布されているので、そのすべてを示すことはデータが多すぎて複雑になるので、主胴体上の圧力分布としては特に迎角 $0^\circ$ 、バンク角 $0^\circ$ における $\theta=0^\circ$ (真下)にある圧力孔について圧力係数( $C_p$ )の形で図79～図82に示した。これによれば最先端の覆み点圧力から球状部で圧力は低下し、円錐状部で上昇、コーン・シリンダ接合部直後で膨張するため圧力は負側にピークを持ち、その後のシリンダ部ではほぼ $C_p=0$ へ収斂している。SOB回りの部分では、音速以下ではSOBの影響が上流にもおよぶのでSOB先端よりかなり前方から圧力上昇をしているが、マッハ数が大きくなるに従って圧力上昇を始める位置がSOB先端の方へ移動している。SOBが3本および9本付いた形状での違いをみると9本付の方が影響が大きく、変化量の絶対値が大きいばかりでなく圧力上昇を始める位置が3本の場合より上流側になることがわかる。さらに、SOBのコーン・シリンダ接合部で生じた膨張波の影響でその付近で負側にピークを有する。それ以後の様子はスティングと模型との取り付けの関係と圧力測定孔数に限りがあった関係でデータがないので不明であるが、今回の試験結果からこの部分の値を外挿することは変化が急峻すぎて不可能である。この圧力分布試験の結果から、迎角 $0^\circ$ における主胴体の造波抵抗( $C_{D_w}$ )を求めるにはsphere-cone部の圧力を次式により積分すれば得られる。

$$C_{D_w} = 2\pi / S_{r,eff} \cdot \int_0^R C_p r dr$$

ここに、 $R$ ：主胴体平行部半径

$r$ ：radial方向の距離。

これより得られた結果を図83に示した。各々の位置の $C_p$ としては幾箇かのデータを平均したものを使った関係もあるが、SOBが9本および3本付形状でそれぞれ出した結果を比べるとかなり良い一致を示している。

図84～図90には補助ブースタ表面上の圧力孔での測定結果を示した。模型バンク角 $0^\circ$ 、迎角 $0^\circ$ で、SOB3本と9本付の場合について合わせて示した。横軸はSOBの軸方向の長さでSOB先端を基点に取った。圧力孔は図2に示す通り先端の $x=0$ に1箇、円錐状部の $x=26.5\text{mm}$ に2箇と $x=38.5\text{mm}$ に3箇あり、円筒状部では $x=76.5\text{mm}$ の所に3箇ある。SOBのノーズ・コーン部の中心軸は主胴体側へ $2.5^\circ$ 傾いているので、 $x=0$ での圧力は厳密には覆み点圧力とは言い難いが圧力孔内径が1mmであることおよび主胴体先端の圧力と比

べほぼそれに近い値と思われる。ノーズ・コーン部についてはこの部分で中心軸が主胴体側へ傾いているにもかかわらず主胴体に近い側の圧力の方が高くなっており、主胴体から離れる向きに力が働いていることになる。一方、シリンダ部の測定点である  $x = 76.5\text{mm}$  の所では、SOB 3 本付ではおおむねノーズ・コーン部と同様外向きの力が働くが、9 本付の場合ではマッハ数 0.6, 1.3 の結果を除きすべての主胴体側の圧力の方が低くこの部分では内向きの力が作用している。また、概して SOB 9 本付の方が変化の幅が大きく干渉量が大いことを示している。主胴体側の SOB 表面上の圧力とそれに対応した主胴体上の圧力とがほぼ一致した値を示すことは、この部分では主胴体上にできた境界層内に入ってしまったと推測される。

図 91 には補助ブースタのノズル後端部を一部くりぬいた部分に設けた圧力孔で測定した補助ブースタ後端の圧力係数を示した。SOB 9 本付の値はマッハ数によりかなり変動しているが、SOB 3 本付の場合と比べ特に一定の傾向を読み取ることはできない。図中 Data Sheets の BODIES S020312<sup>7)</sup> にあるシリンダ後端の底面圧の値も参考のため合わせて示した。今回の SOB 後端の圧力はこれより大分低い値を示している。

4.2.2 局所垂直力係数分布

主胴体上の局所垂直力係数 ( $dC_N/dx$ ) は補助ブースタが取り付けられている部分が軸対称でないので、模型自体のバンク角  $0^\circ$  についてはスティング・ロール角  $-60^\circ$  と  $0^\circ$  の結果を、バンク角  $90^\circ$  ではスティング・ロール角  $30^\circ$  と  $90^\circ$  の結果を次式によって数値的に積分することによって得られる。

$$dC_N/dx = 1/S_{ref} \cdot \int_{-r_0}^{r_0} (C_{PL} - C_{PU}) dy$$

ここに、 $r_0$  : 胴体の局所半径

$C_{PL}$  : 下流側圧力係数

$C_{PU}$  : 上流側圧力係数

図 92~図 105 に SOB 9 本および 3 本付の形状について、特にバンク角  $0^\circ$ 、迎角  $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  (一部異なるものがある。) の場合を選び局所垂直力係数分布を示した。ここで係数化に当たって用いた基準面積としては主胴体平行部断面面積に取った。変化の様子はマッハ数によって若干異なるが、sphere-cone 部での正の値からコーン・シリンダ接合部直後附近で急落し、後すぐ回復しこの部分でもかなりの垂直力への寄与があることを示し、後徐々にゼロに近づくがシリンダ部でもかなり後方まで若干の正の局所垂直力が生じている。SOB 取り付け部附近で再度上昇し、SOB のコーン・シリンダ接合部直後附近で

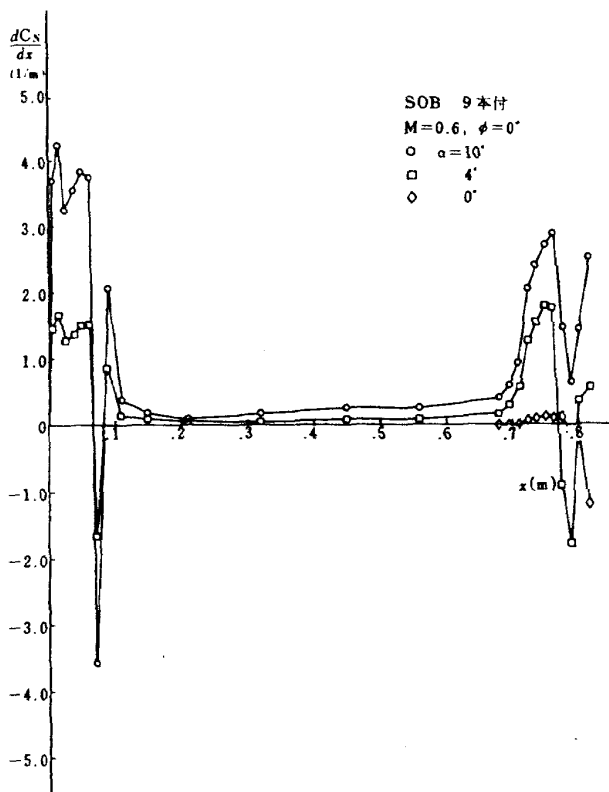


図 92 局所垂直力係数分布 (SOB 9 本付,  $M=0.6$ )

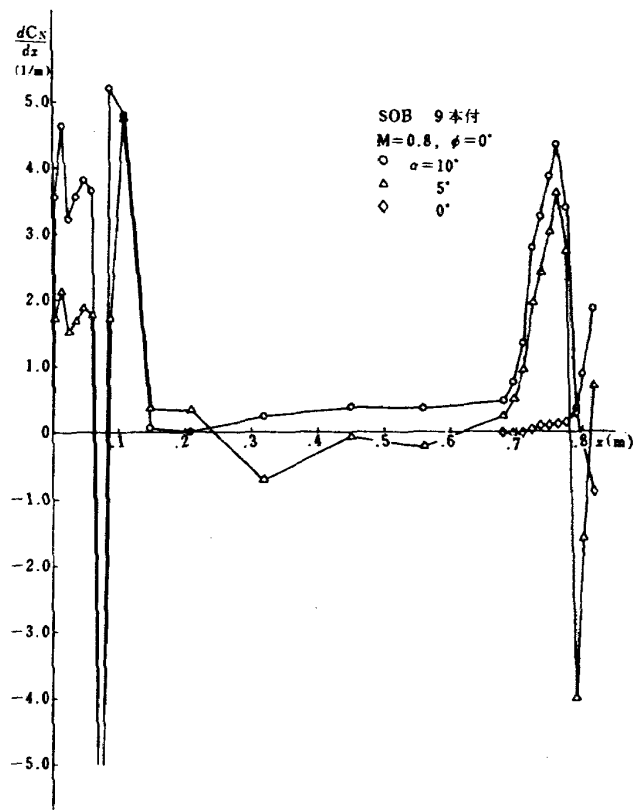


図 93 局所垂直力係数分布 (SOB 9 本付,  $M=0.8$ )

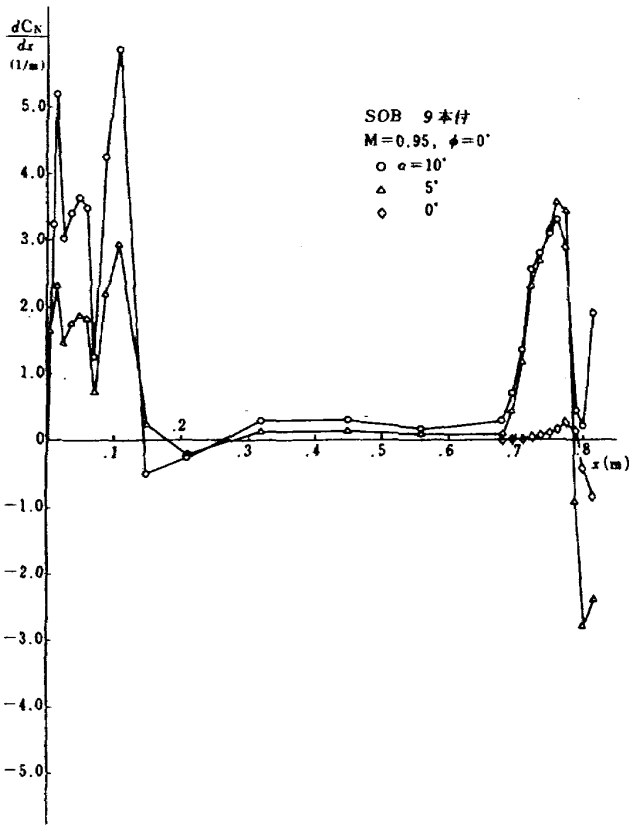


図94 局所垂直力係数分布 (SOB 9本付, M=0.95)

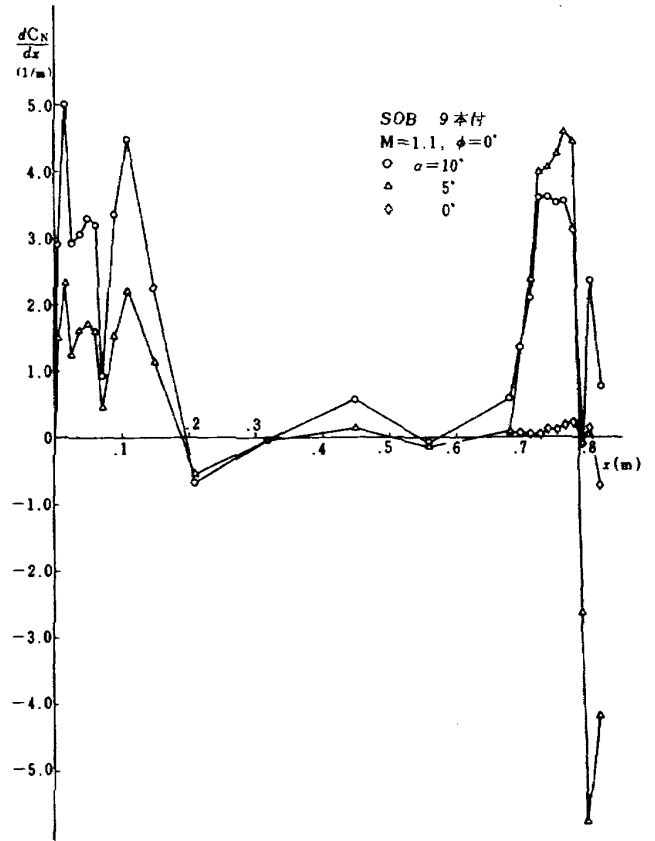


図96 局所垂直力係数分布 (SOB 9本付, M=1.1)

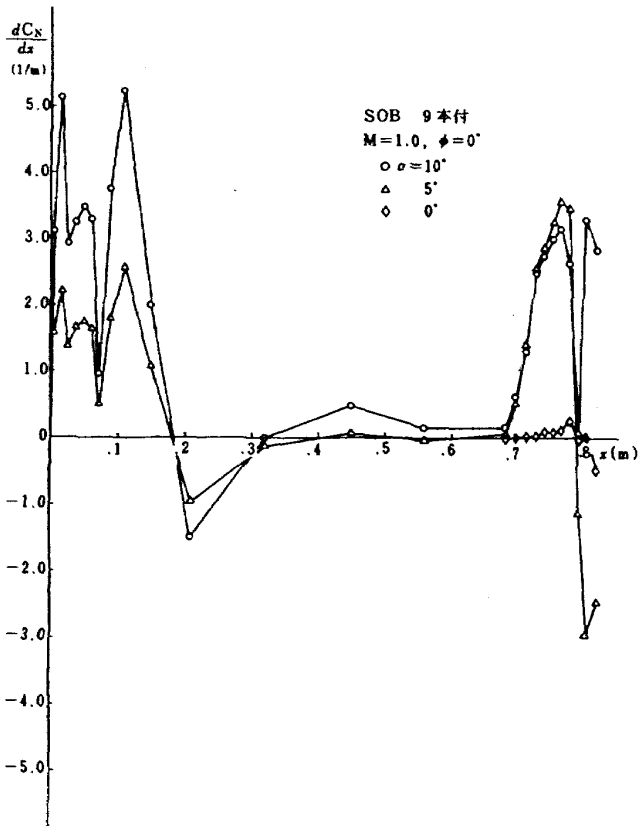


図95 局所垂直力係数分布 (SOB 9本付, M=1.0)

