

ISSN 1347-4588  
UDC 533.6.013  
629.7.015.3  
629.78

独立行政法人

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1468

リフティングボディ型再突入機 遷音速，超音速及び極超音速風洞試験

川 戸 博 史 ・ 渡 辺 重 哉 ・ 藤 井 謙 司

2003年8月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN



# リフティングボディ型再突入機 遷音速，超音速及び 極超音速風洞試験\*

川 戸 博 史<sup>\*1</sup> 渡 辺 重 哉<sup>\*1</sup> 藤 井 謙 司<sup>\*1</sup>

## Transonic, Supersonic and Hypersonic Wind Tunnel Tests of a Lifting-body Type Reentry Vehicle\*

Hiroshi KAWATO<sup>\*1</sup>, Shigeya WATANABE<sup>\*1</sup>, Kenji FUJII<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

A series of wind tunnel tests from subsonic to hypersonic speeds were conducted to investigate the aerodynamic characteristics of a lifting-body type configuration for reentry vehicles and to accumulate knowledge and experience for the design of such vehicles. The tests were conducted at the NAL 2m x 2m Transonic Wind Tunnel for Mach numbers from 0.5 to 1.4 and at the NAL 1m x 1m Supersonic Wind Tunnel for numbers 1.4 to 4.0. For hypersonic speed of about Mach 10, the test was conducted at the 1.27m Hypersonic Wind Tunnel. Data were obtained for the baseline configuration and several derived configurations to ascertain the effect of configuration modifications. The effectiveness of control surfaces such as elevons and rudders was also investigated. The test data indicated fin-induced nonlinear characteristics for the baseline configuration at transonic speeds. Data also indicated that enlarging the leading edge sweepback angle of the outboard fins from 41 deg. to 60 deg. or upsweeping the upper aft surface of the fuselage 20 deg., like an upward deflection of a control surface, improves the nonlinear characteristics. For the hypersonic test, a pitch down trend at angles of attack from 15 deg. to 22 deg. was observed for all configurations (with a pitch up trend for other angles of attack). No significant effect was observed for upper surface modification at hypersonic speeds, however, enlarging the fin cant angle from 20 deg. to 45 deg., improved the directional stability.

**Key Words:** Lifting-body, reentry, aerodynamics, transonic, supersonic, hypersonic

### 概 要

リフティングボディ型再突入機の空力特性を取得し、形状設計のためのデータや経験を蓄積するために、亜音速から極超音速の範囲で風洞試験を実施した。風試は $M=0.5\sim 1.4$ についてはNAL 2m x 2m遷音速風洞で実施し、 $M=1.4\sim 4.0$ についてはNAL 1m x 1m 超音速風洞で実施した。また $M=10$ 程度の極超音速域についてはNAL 1.27m極超音速風洞で実施した。風洞試験は基本形状の他、形状変更効果を見るために各種変更形状についてもデータを取得した。またエレボンやラダーなどの操舵面の効果を見るため、それぞれの操舵形態についてもデータを取得した。風洞試験の結果、遷音速における基本形状の空力特性は両外舷に取り付けたフィンによる非線形な傾向を示すことが分かった。またフィン前縁後退角を $41^\circ$ から $60^\circ$ へ大きくした場合や胴体上面後縁部を舵面操舵の様に $20^\circ$ 切り上げることにより、空力特性の非線形な傾向が改善することも分かった。極超音速では、全形状についてピッチングモーメント特性について迎角範囲が $15\sim 22^\circ$ で頭下げの傾向が見られた（他の迎角範囲では頭上げ）。また極超音速域で胴体上面変更の効果はほとんどないがフィンキャント角を $20^\circ$ から $45^\circ$ へ変更した場合、高迎角では方向安定性が向上することも分かった。

\* 平成15年6月19日受付 (received 19 June 2003)

\*1 宇宙輸送システムプロジェクトセンター フライト実証技術グループ

(Space Transportation Project Center, Flight Demonstration Technology Group)