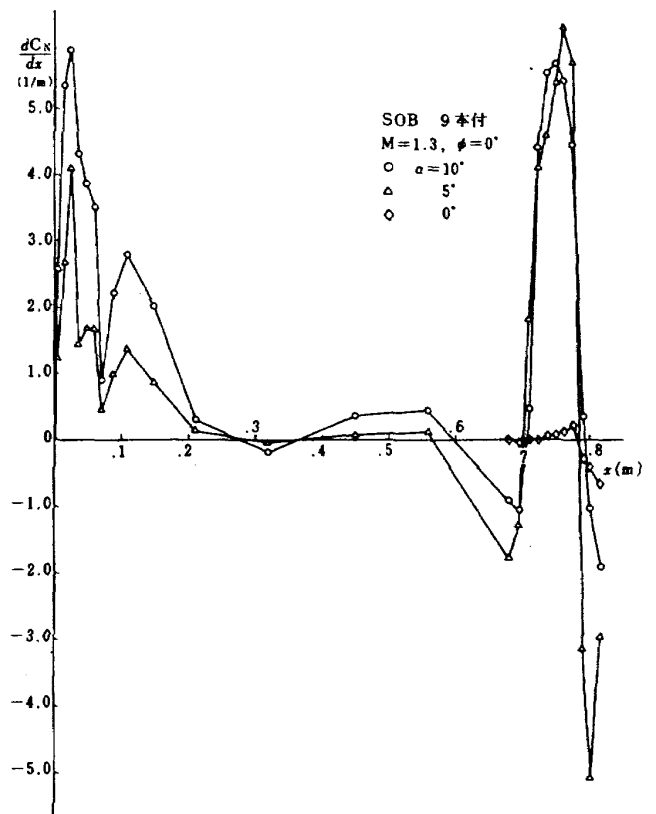


図97 局所垂直力係数分布 (SOB 9本付, M=1.3)



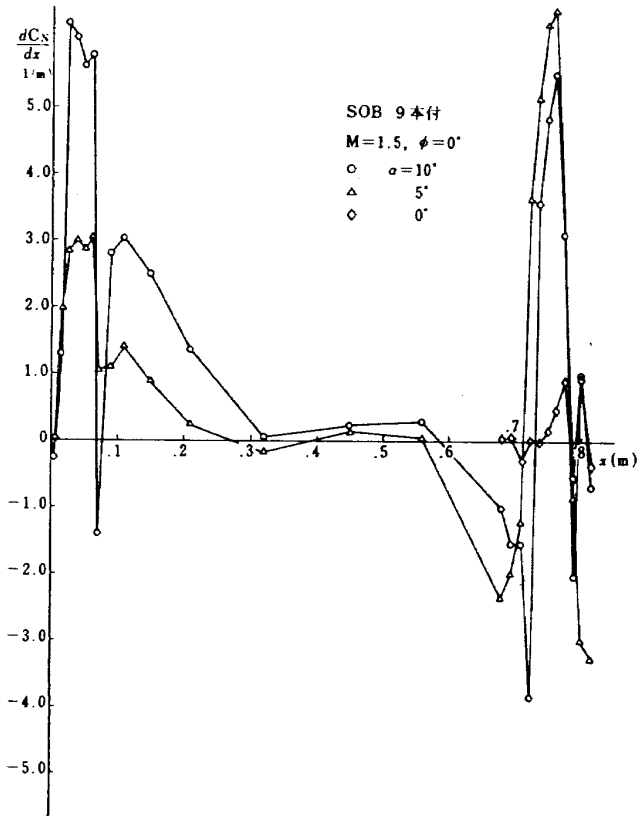


図 98 局所垂直力係数分布 (SOB 9 本付,  $M=1.5$ )

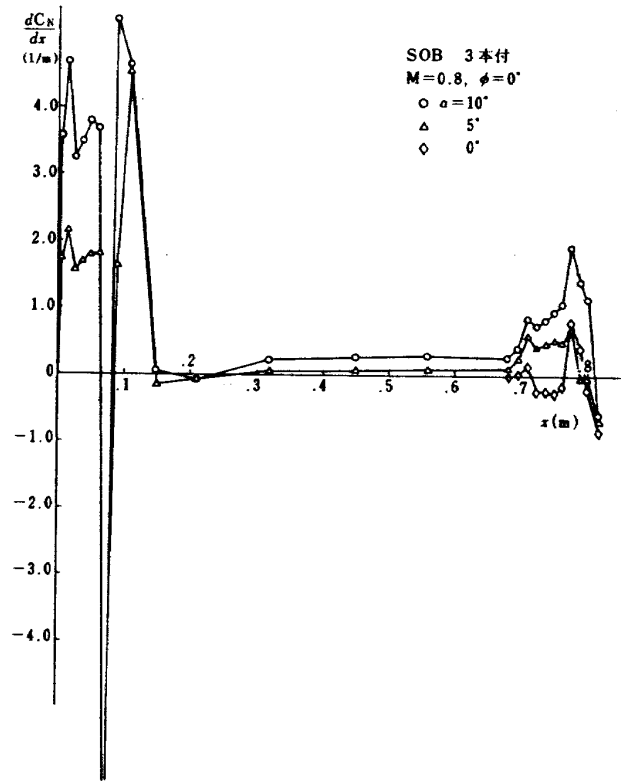


図 100 局所垂直力係数分布 (SOB 3 本付,  $M=0.8$ )

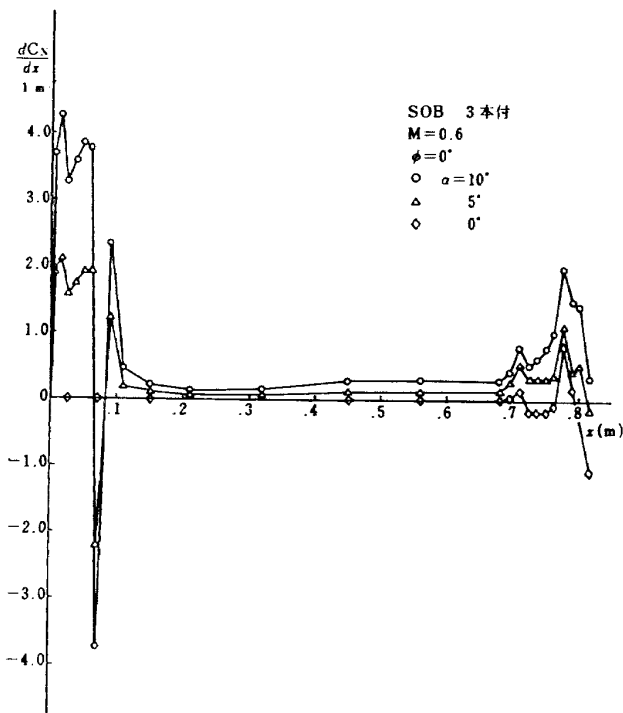


図 99 局所垂直力係数分布 (SOB 3 本付,  $M=0.6$ )

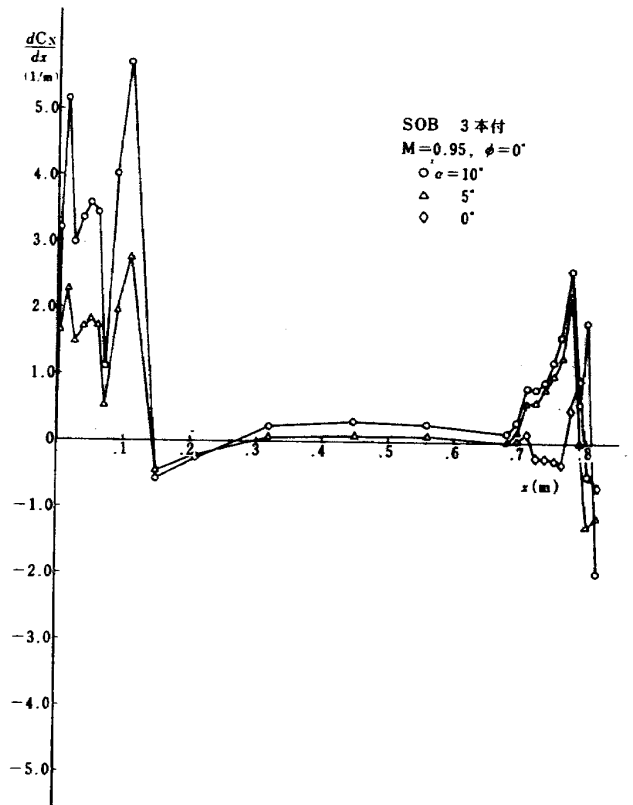


図 101 局所垂直力係数分布 (SOB 3 本付,  $M=0.95$ )

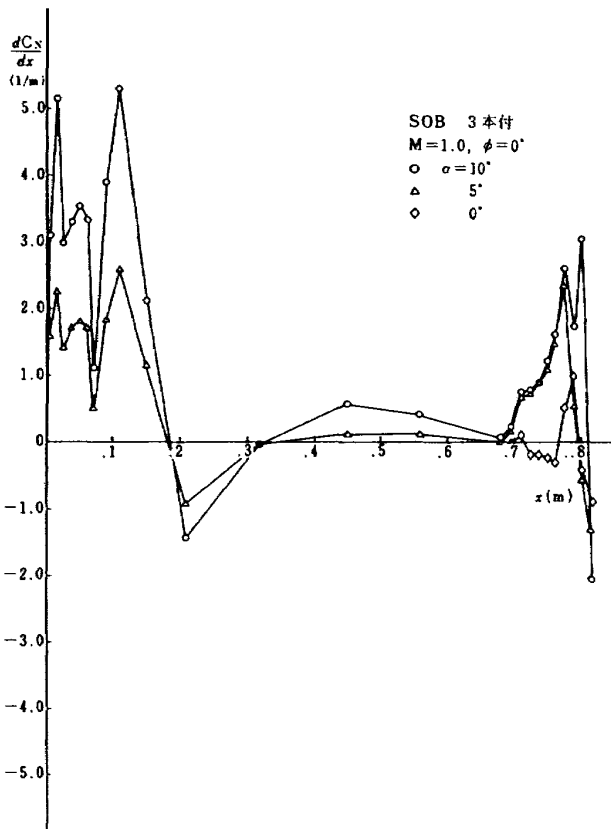


図102 局所垂直力係数分布 (SOB 3本付, M=1.0)

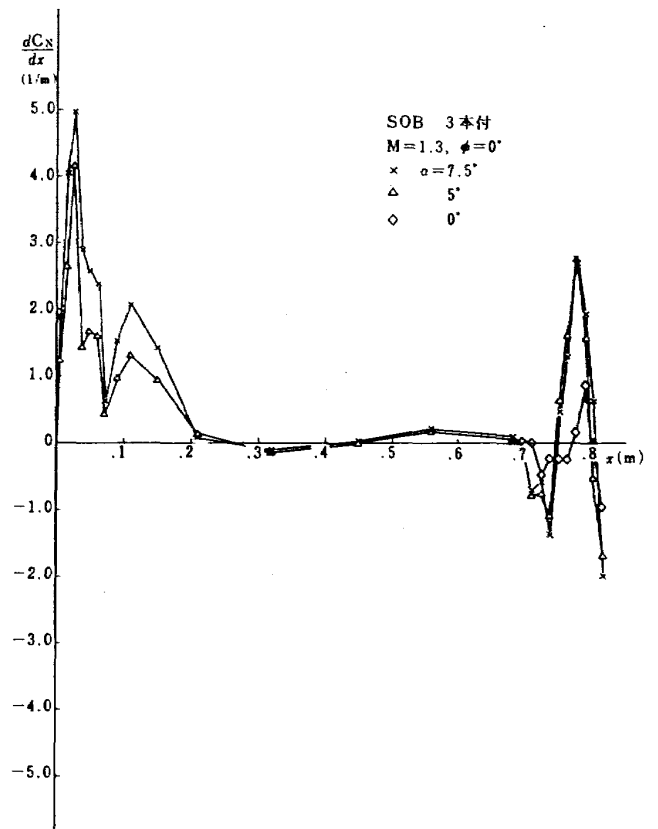


図104 局所垂直力係数分布 (SOB 3本付, M=1.3)

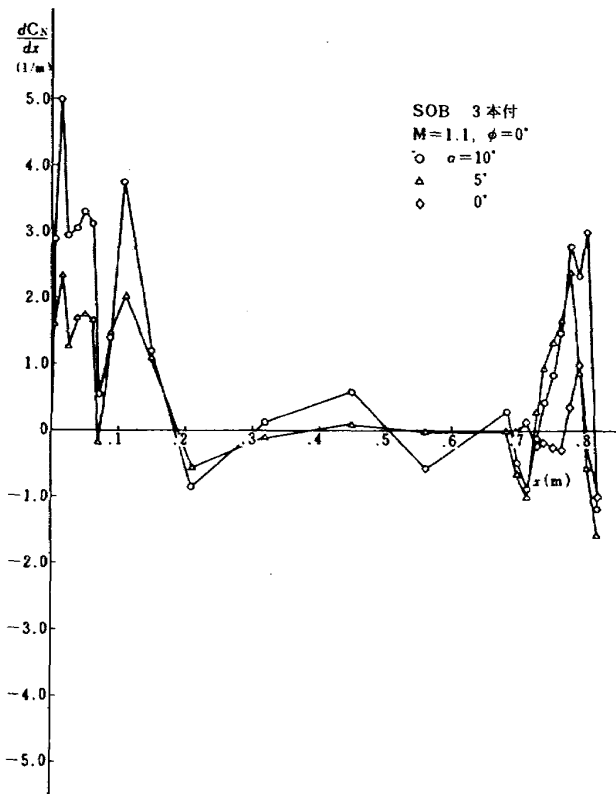


図103 局所垂直力係数分布 (SOB 3本付, M=1.1)

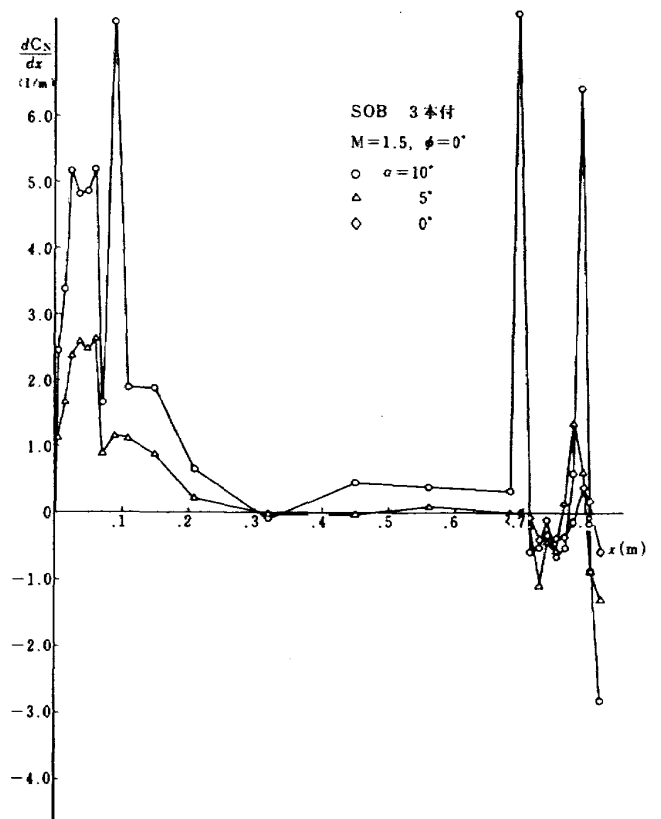


図105 局所垂直力係数分布 (SOB 3本付, M=1.5)

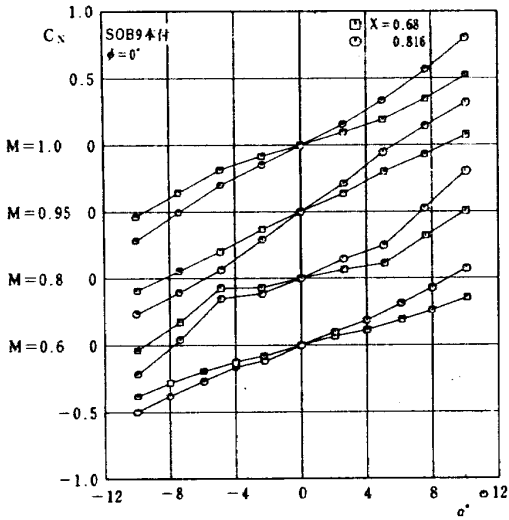


図106 垂直力係数～迎角（主胴体上局所垂直力係数分布積分値，SOB 9本付，バンク角0°）

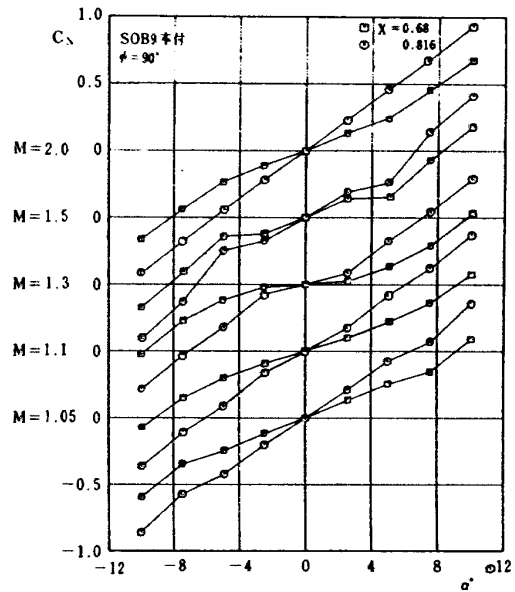


図109 垂直力係数～迎角（主胴体上局所垂直力係数分布積分値，SOB 9本付，バンク角90°）

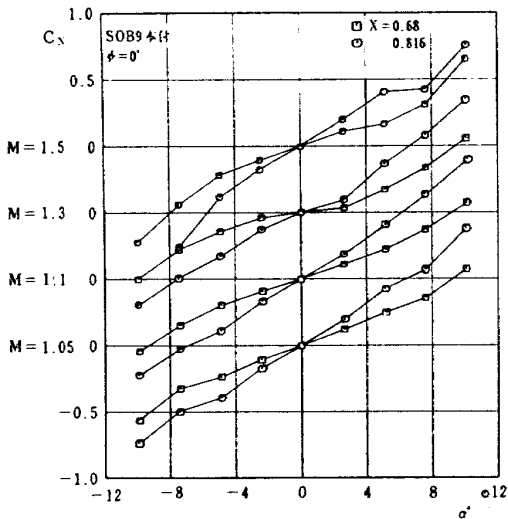


図107 垂直力係数～迎角（主胴体上局所垂直力係数分布積分値，SOB 9本付，バンク角0°）

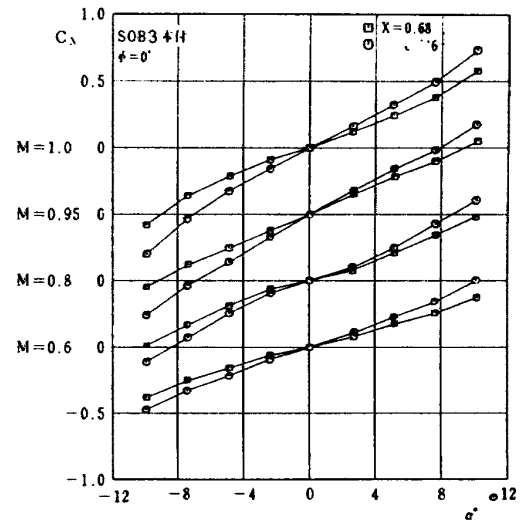


図110 垂直力係数～迎角（主胴体上局所垂直力係数分布積分値，SOB 3本付，バンク角0°）

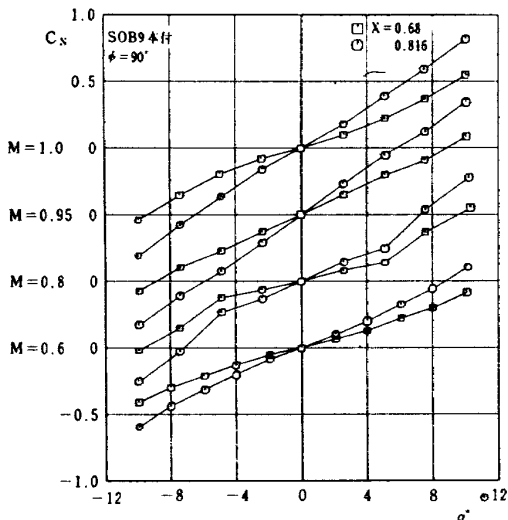


図108 垂直力係数～迎角（主胴体上局所垂直力係数分布積分値，SOB 9本付，バンク角90°）

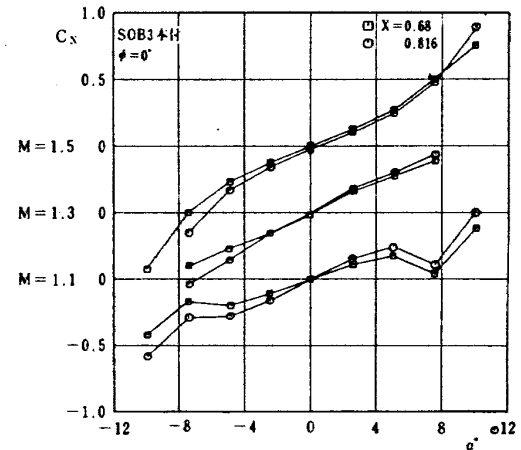


図111 垂直力係数～迎角（主胴体上局所垂直力係数分布積分値，SOB 3本付，バンク角0°）

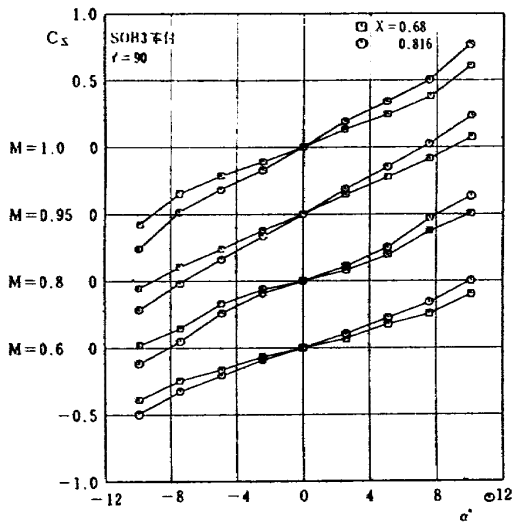


図112 垂直力係数～迎角（主胴体上局所垂直力係数分布積分値，SOB 3本付，バンク角 90°）

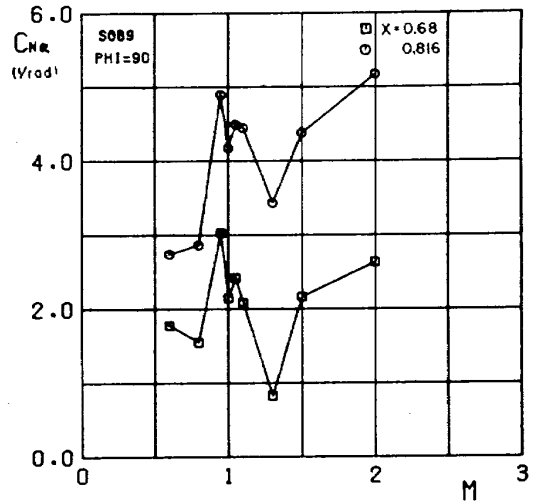


図115 垂直力係数傾斜～マッハ数（主胴体単独とSOB・主胴体干渉成分値比較，SOB 9本付，バンク角 90°）

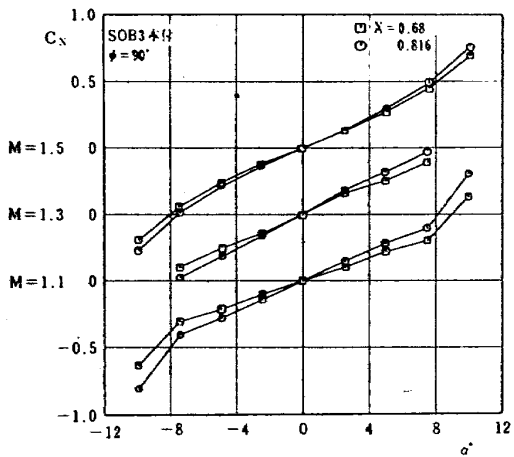


図113 垂直力係数～迎角（主胴体上局所垂直力係数分布積分値，SOB 3本付，バンク角 90°）

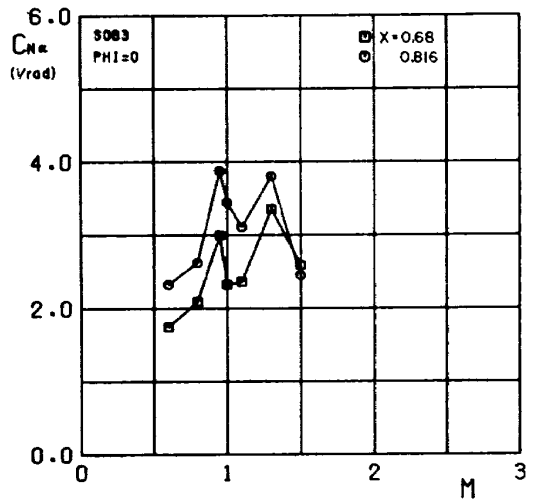


図116 垂直力係数傾斜～マッハ数（主胴体単独とSOB・主胴体干渉成分値比較，SOB 3本付，バンク角 0°）

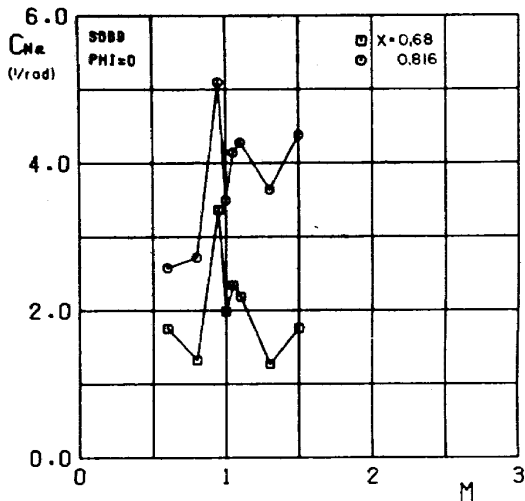


図114 垂直力係数傾斜～マッハ数（主胴体単独とSOB・主胴体干渉成分値比較，SOB 9本付，バンク角 0°）

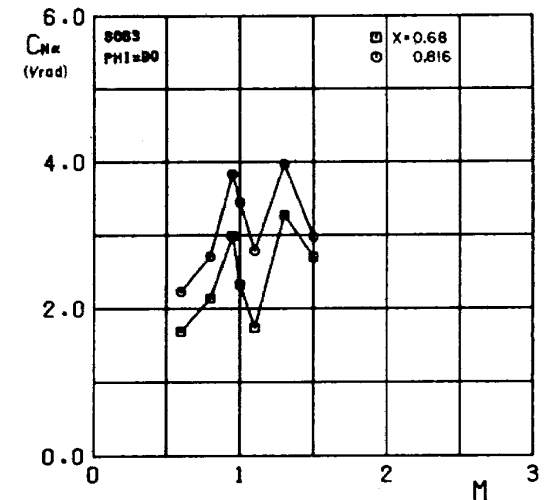


図117 垂直力係数傾斜～マッハ数（主胴体単独とSOB・主胴体干渉成分値比較，SOB 3本付，バンク角 90°）

値が急落し変化が激しいので、この結果から測定孔がない部分の値を外挿することは困難である。SOB 取り付け部分で SOB 3 本と 9 本付について比べると 9 本付の方が変化量大きい。SOB が上下対称になっていないバンク角  $0^\circ$  の場合は迎角  $0^\circ$  でもこの部分で値はゼロになっていない。なお、SOB の影響がなく軸対称となる部分の迎角  $0^\circ$  の値は原理的にはゼロであるので複雑になるので図中にはプロットしてない。今回の試験では SOB 取付部分については円周方向では  $30^\circ$  毎にデータが得られる様に圧力測定孔を設けたが、SOB が 9 本付いた形状の様に複雑な場合は測定点間隔が多少粗かった様に思われる。