## 記号

A	: 軸力
bref	: 横方向基準長 (表4参照)
c	: 翼弦長
CA	: 軸力係数 ( $= A/qS$ )
CAF	: 前面軸力係数 (表5参照)
CD	: 抗力係数 ( $= D/qS$ )
CL	: 揚力係数 ( $= L/qS$ )
Cl	: ローリングモーメント係数 ( $= l/qSbref$ )
Cl $\beta$	: ローリングモーメント $\beta$ 微係数 [ $1/^\circ$ ]
Cm	: ピッチングモーメント係数 ( $= m/qSlref$ )
CN	: 垂直力係数 ( $= N/qS$ )
Cn	: ヨーイングモーメント係数 ( $= n/qSbref$ )
Cn $\beta$	: ヨーイングモーメント $\beta$ 微係数 [ $1/^\circ$ ]
Cp	: 圧力係数 ( $= (p-p^\infty)/q$ )
CY	: 横力係数 ( $= Y/qS$ )
CY $\beta$	: 横力 $\beta$ 微係数 [ $1/^\circ$ ]
D	: 抗力
L	: 揚力
L/D	: 揚抗比
l	: ローリングモーメント
LB	: 胴体長 (エレボンを除く)
lref	: 縦基準長 (表4参照)
M	: マッハ数
m	: ピッチングモーメント
N	: 垂直力
n	: ヨーイングモーメント
p	: 圧力
P0	: 風洞一様流総圧
q	: 一様流動圧
Re	: レイノルズ数 (胴体長LB基準)
S	: 基準面積 (表4参照)
T0	: 風洞一様流総温
W/CLS	: 揚力 (翼) 面荷重
Xcp/LB	: 風圧中心 (胴体長LB基準)
Xnp/LB	: ニュートラルポイント中心 (胴体長LB基準)
Xref	: モーメント基準点X座標 (表4参照)
Y	: 横力
Yref	: モーメント基準点Y座標 (表4参照)
Zref	: モーメント基準点Z座標 (表4参照)
$\alpha$	: 迎角 [ $^\circ$ ]
$\beta$	: 横滑り角 [ $^\circ$ ]
$\delta a$	: エルロン舵角 [ $^\circ$ ] (図3参照)
$\delta e$	: エレベータ舵角 [ $^\circ$ ] (図3参照)
$\delta eL$	: 左舷エレボン舵角 [ $^\circ$ ] (図3参照)
$\delta eR$	: 右舷エレボン舵角 [ $^\circ$ ] (図3参照)

$\delta r$	: ラダー舵角 [ $^\circ$ ] (図3参照)
$\delta rL$	: 左舷ラダー舵角 [ $^\circ$ ] (図3参照)
$\delta rR$	: 右舷ラダー舵角 [ $^\circ$ ] (図3参照)

## 【添字】

max	: 最大値
$\Delta$	: 基本形状などからの差分
1, 2, ...	: 圧力孔No.1, 2, ...での計測値 (圧力孔位置: 図7参照)
$\infty$	: 一様流状態

## 1. はじめに

航空宇宙技術研究所 宇宙輸送システムプロジェクトセンターでは、現行の使い切り型ロケットに代わる高効率で信頼性を高めた再使用型宇宙輸送システムの開発を目指し、その技術実証を目的とした幾つかの実験機構想を検討中である。その一つであるリフティングボディ型再突入実験機は、これまで速度域や実証目的毎に個別の機体で行ってきた一連の小型実験 (軌道再突入実験 OREX<sup>1)</sup>, 極超音速飛行実験 HYFLEX<sup>2)</sup>, 小型自動着陸実験 ALFLEX<sup>3)</sup>, 高速飛行実証 HSFD<sup>4)</sup>) による飛行実証を、地球周回軌道から亜音速までの全領域にわたり単一の機体で揚力飛行することにより、総合的に技術実証することを目的としている。

本実験機の構想を図1に示す<sup>5)</sup>。本機はH-IIAロケットの既存の衛星フェアリングに相乗りで収納した形態で打ち上げられ、地球周回軌道に投入された後、大気圏に再突入し、亜音速 (マッハ数約0.5) まで減速しながら飛行する。その後パラシュート及びパラフォイルを用いてさらに減速し、着地点に向けて誘導した後エアバッグにて軟着陸する。