得られた局所垂直力係数を次式に従って  $x$  方向に積分することによって垂直力係数が得られる。

$$C_N = \int_0^{x_A} A (dC_N/dx) dx$$

ここで、 $x_A = 0.68\text{m}$ まで積分して得られたものを SOB の影響がないと云う意味で主胴体単独の垂直力係数と考え、局所垂直力係数の求められた最後の点  $x_A = 0.816\text{m}$ まで積分して得られたものを一応 SOB から主胴体への干渉成分を含んだ垂直力係数と考え、図 106～図 113 に迎角を横軸に取りそれぞれ示した。この結果を基に迎角  $0^\circ$  におけるそれぞれの垂直力係数傾斜を求めた結果を図 114～図 117 に示した。図中○印で示した値と□印で示した値との差が SOB から主胴体への干渉値と考えられるが、SOB 9 本付の方が干渉量大きいことを示して

いる。この圧力分布試験から求めた垂直力係数傾斜の値は、圧力孔の数が十分に取れなかった関係もあって、マッハ数により値にかなりの離散がみられ十分信頼性のある結果が得られたとは断じ難いが、胴体相互の干渉問題に対し今後考究していくための資料として我々にとっては十分有益なデータを提供してくれたと考える。

### 4.3 補助ブースタ 5 分力試験

補助ブースタ 5 分力試験は圧力分布試験模型に 5 分力天秤を内蔵させた SOB を取り付け、それにより試験したものである。この補助ブースタ 5 分力試験の場合は遷音速風洞で圧力計測と同時に進んだため、バンク角  $0^\circ$  としては 5 分力天秤を内蔵した SOB が真上にある時を取った。試験は SOB 3 本および 9 本付について遷音速風洞ではバンク角  $0^\circ, 60^\circ, 90^\circ, 150^\circ$  で、超音速風洞では  $0^\circ, 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$  について進んだ。各バンク角について、主胴体の中心軸を  $x$  軸に取った機体軸系についての空力諸特性を迎角に対し図 118～図 137 に示す。ここで係数化に当たって用いた基準量は SOB についての量で表 8 によった。

この試験においては補助ブースタ相互の干渉効果を調べるのが主眼になる。そのためバンク角  $0^\circ$  の形状については SOB 位置が  $0^\circ$  と  $60^\circ$  の結果を、バンク角  $90^\circ$  については  $90^\circ$  と  $150^\circ$  (又は  $30^\circ$ ) の結果を適宜に合成することによって SOB 3 本付の形状の補助ブースタ部分に働く空気を求めることが可能で、また、SOB が 9 本付

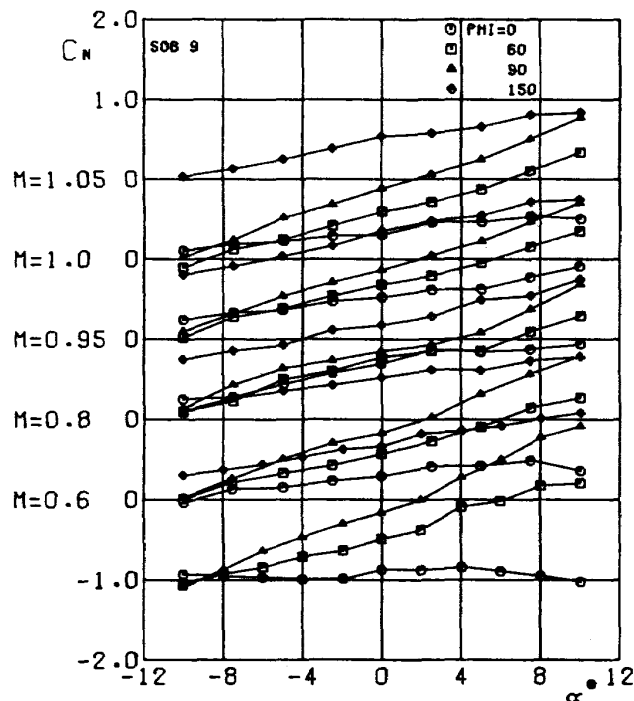


図118 垂直力係数～迎角（補助ブースタ 5 分力試験、SOB 9 本付）

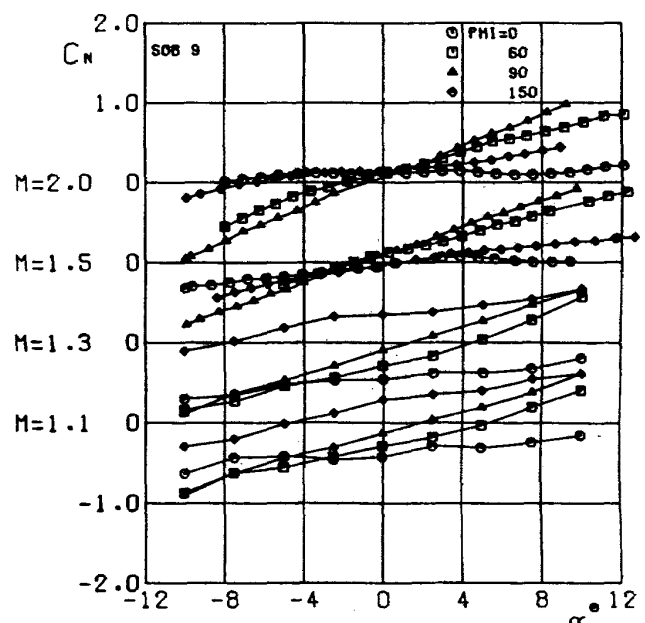


図119 垂直力係数～迎角（補助ブースタ 5 分力試験、SOB 9 本付）

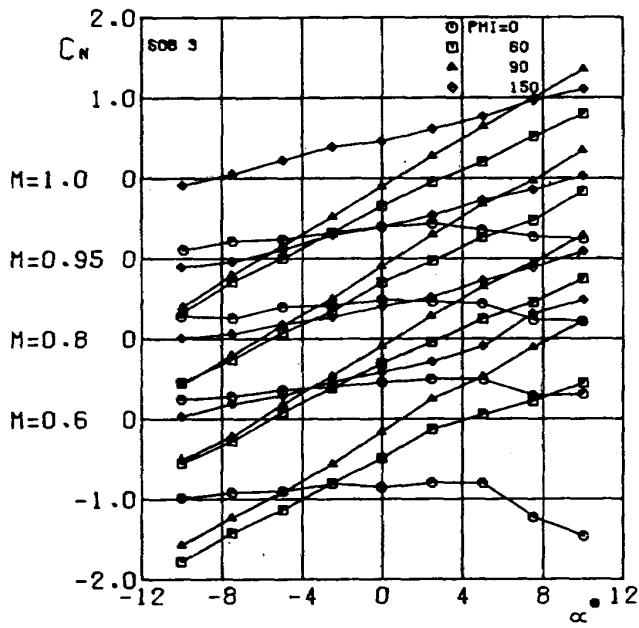


図120 垂直力係数～迎角（補助ブースタ 5分力試験, SOB 3本付）

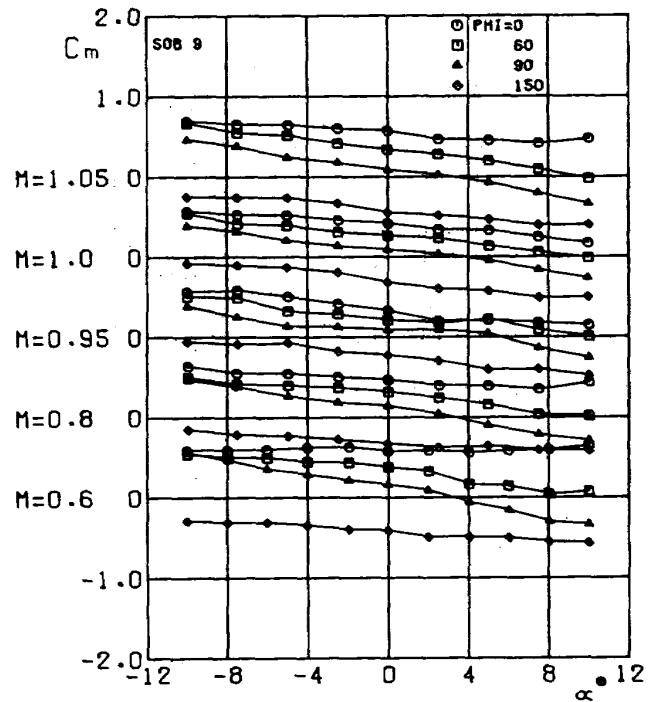


図122 縦揺モーメント係数～迎角（補助ブースタ 5分力試験, SOB 9本付）

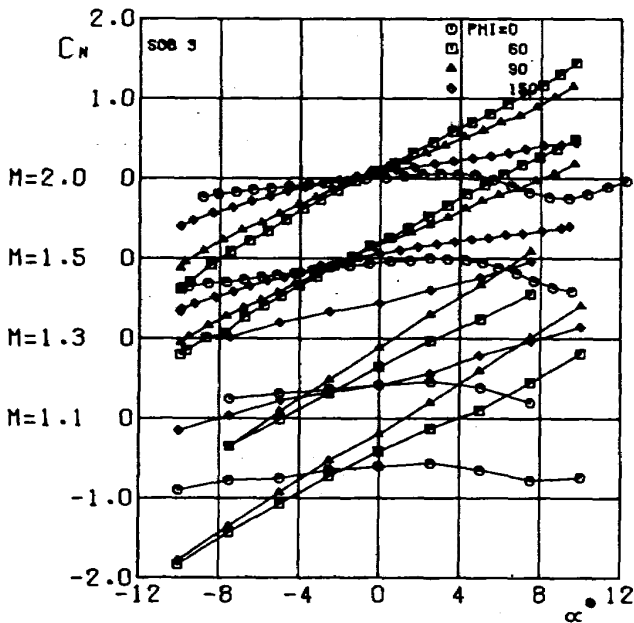


図121 垂直力係数～迎角（補助ブースタ 5分力試験, SOB 3本付）

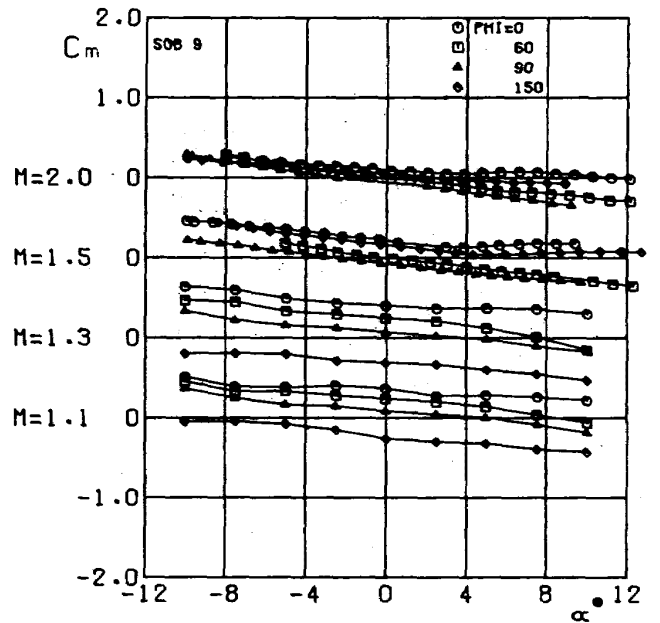


図123 縦揺モーメント係数～迎角（補助ブースタ 5分力試験, SOB 9本付）

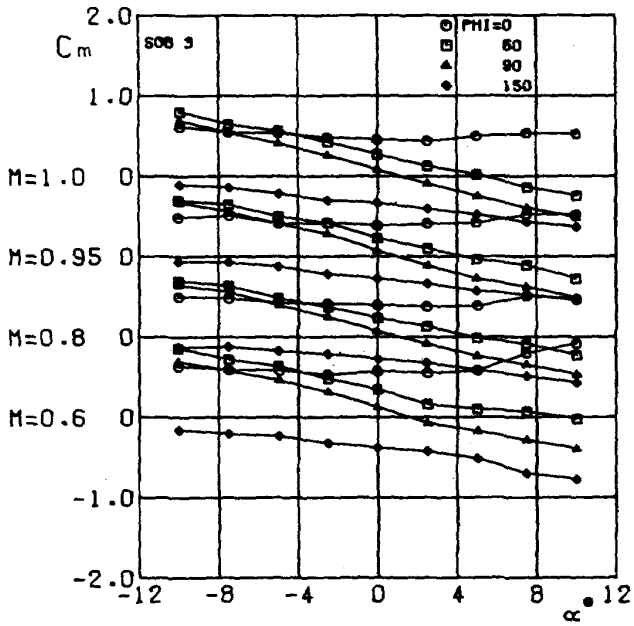


図124 縦揺モーメント係数～迎角 (補助ブースタ 5 分力試験, SOB 3 本付)

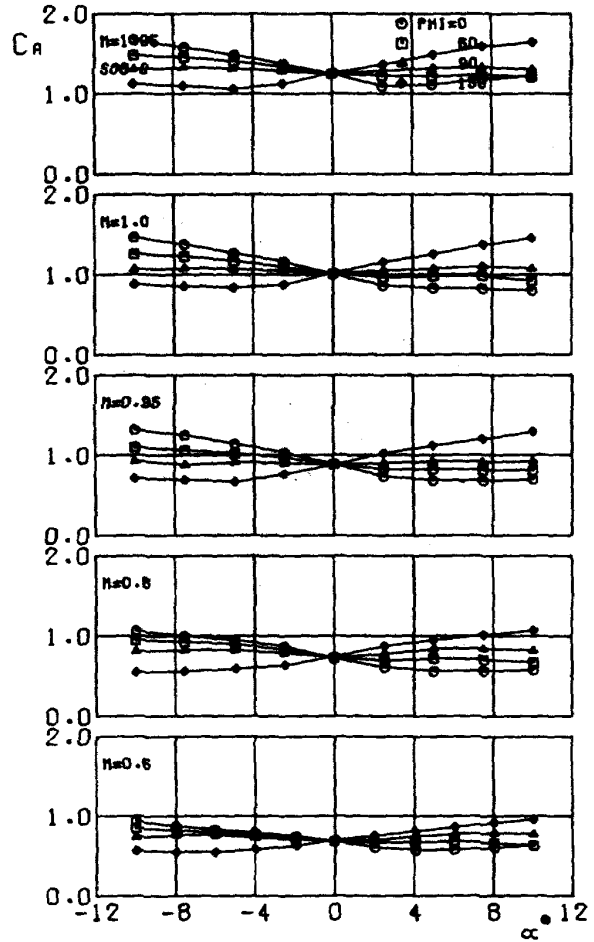


図126 軸力係数～迎角 (補助ブースタ 5 分力試験, SOB 9 本付)