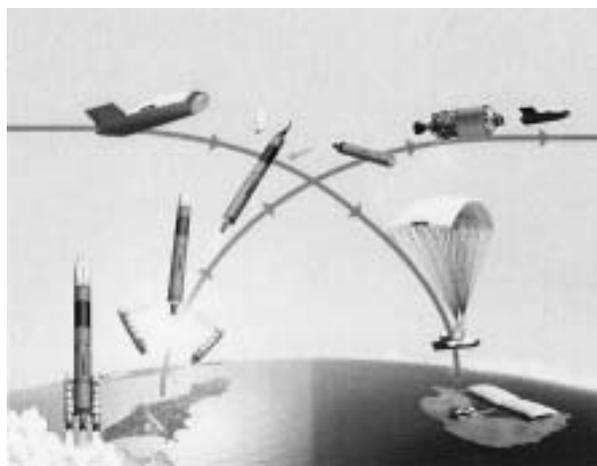


図1 再突入実験機構想

既存の衛星フェアリングに収納される場合、衛星フェ

アリングの大きさにより機体規模が厳しく制限されるため、米国スペースシャトルの様な翼と胴体を持つ形状（翼胴形状）では翼前縁部などに曲率半径の小さな部位が気流に直接さらされ、同部位で空力加熱が極めて大きくなる。そのため、既存の再使用型耐熱材を用いる場合、空力加熱の観点から成立させるのは難しい。また搭載容量上も不利である。そこで本実験機には、空力加熱上も容量の上からも有利であり、将来型再使用宇宙輸送系の機体形状としても有望なものの一つと考えられるリフティングボディ形状を採用した。ただし上述のような飛行を行うリフティングボディの開発は我が国では未経験であり、空力特性把握をはじめ設計・開発技術の蓄積を図る必要がある。そこでリフティングボディ形状全般に対する空力設計に関わる基礎データの取得を目的として、本実験機概念検討で設計した機体形状（基本形状）に対して、亜音速から極超音速の範囲で風洞試験を実施した。また機体形状変更効果に関する基礎データ拡充のため、代替形状についても試験を実施した。風洞試験は航空宇宙技術研究所の2m×2m遷音速風洞（TWT1）、1m×1m超音速風洞（SWT1）及び1.27m極超音速風洞（HWT1）で実施した。本稿ではこれらの風洞試験で取得した結果をまとめる。なお、CFDとの比較や基礎的な設計評価などについては参考文献6, 7, 8を参照されたい。

## 2. 機体形状

### 2.1 基本形状

本風洞試験に用いた基本形状を図2に示す。図2には実機寸度及び模型寸度（括弧内）を示した。実機全長およそ6m、全幅およそ3.7mの基本形状は、HYFLEXの形

状をベースに、H-IIAロケット4/4DLC衛星フェアリングの制約を考慮して胴体長やスパン長を延長する形で定義した。胴体側面形は三角形に近い形になっている。これは胴体上面がHYFLEXの形状を延長したままの形では後胴部の容積の増加につながり、容積中心と重心位置とのずれが大きくなる可能性があるため、それらの位置の差異が小さくなるように、胴体上面後部を胴体後端に行くに従って下方に先細になる（胴体高さを低くする）形状を採用したものである。この形状では胴体後端面（ベース面）の面積がHYFLEXの形状を延長したままの形状に比べて小さくかつ偏平になるため、ロケット取り付け構造の設計が難しくなるものの、亜音速や遷音速域での空気抵抗（抗力）の低下が期待できる。また胴体断面が翼型に近くなるため亜音速での揚力増も期待できる。

機体の空力的な安定性を高めるため、胴体後部の両外舷には1組のフィン（安定翼）が取り付けられており、さらにその効果を特に極超音速域においてより向上させるため、フィンは胴体平面形に沿って翼舷が内側に向いており（トーイン）、また翼端がより外側に倒れる形（キャント）で取り付けられている。トーイン角は約8°であり、キャント角は20°である。フィンの前縁後退角はHYFLEXとほぼ同等な41°であり、またその翼断面形状は鈍頭平板である。

極超音速飛行時のノミナル迎角（40°）におけるノーズ淀み点付近での曲率半径は、同部位での空力加熱率が飛行経路上で600kW/m<sup>2</sup>以下となるよう設定した。この最大加熱率の制限値は、輻射平衡を仮定した場合のカーボン/カーボン複合材の最大耐熱温度1650（表面輻射

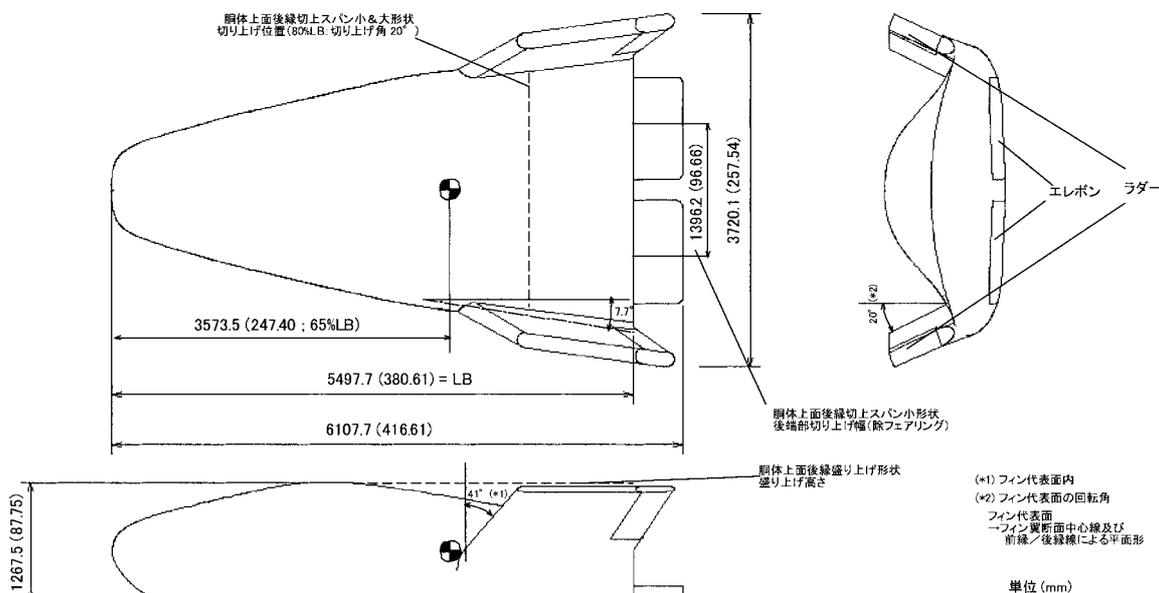


図2 リフティングボディ型再突入実験機 基本形状 三面図（実機寸度，括弧内：模型寸度（6.9%））

率 $\varepsilon = 0.78$ )での加熱率に相当する。また同様にフィン前縁の曲率半径は中密度タイルの耐熱温度(1400, 表面輻射率 $\varepsilon = 0.83$ )に基づき設定した。

機体の姿勢を制御するための操舵面として、ベース面に左右一対のエレポン、両フィン後縁にラダーが取り付けられている。エレポンは対称操舵(同方向/同角度)した場合はエレベータ、非対称操舵した場合にはエルロンとして働き、それぞれ主に機体のピッチ方向、ロール方向の制御に使用される。エレポンの下面形状は舵角 $0^\circ$ で隣接する胴体下面と滑らかにつながるよう定義した。またエレポンの舵角範囲は $\pm 20^\circ$ である。一方、ラダーは主にヨー方向の制御に用いられ、その角範囲は $\pm 20^\circ$ である。各舵角の定義を図3に示した。

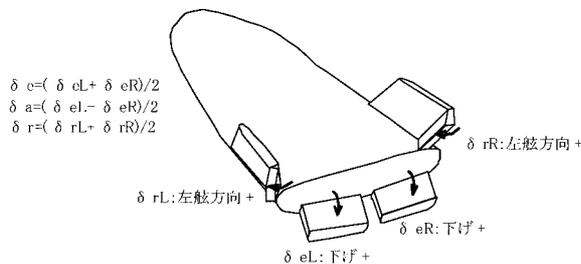


図3 舵角定義

## 2.2 代替形状

本風試では、リフティングボディ形状全般に対する空力設計に関わる基礎データの取得を目的として、基本形状をベースに複数の代替形状についてもデータを取得し、形状変更効果を調べた。代替形状の一覧を表1に示す。代替形状としては胴体上面後縁切上(スパン小&大)形状、胴体上面盛り上げ形状、フィンオフ形状、フィン前縁後退角 $60^\circ$ 形状(フィレットなし&あり)、フィンキャント角 $45^\circ$ 形状、センターフィン形状及び翼型フィン形状がある。

## 3. 風洞試験

### 3.1 使用風洞及び試験ケース

本風試はマッハ数 $M = 0.5 \sim 1.4$ についてはNALの $2m \times 2m$ 遷音速風洞、また $M = 1.4 \sim 4.0$ をNALの $1m \times 1m$ 超音速風洞で実施した。 $M = 1.4$ では風洞間のデータのつながりを確認するため、遷音速、超音速両風洞でデータを取得した。 $M = 10$ 程度の極超音速域についてはNALの $1.27m$ 極超音速風洞で実施した。図6にそれぞれの試験における模型セットアップの写真を示す。

$2m \times 2m$ 遷音速風洞は $M = 0.1 \sim 1.4$ で試験可能な連続回流式風洞であり、また同一ラン中に複数のマッハ数で試験可能である。

$1m \times 1m$ 超音速風洞は通風時間最大約40秒の間欠吹

き出し式風洞で $M = 1.4 \sim 4.0$ で試験可能である。

$1.27m$ 極超音速風洞は通風時間最大60秒の吹き出し真空吸い込み式風洞で $M = 10$ 程度(試験を実施するP0によりマッハ数が $9.46 \sim 9.69$ と若干異なる)で試験が実施できる。

風洞試験ケースの概略を表2にまとめる。遷音速及び超音速風試については平成13年度(FY13)及び平成14年度(FY14)に分けて実施した。平成14年度の遷音速・超音速風試では、前年度の風試結果を踏まえ、代替形状(胴体上面後縁切上スパン大形状、フィン前縁後退角 $60^\circ$ 形状、センターフィン形状など)を追加し、また境界層強制遷移用のラフネスを取り付けた状態での計測やオイルフロー計測などを新たに実施した。また、データの再現性を確認するため、幾つかのケースで平成13年度と同一の条件での試験を実施した。