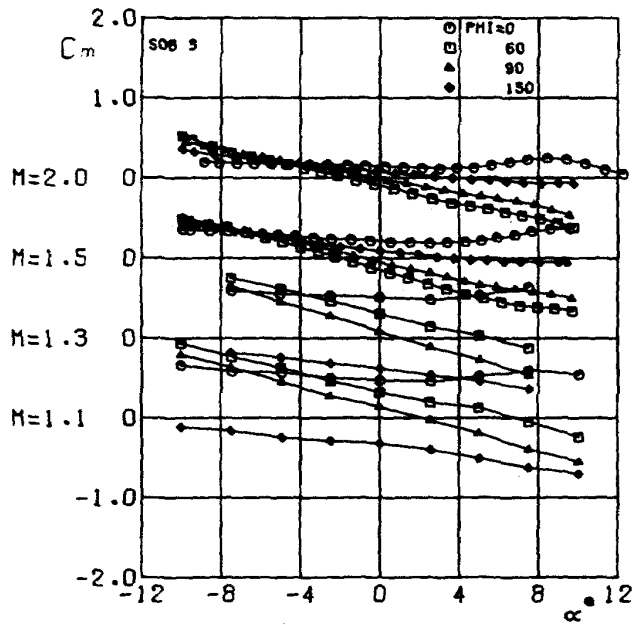


図125 縦揺モーメント係数～迎角 (補助ブースタ 5 分力試験, SOB 3 本付)

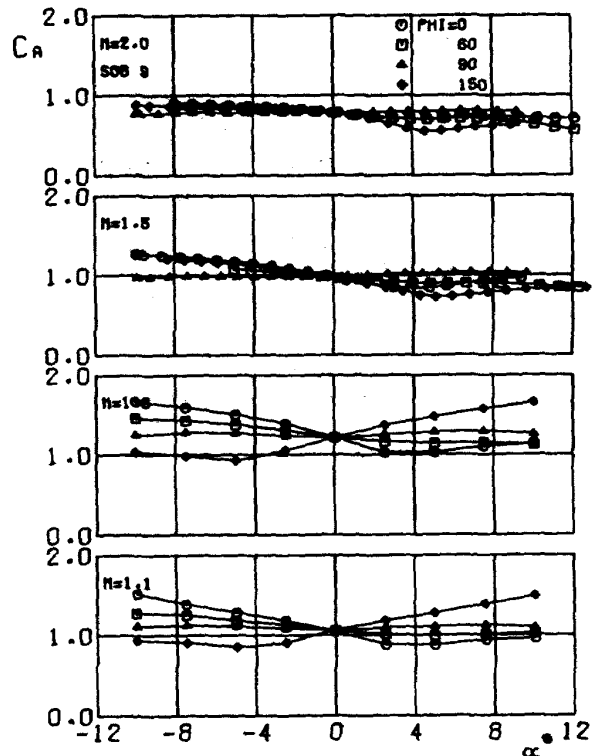


図127 軸力係数～迎角 (補助ブースタ 5 分力試験, SOB 9 本付)

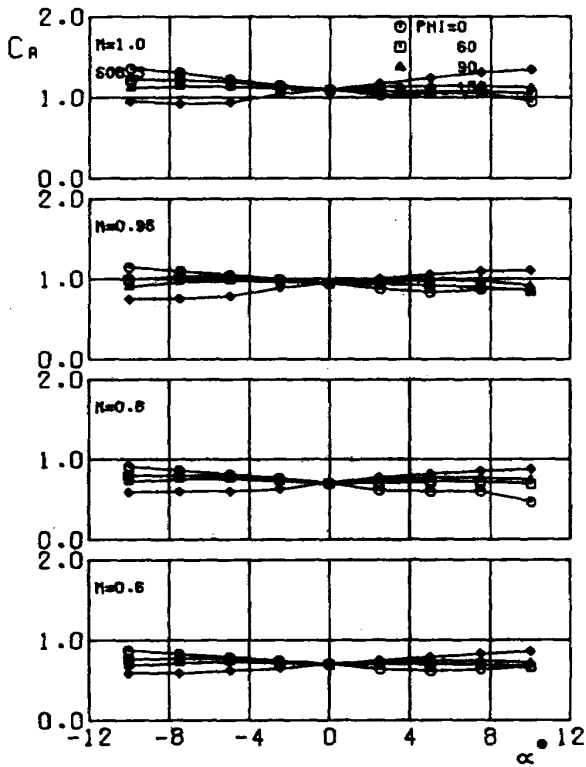


図128 軸力係数～迎角（補助ブースタ5分力試験，SOB 3本付）

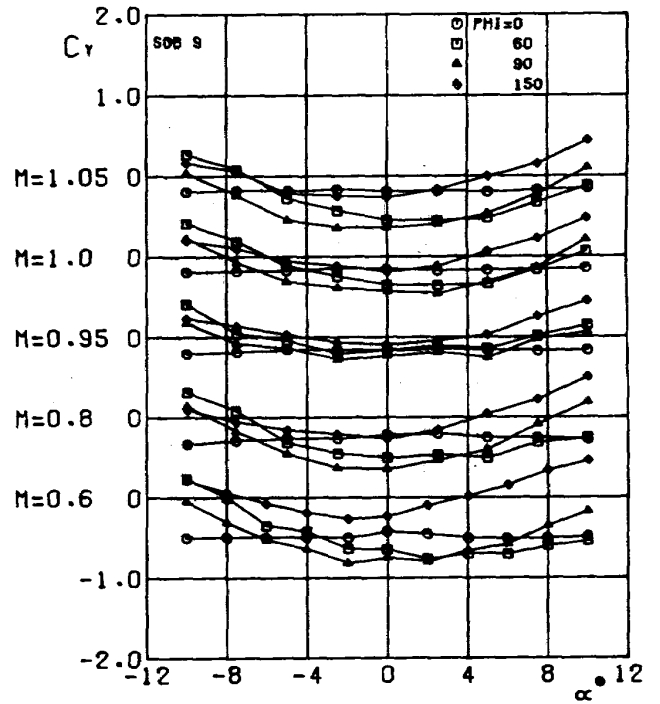


図130 横力係数～迎角（補助ブースタ5分力試験，SOB 9本付）

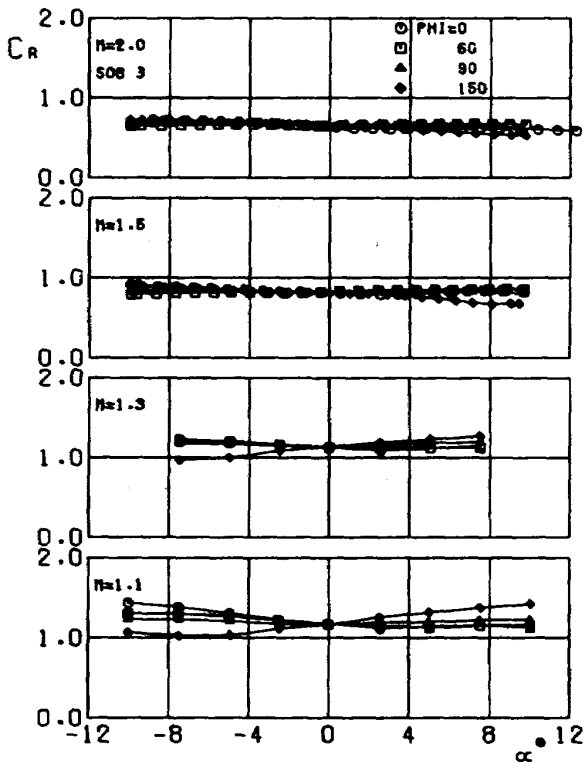


図129 軸力係数～迎角（補助ブースタ5分力試験，SOB 3本付）

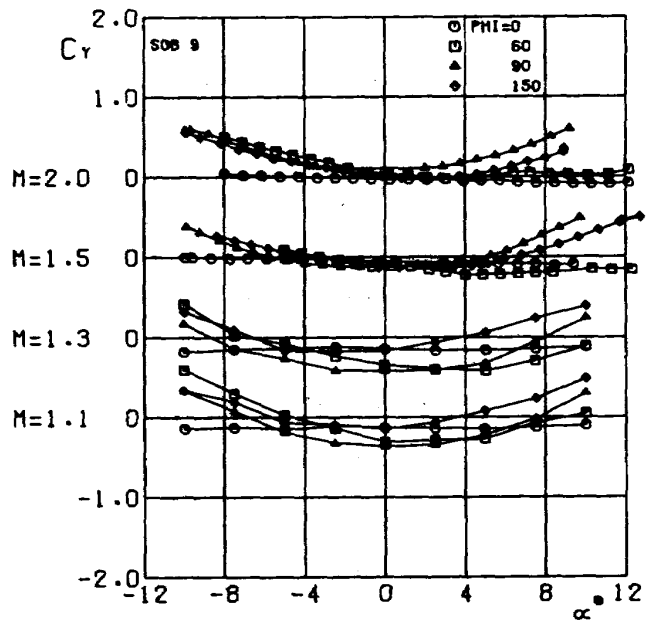


図131 横力係数～迎角（補助ブースタ5分力試験，SOB 9本付）



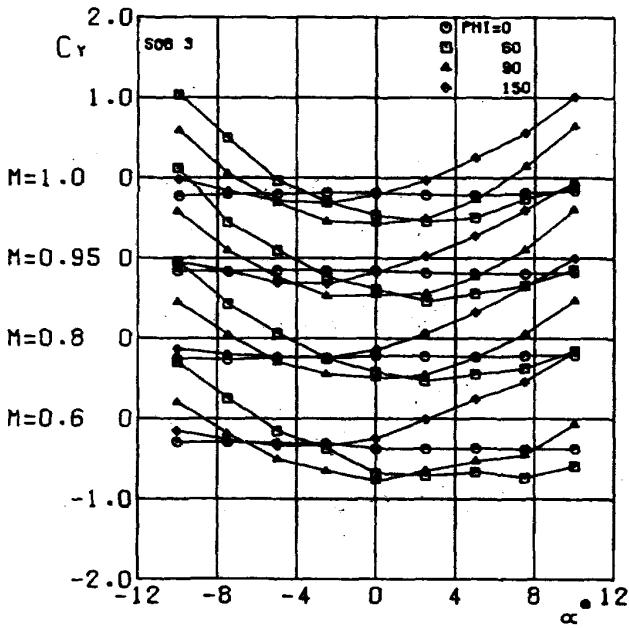


図132 横力係数～迎角 (補助ブースタ5分力試験, SOB 3本付)

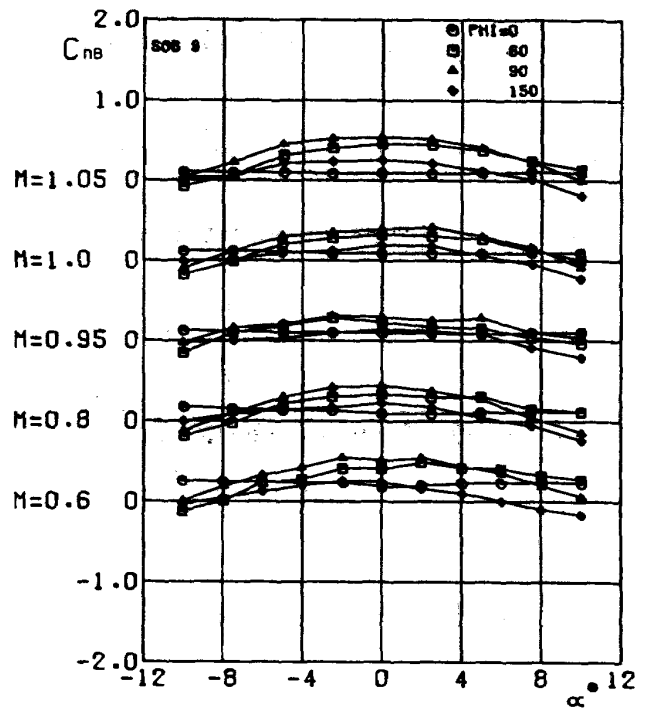


図134 偏揺モーメント係数～迎角 (補助ブースタ5分力試験, SOB 9本付)

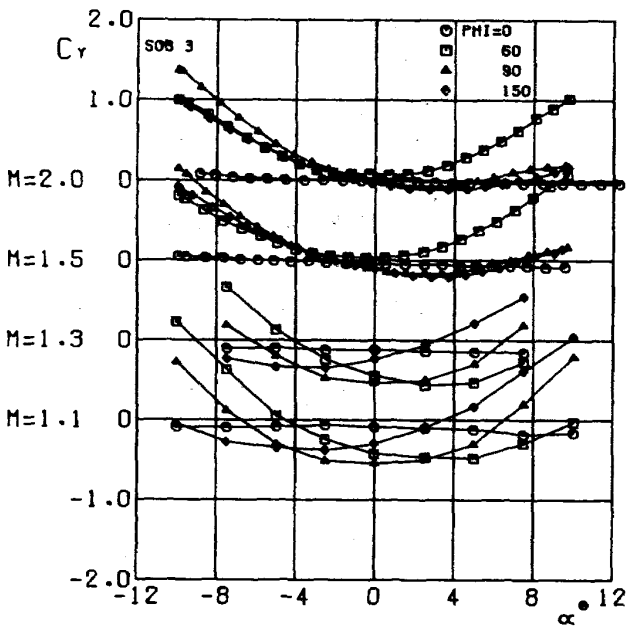


図133 横力係数～迎角 (補助ブースタ5分力試験, SOB 3本付)

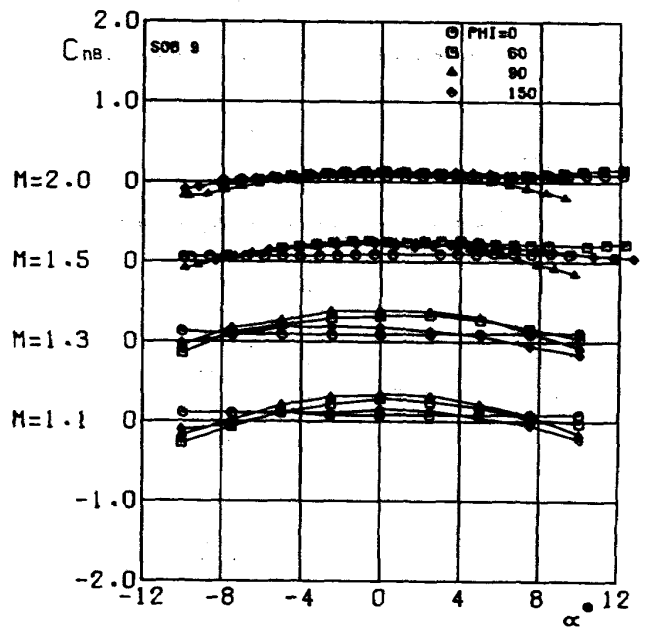


図135 偏揺モーメント係数～迎角 (補助ブースタ5分力試験, SOB 9本付)

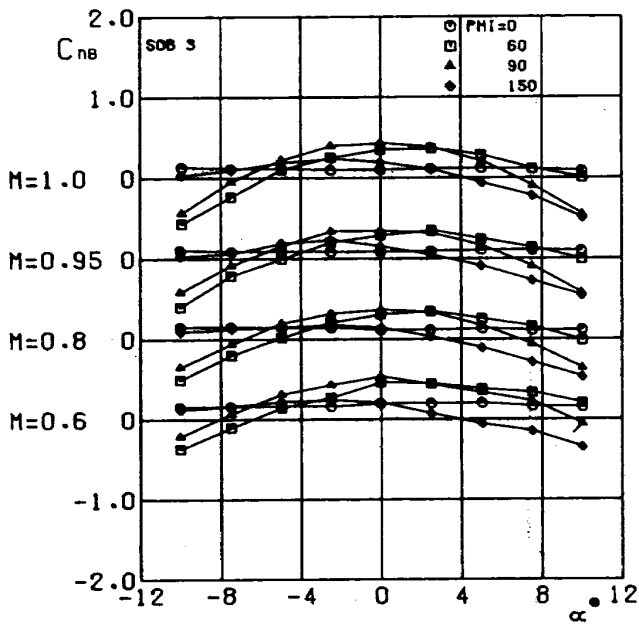


図136 偏揺モーメント係数～迎角 (補助ブースタ 5分力試験, SOB 3本付)

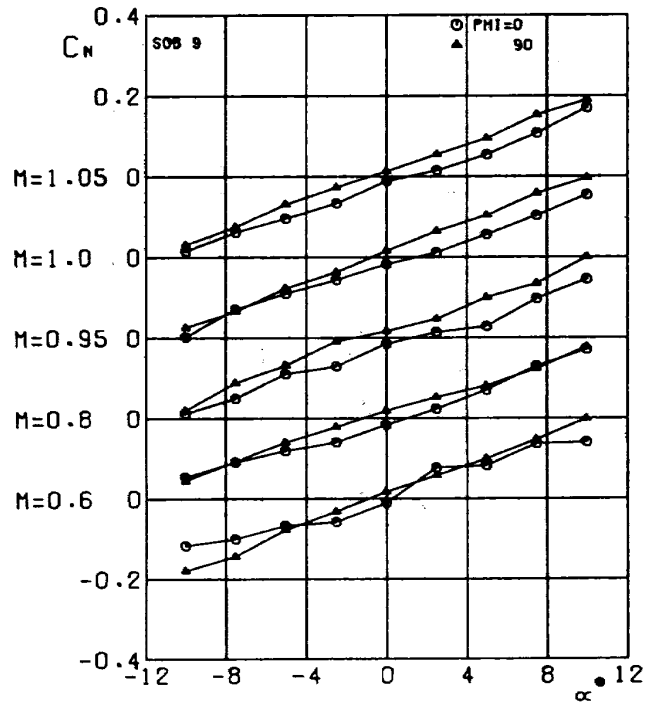


図138 垂直力係数～迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 9本付形状)

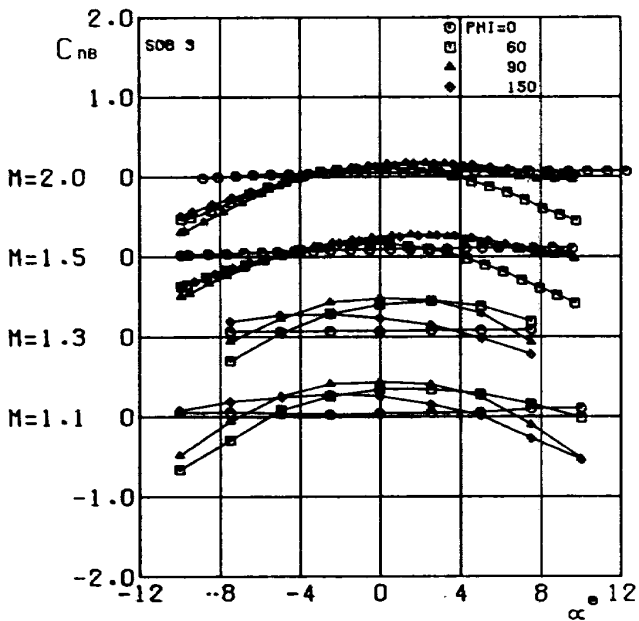


図137 偏揺モーメント係数～迎角 (補助ブースタ 5分力試験, SOB 3本付)

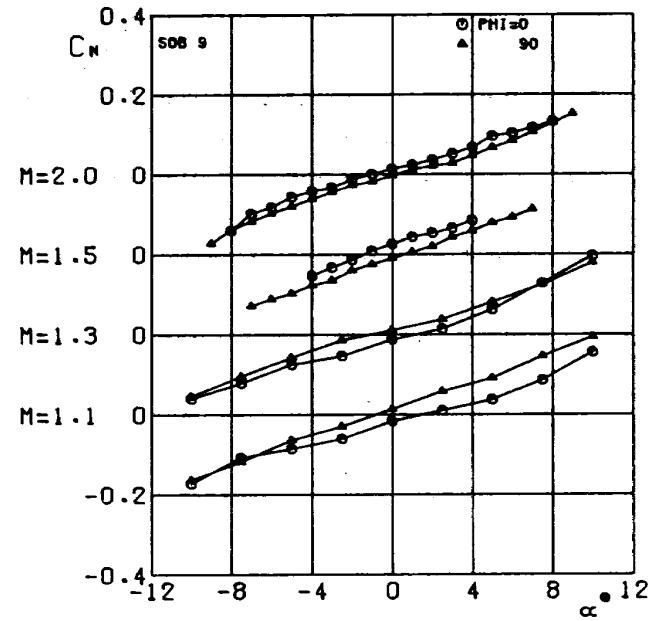


図139 垂直力係数～迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 9本付形状)

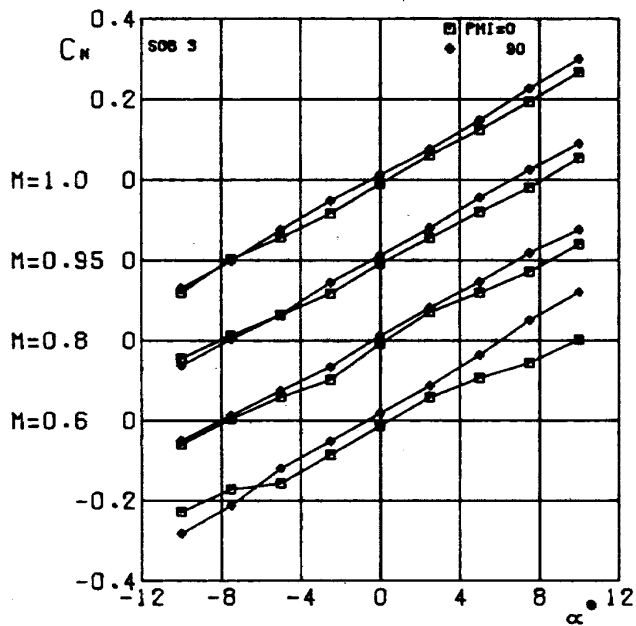


图140 垂直力系数~迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 3本付形状)

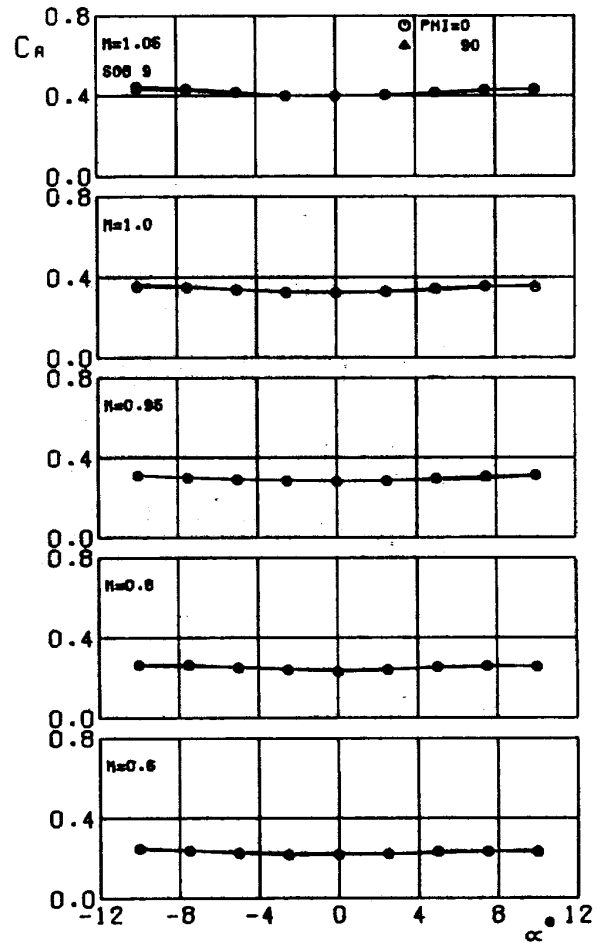


图142 轴力系数~迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 9本付形状)

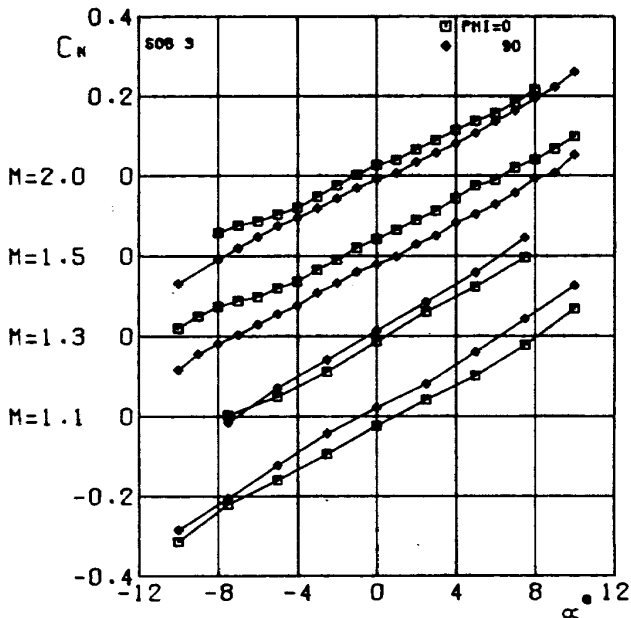


图141 垂直力系数~迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 3本付形状)

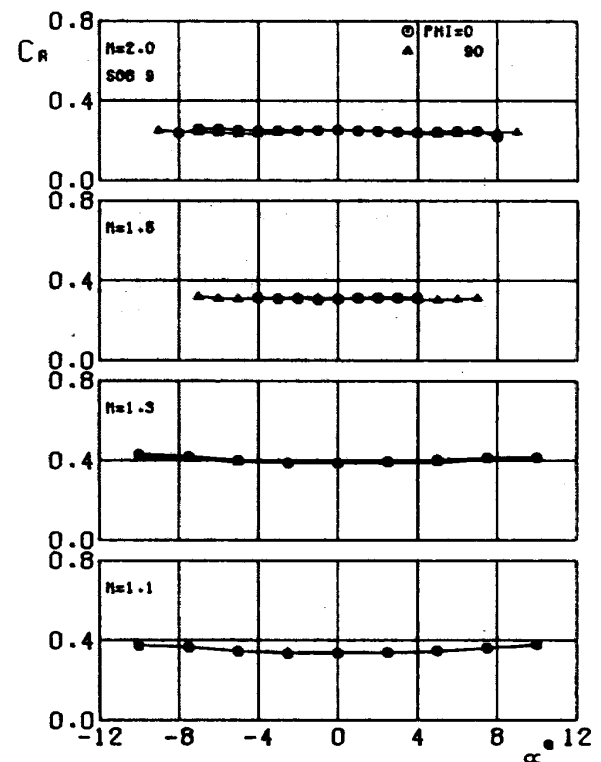


图143 轴力系数~迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 9本付形状)

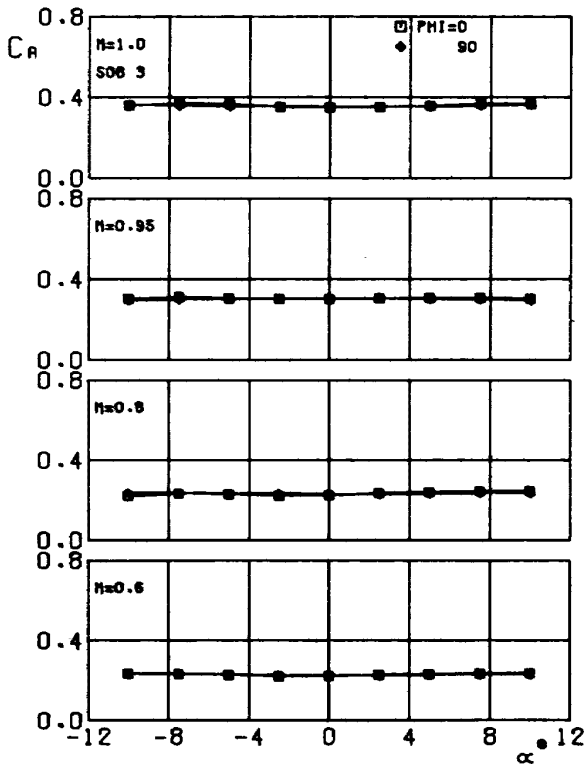


図144 軸力係数～迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 3本付形状)