### 3.2 模型

風試模型は、主にステンレス鋼(SUS303)で作られた実機の約6.9%スケール(6.9231%:胴体長 $0.38061m$ )の全風試共通模型である。模型寸法を図2の括弧内に示す。また基本的に計測にはラフネスを使用していない(前述の通り、一部条件でラフネスありも実施)。模型支持方法は直スティング(遷音速及び極超音速風試;図6(a)(c))または $10^\circ$ 曲がりスティング(超音速風試;図6(b))による後方(胴体ベース部)支持である。スティング径は胴体近傍で $38mm$ (遷音速及び超音速風試)または $41mm$ (極超音速風試)である。また天秤変形によるスティングと模型との干渉を避けるため、胴体ベース部の天秤/スティング挿入部には $48mm$ 径の穴を設けた。

模型にはベース抵抗を補正するために必要なベース圧を計測する圧力孔が左右両舷にそれぞれ2点、計4点ある。さらに特に流れが複雑になると考えられる胴体上面には、流れ現象のより正確な把握及びCFDなど解析ツールのより詳細な検証のために表面圧力計測用の圧力孔が5点設けられている(図7参照)。

### 3.3 計測項目

#### 3.3.1 6分力計測

6分力計測は内挿型6分力天秤を用いて計測した。使用した天秤の一覧を表3に示す。計測された6分力は一様流動圧及び表4に示す基準量で空力係数に無次元化した。空力係数は主に機体軸(CA, CY, CN, Cl, Cm, Cn:図8参照)で整理した。また飛行特性をより把握しやすくするため一部安定軸(CL, CD:図8参照)でも整理した。さらに前面軸力係数(CAF)は計測したベース圧及びキャピティ圧を元にベース抵抗を求め、軸力係数(CA)より差し引き算出した。CAFの算出式を表5に示す。

表1 代替形状一覧

No.	形状	変更内容	風試模型
1	基本		
2	胴体上面後縁切上 (スパン小&大)	胴体上面のX/LB=0.8より後方を20°切り上げ (上方へ傾斜；図2参照) スパン小形状は切り上げスパン幅が胴体スパンの 約1/2(図2参照) スパン大形状はフィン間全てを切り上げ	 スパン小  スパン大
3	胴体上面盛り上げ	胴体上面の最大高さ位置以降を高さ一定(図2参 照)	
4	フィンオフ	フィン取り外し	
5	フィン前縁後退角60° 及び フィン前縁後退角60° フィレット付き	フィン前縁後退角41 60° フィン前縁後退角60°フィレット付き形状につい てはさらにフィン/胴体取り付け部周りにフィレ ット(フェアリング)を取り付け	
6	フィンキャント角45°	フィンキャント角20 45° (基本形状ベース)	
		フィンキャント角20 45° (胴体上面後縁切上スパン小形状ベース)	
7	センターフィン	胴体上面後部中央に垂直尾翼(センターフィン； 図4参照)を追加	
8	翼型フィン	フィン翼断面形状： 鈍頭平板 翼型(NACA0012ベース；図5参照)	

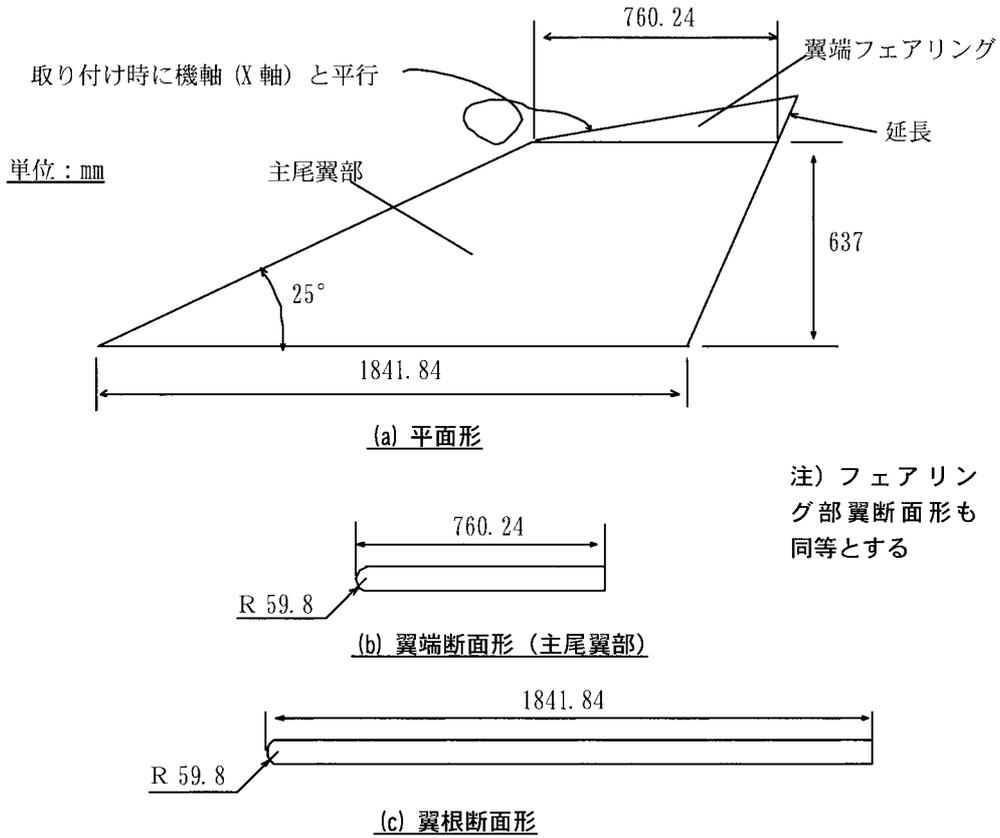


図4 センターフィン形状 フィン形状 (実機寸度)

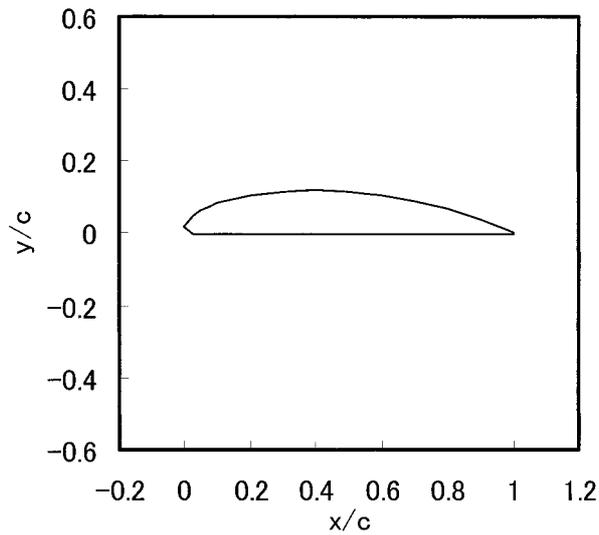
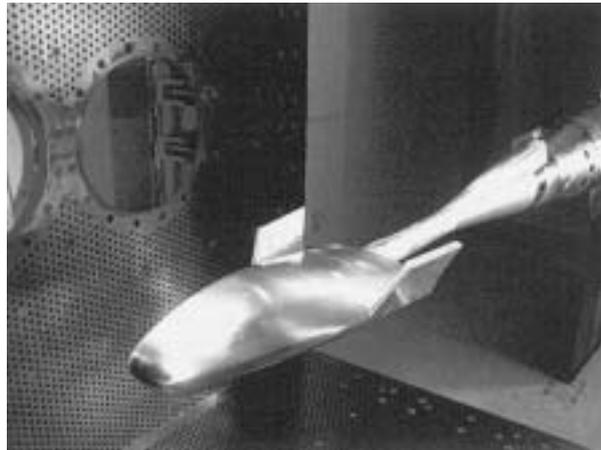
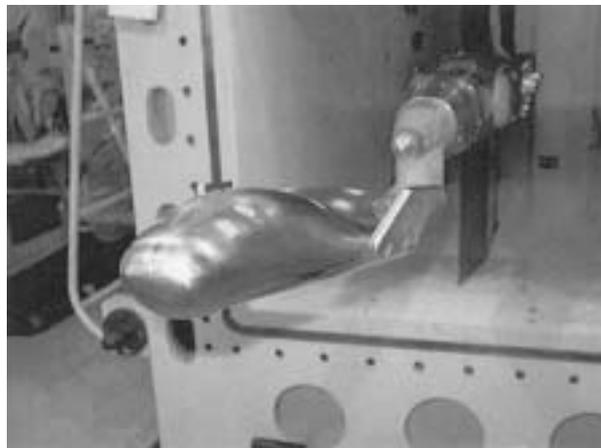