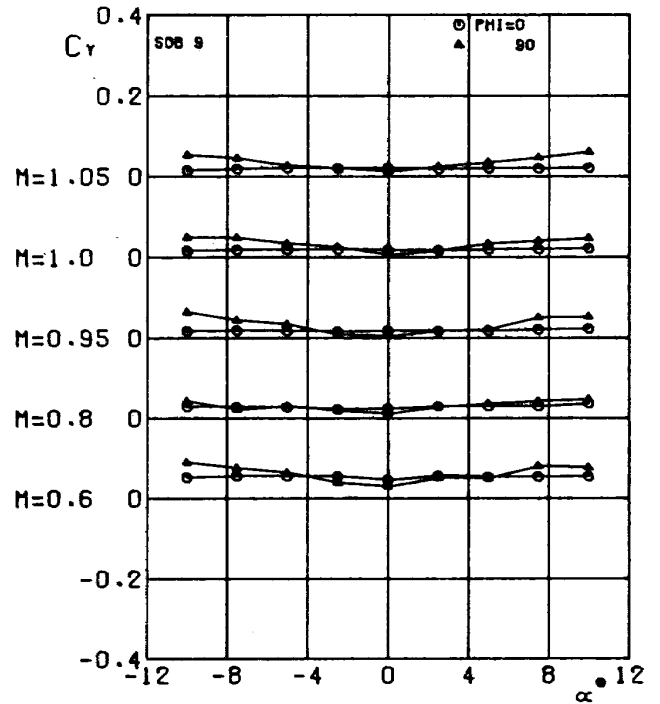


図146 横力係数～迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 9本付形状)

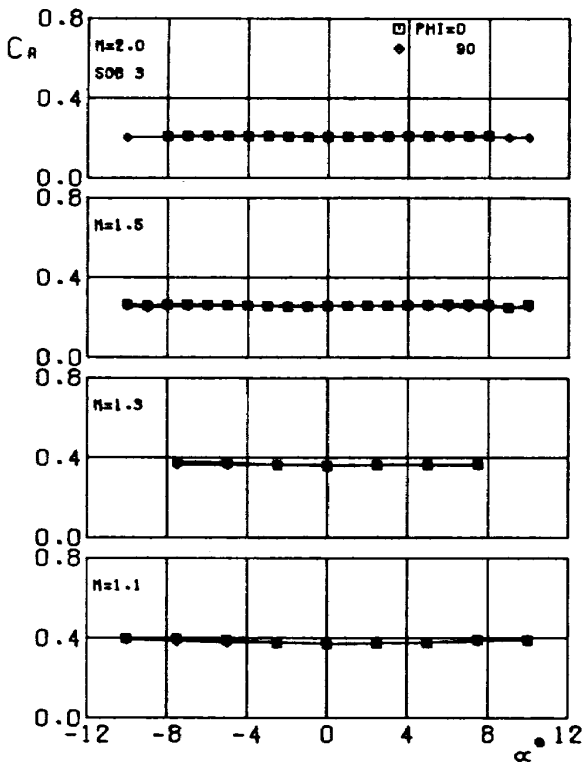


図145 軸力係数～迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 3本付形状)

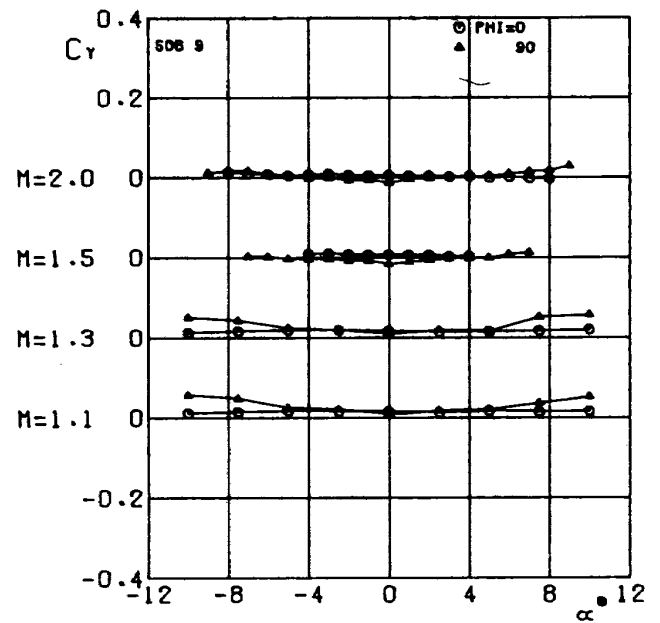


図147 横力係数～迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 9本付形状)

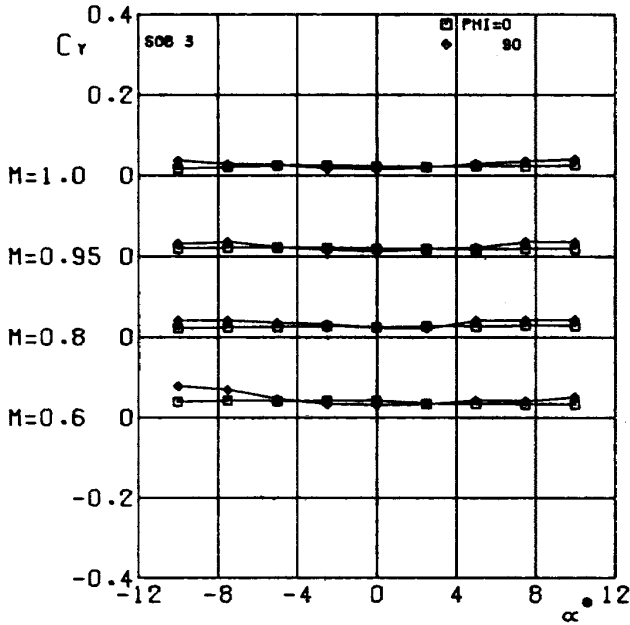


図148 横力係数～迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 3本付形状)

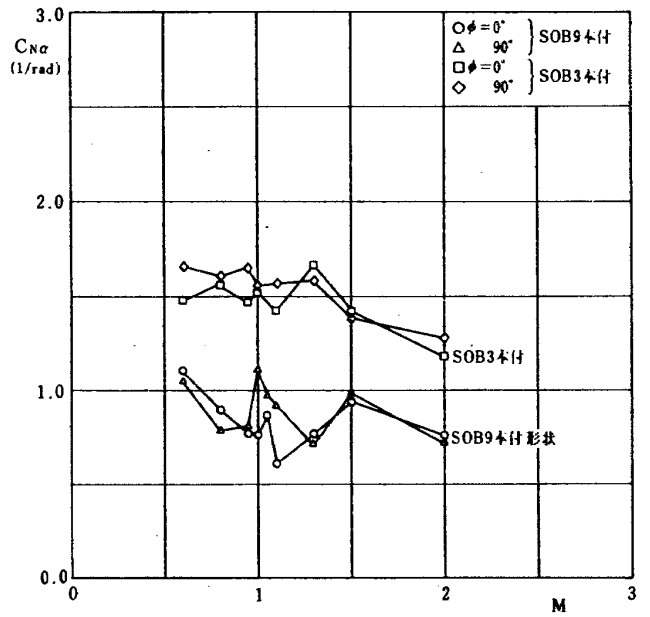


図150 垂直力係数傾斜～マッハ数 (SOB 3本 ( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力)

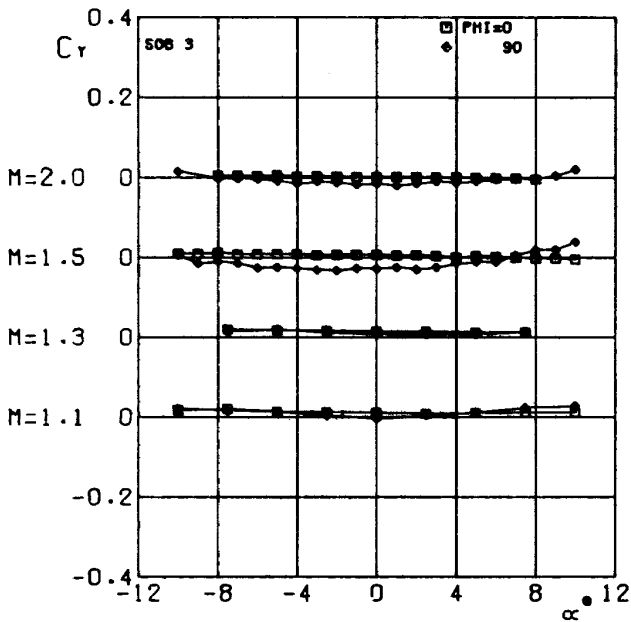


図149 横力係数～迎角 (SOB 3本( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力, SOB 3本付形状)

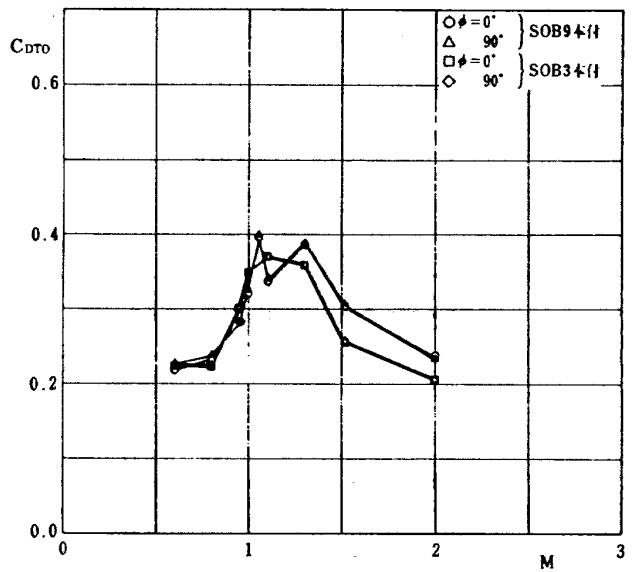


図151 零迎角時全抗力係数～迎角 (SOB 3本 ( $\theta=60^\circ, 180^\circ, 300^\circ$ )合力)

いた形状についても3本付の場合と同じ位置にくる3本のSOBだけの合力を求め両者を比較することにより相互干渉効果について考察することができる。図138～図149にSOB 3本付および9本付形状での上述のSOB 3本の空気を合成して求めた $C_N$ ,  $C_A$ ,  $C_Y$ をそれぞれ $\alpha$ に対し示した。ここでは基準面積としては主胴体断面積

にとった。図138～図141をもとに迎角 $0^\circ$ に於ける垂直力係数傾斜を求めたものを図150に示した。SOB 3本と9本付形状での同一位置の3本の合力には明らかに差異があり、9本付の方が値が小さくなり1本当りの垂直力方向の効きが低下していることがわかる。これは力試験結果で示した図73～図75の $C_{Na}$ ～SOB本数の結

果を裏付けるものであるが、力試験においてはSOB 9本付形状でマッハ数0.95前後で $C_{Na}$ が激減していたが、このSOB 5分力試験結果からはその現象を明確に裏付ける結果は得られていない。また、バンク角による差は一定した傾向は示しておらず、誤差の範囲内で差がないものと判断される。

図142～図145に示した軸力係数についてのSOB 3本の合力の結果をみると、迎角の変化に対しバンク角による差はほとんどない。また、図151には $\alpha = 0^\circ$ における抗力係数をマッハ数に対し示した。この結果から抗力についての補助ブースタ相互の干渉効果をみるとマッハ数0.6, 0.8ではSOB 3本と9本付ではさほど差はなく、マッハ数0.95, 1.0, 1.1では9本付の方が低目の値を示し、マッハ数1.3以上では逆に高目の値を示し、マッハ数によりかなり複雑な干渉効果がうかがえる。

横力は3本の合力を求めると図146～図149にみられるごとくほぼゼロに近い値となる。

4.4 比較検討

全機特性としての力試験結果と圧力分布および補助ブースタ5分力試験から得られた各成分の結果との比較検討を以下に試みる。SOB 9本付の形状はSOBが等間隔に付いておらず、今回の試験ケースでは9本付形状の値を合成することはできないので、以下ではSOB 3本付形状の場合の比較に限られる。

まず、主胴体単独での $C_{Na}$ について、力試験および圧力分布試験で得られた結果を比較したものを図152に示した。圧力分布試験結果での値としては図106のSOB 3本付で $\phi = 0^\circ$ の結果を代表して示したが、両者を比べる

と力試験結果の方が信頼性のある結果であると思われる。

図153には同じく主胴体単独について、底面抗力を含まない前面抗力係数( $C_{DF_0}$ )の形で種々の結果と比較してみた。図中、四角印で示した圧力試験の結果は図83で求めたsphere-cone部の造波抵抗の値に風洞試験時のレイノルズ数をもとに摩擦抵抗を推算<sup>8)</sup>したものを加えたものである。丸印は力試験によるもので、全抗力係数から模型後端で計測された圧力から計算して求めた底面抗力係数を引いた値である。三角印はNASA TN D-3088<sup>9)</sup>で与えられているsphere-cone物体についての系統的な試験結果をもとに円筒状部分の摩擦抵抗を補正して得た値である。実線で示した推定値は文献10)によって求めた造波抵抗に摩擦抵抗の補正を施したものである。力試験の結果で他に比べ低目の値を示すところがあるが、これは底面圧の測定誤差による影響が大きいと思われる。

次に、SOB 3本付形状での垂直力係数傾斜について力試験結果と得られた各成分値を加えたものと比較してみる。 $C_{Na}$ の構成成分としては主胴体による分、主胴体およびSOB相互の干渉効果を含んだSOBの成分、SOBが主胴体へおよび干渉成分、および支持具の存在による成分が考えられる。図154にはバンク角 $0^\circ$ について、図155にはバンク角 $90^\circ$ の場合について比較したものを示した。主胴体の値としては力試験結果を、相互干渉も含んだSOBの成分としては補助ブースタ5分力試験結果(図150)をSOBが主胴体へおよび干渉成分としては圧力分布試験結果(図116と図117で丸印と四角印の差)をそれぞれ加えたものを四角印で示した。この加え