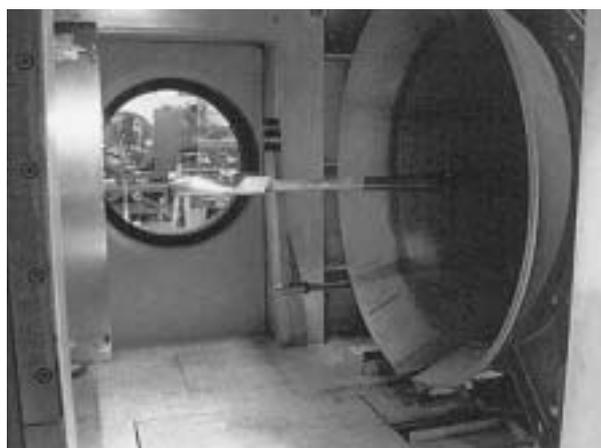
図5 翼型フィン形状 翼断面形状



(a) 遷音速風試



(b) 超音速風試



(c) 極超音速風試

図6 風洞試験状況～模型セットアップ～

表2 試験ケース一覧

試験形状 / 目的	$\beta$	$\delta eL$ $\delta rL^*$	$\delta eR$ $\delta rR^*$	遷音速風試					超音速風試					極超音速		
				マッハ数					マッハ数					マッハ数		
	[°]	[°]	[°]	0.5	0.9	1	1.1	1.4	1.4	1.6	2	3	4	9.65		
基本	0	0	0													
	5															
フィンオフ	0															
	5															
フィンキャント角45°	0															
	5															
胴体上面後縁切上スパン小 (切上小)	0															
	5															
胴体上面後縁切上スパン大	0															
	5															
フィン前縁後退角60°	0															
	5															
フィン前縁後退角60° +フィレット	0															
	5															
センターフィン	0															
	5															
胴体上面盛り上げ	0					風試時模型未完成										
	5															
翼型フィン	0					風試時模型未完成										
	5															
胴体上面後縁切上スパン小 +フィンキャント角45°	0			風試時模型未完成												
	5															
エレベータ操舵 (基本)	0	10	10													
	0	20	20													
エルロン操舵 (基本)	0	20	0													
	0	20*	20*													
エレボオフ	0	OFF	OFF													
	0	10	10													
エレベータ操舵 (切上小)	0	20	20													
	0	20	0													
エルロン操舵 (切上小)	0	20*	20*													
	0	20*	20*													
オイルフロー (基本)	0															
	5															
オイルフロー (切上小)	0															
	5															
ラフネス (基本)	0	0	0													
	5															
ラフネス (切上小)	0															
	5															
Re数 (総圧) 変更 (基本)	0															
	5															
	0	20	20													
ピッチ&ポーズ (基本)	0															
	5															
ピッチ&ポーズ (フィンオフ)	0	0	0													
	5															
ピッチ&ポーズ (切上小)	0															
	5															

注) 迎角範囲は表6参照

\*) ラダー舵角

FY13実施  
FY14実施

表3 6分力天秤及び天秤容量一覧

風試	6分力天秤	天秤容量					
		X (N)	Y (N)	Z (N)	L (N・m)	M (N・m)	N (N・m)
遷音速風試	モーメント型(日章電機製)	490	2452	2452	49	196	196
超音速風試	モーメント型(三菱重工製)	981	4903	7845	98	441	294
極超音速風試	モーメント型(日章電機製)	245	490	981	15	74	49

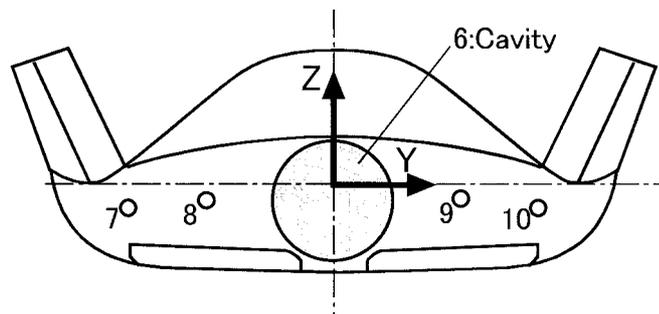
表4 データ処理基準量

項目	記号	数値	単位	備考
基準面積	S	0.05670	m <sup>2</sup>	胴体平面形面積(実機11.83m <sup>2</sup> )
基準長(縦)	lref	0.38061	m	胴体長LB(実機5.498 m); Cm処理用
基準長(横・方向)	bref	0.24057	m	全幅(旧実機形状3.475 m); Cl, Cn処理用
モーメント基準点	Xref	0.24740	m	先端から胴体長(LB)の65%位置
	Yref	0	m	対称面上
	Zref	0	m	胴体先端と同一高さ
キャピティ面積	Sc	0.001810	m <sup>2</sup>	φ(38+5×2mm)断面積 圧力センサNo.6用(CAF算出時)
内側ベース面積 (左右各々)	Sbin	0.002425(基本形状胴体) 0.003826(切上小/大*) 0.004275(盛上)	m <sup>2</sup>	内側ベース圧力孔代表面積(後端 面対象領域を台形近似して計算、 キャピティ面積×1/2減) 圧力センサNo.8, 9用(CAF算出 時)
外側ベース面積 (左右各々)	Sbout	0.001270(基本形状胴体 /切上小*) 0.002569(切上大*) 0.002645(盛上)	m <sup>2</sup>	外側ベース圧力孔代表面積(後端 面対象領域を台形近似して計算) 圧力センサNo.7, 10用(CAF算 出時)