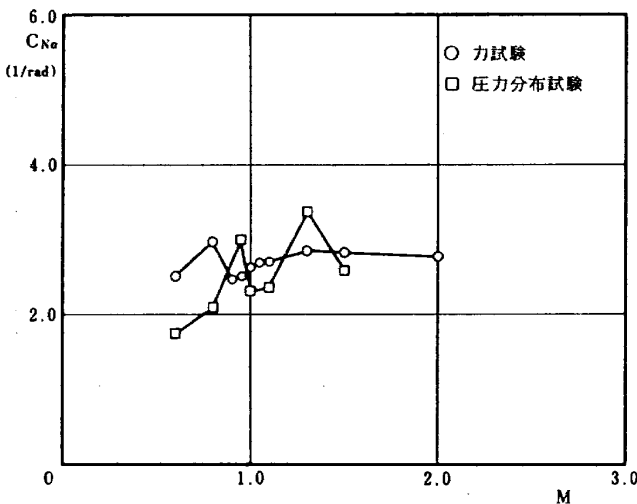


図152 主胴体単独垂直力係数傾斜～マッハ数

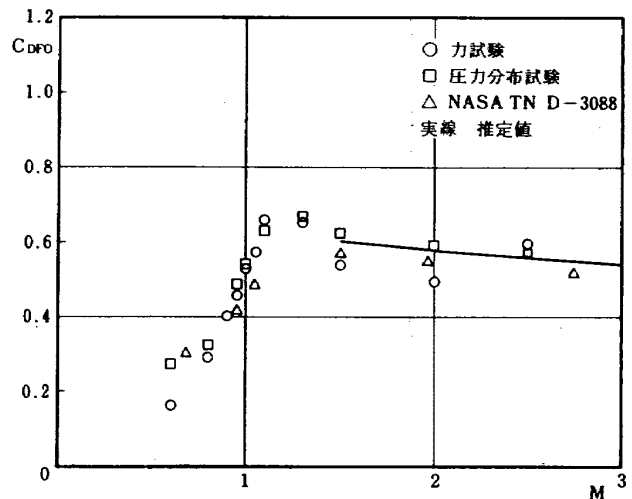


図153 主胴体単独零迎角時前面抗力係数～マッハ数

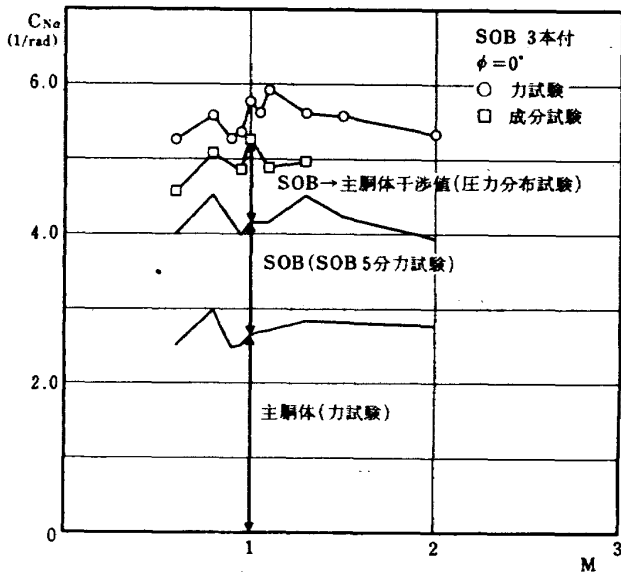


図154 垂直力係数傾斜～マッハ数（力試験と成分試験比較，SOB 3本付，バンク角  $0^\circ$ ）

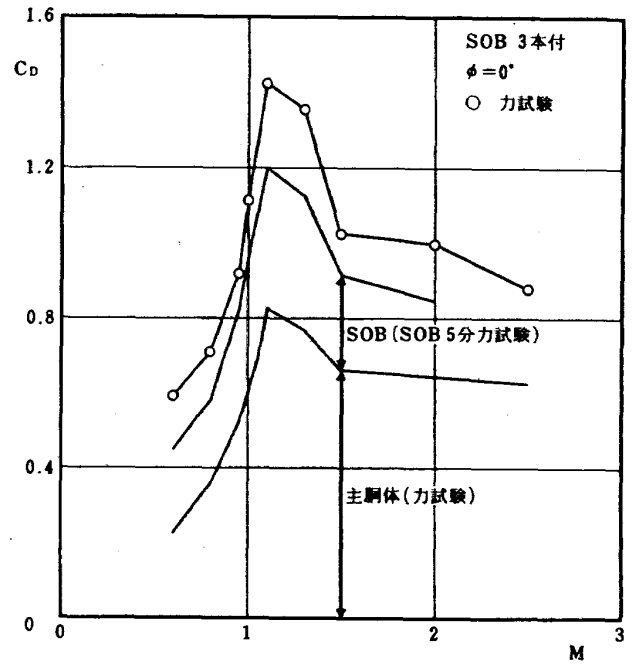


図156 抗力係数（零迎角時）～マッハ数（力試験と成分試験比較，SOB 3本付，バンク角  $0^\circ$ ）

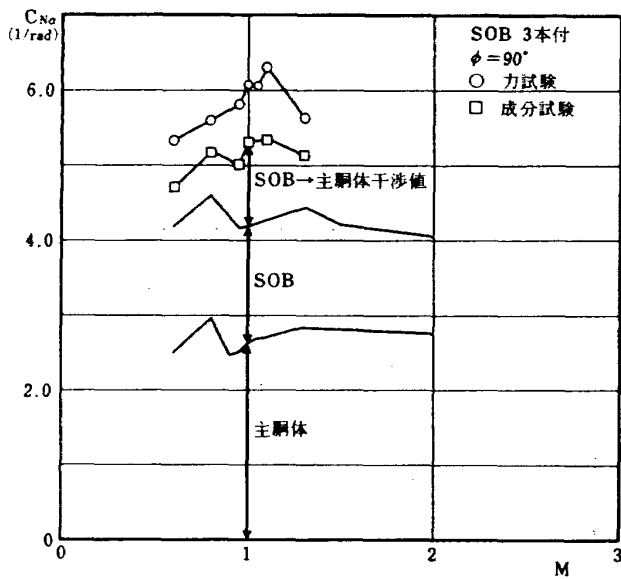


図155 垂直力係数傾斜～マッハ数（力試験と成分試験比較，SOB 3本付，バンク角  $90^\circ$ ）

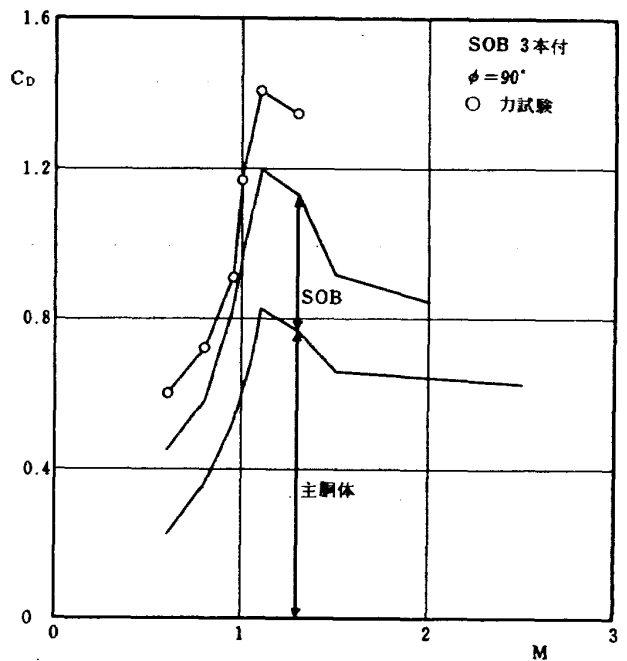


図157 抗力係数（零迎角時）～マッハ数（力試験と成分試験比較，SOB 3本付，バンク角  $90^\circ$ ）

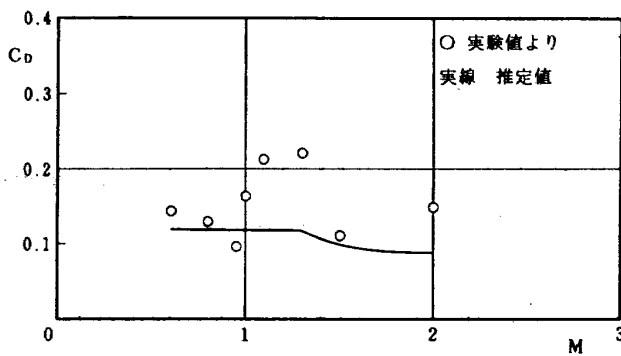


図158 SOB支持具部抗力係数～マッハ数

た値は力試験結果と比べ低い値であるが、さらに支持具の寄与分とSOBから主胴体への干渉成分として主胴体後端まで求めたものを加えたとすれば、かなりよい一致を示すものと思われるので、得られた各成分の結果についてはかなり信頼できるものと評価される。

同様に図156と図157にSOB 3本付形状でバンク角 $0^\circ$ と $90^\circ$ の場合の最小抗力係数について比較を行なった。構成成分としては主胴体、SOB部、および支持具部が考えられる。ここでは主胴体の値は力試験結果を、SOB部はSOB 5分力試験結果(図151)をそれぞれ加えたものを図中に示した。今回のSOB 5分力天秤で計測された値には支持具部分に働く力は含まれないので、支持具部は別途測定しなければならないが、今回はそれを直接求めることは行っていないので、図中では無視されている。図の残りの部分を支持具部に作用する力と考え図158に示したが、支持具部の抗力の全体に対する割合はかなりの量となることがわかる。力試験模型にあっては、超音速風洞で起動・停止時に衝撃荷重がかかるので、補助ブースタを支持する金具としては実機の形をそのまま模擬することは出来ず、風洞試験模型においては単純な形状で十分な強度を持たせた支持具となっている。したがって、実機の抗力を正しく評価するためには支持具部の寄与分を正確に把握し、その補正を施す必要がある。この部分では気流が乱流境界層内に入っているもので、簡単には扱えない様に思われるが、今回の力試験模型の場合は円柱状の支持具を使ってあるので、文献11)にある円柱の抗力係数のデータを支持具部に適用して図158に推定値として合わせて示した。マッハ数1.0前後ではかなりの食違いがみられるが、初期設計段階の推定値としてなら十分に使用に耐えられるものであると云える。本試験により、初めて支持具部分に働く力のオーダを認識できたことは、我々にとって非常に有意義であった。

## 5. まとめ

今回行なった試験の結果をまとめると、

### 1. 力試験結果

主胴体長短による差違に対しては、垂直力は微差ではあるが長い方が大き目の値を示し、抗力はほとんど差がない。

バンク角の変化に対しては、垂直力は $90^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $0^\circ$ の順で値が小さくなる傾向を示し、抗力はほとんど差がない。

SOBの本数の増加に伴い垂直力、抗力の増分は共に減少する傾向を持っている。

### 2. 圧力分布試験結果

主胴体上の圧力係数分布はSOB取付部分でも頭部と同様かなり急峻な変化が見られた。

局所垂直力係数分布については、圧力孔数の制約等のため、全般にわたって高精度の高い結果が得られたか多少疑問であるが、今回初めてSOBが主胴体へ与える干渉効果について、その一端が解明されたことは非常に有意義であった。

### 3. 補助ブースタ5分力試験結果

SOB 9本付および3本付形状での補助ブースタに働く力が測定され、補助ブースタ相互にかなりの干渉効果があることが判った。

### 4. 力試験結果と成分試験結果との比較

垂直力に対しては、作用する成分の構成については大略判明したが、支持具部分およびSOB主胴体へおよぼす干渉量については、本試験結果だけでは結論的とは云えない。

抗力に対しては、支持具部分に働く力もかなりの割合を占めることが判明したので、実機と模型との支持具形状の違いによる補正についても考慮する必要がある様に思われる。

以上、圧力分布および補助ブースタ5分力試験による成分試験により、物体相互干渉問題に対し今後考究していく上で有益なデータが得られたと考える。

本試験に当っては、終始御指導いただいた谷室長ならびに萩原室長、河本室長はじめ風洞関係者各位の御助力の甚大であったことを付記いたします。



## 参 考 文 献

- 1) 航空宇宙技術研究所；航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造，航空技術研究所報告，TR-25 (1962)
- 2) 航空宇宙技術研究所空気力学第二部；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)
- 3) 酒井春雄，中西英樹，矢木敏孝；自動圧力計測について，日本航空宇宙学会誌，第 19 巻 209 号 (昭和 46 年 6 月) PP. 251-260
- 4) Royal Aeronautical Society ; Data Sheets, Aerodynamics Vol. 4, Bodies S. 01. 03. 01, (1954)
- 5) R. T. Jones ; Properties of Low-Aspect-Ratio Pointed Wings at Speeds Below and Above the Speeds of Sound, NACA Rep. 835, (1946)
- 6) 近藤洋史，藤田敏美，三堀進，野口正芳；補助ブースタ支持法効果模型の風洞試験結果について，第 20 回宇宙科学技術連合講演会講演集，(1976 年 10 月) PP. 86-89
- 7) Royal Aeronautical Society ; Data Sheets, Aerodynamics Vol. 4, Bodies S. 02. 03. 12, (1954)
- 8) E. R. Van Driest ; Turbulent Boundary Layer in Compressible Fluids, J. A. S. Vol. 18, NO. 7, (1951) PP. 145-216
- 9) R. V. Owens ; Aerodynamic Characteristics of Spherically Blunted Cones at Mach Numbers from 0.5 to 5.0, NASA TN D-3088, (1965)
- 10) 日本航空宇宙学会；航空宇宙工学便覧 (1974) P. 233, 丸善
- 11) 航空評議会；風洞試験規程，昭和 17 年，P. 56

---

## 航空宇宙技術研究所資料329号

昭和52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町1880  
電話武蔵野三鷹(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1-4-7(羽田ビル)

---