\* ) 胴体上面後縁切上スパン小形状 表中「切上小」  
 胴体上面後縁切上スパン大形状 表中「切上大」  
 胴体上面後縁盛り上げ形状 表中「盛上」

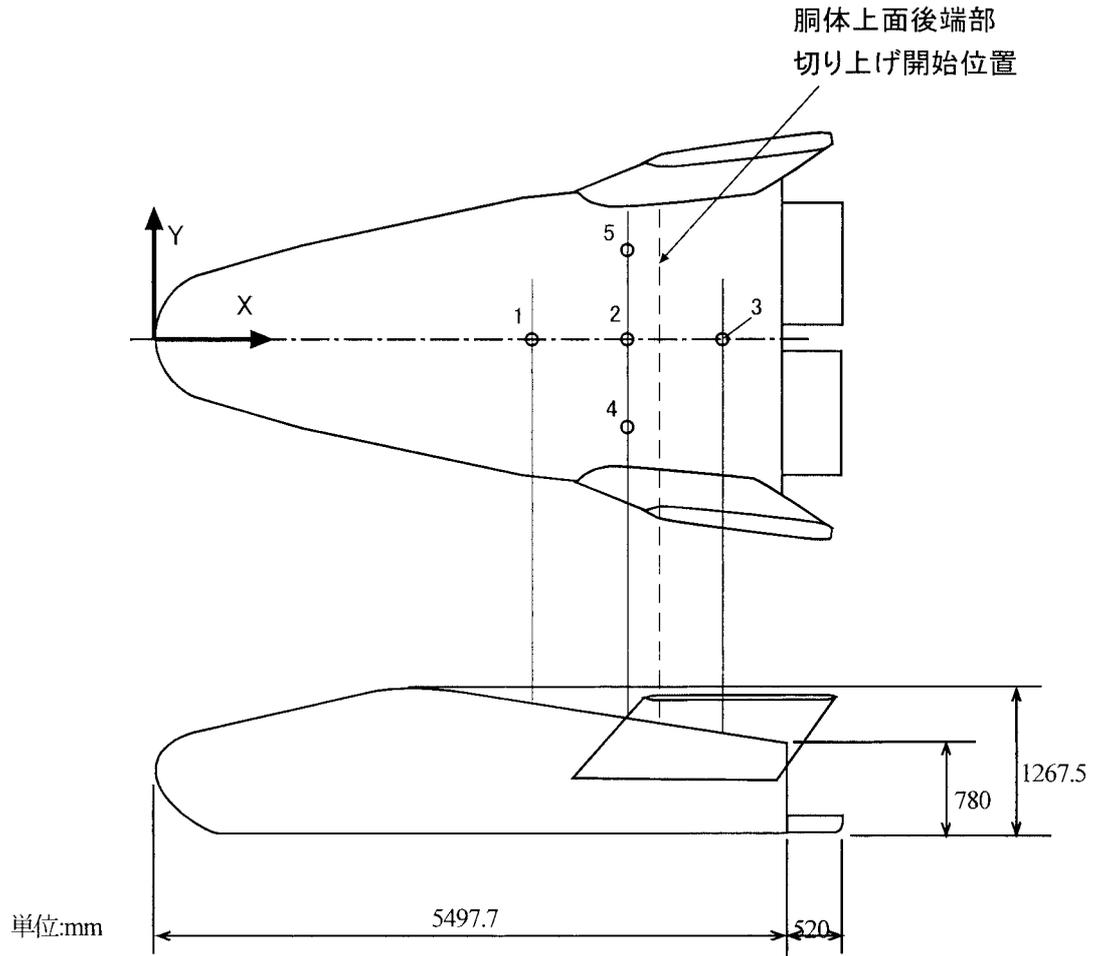
表5 軸力係数補正式

前面軸力係数	処理式	備考
CAF =	CA - CAb	CAb = - ΣCpi・Si / S (i=6, 10) Si : キャピティ / ベース面積 (Sc, Sbin, Sbout ; 表4参照)



No.	実機スケール		模型スケール	
	Y(mm)	Z(mm)	Y(mm)	Z(mm)
6	キャビティ圧力			
7	-1155.6	-137.3	-80.00	-9.50
8	-722.3	-93.9	-50.00	-6.50
9	722.3	-93.9	50.00	-6.50
10	1155.6	-137.3	80.00	-9.50

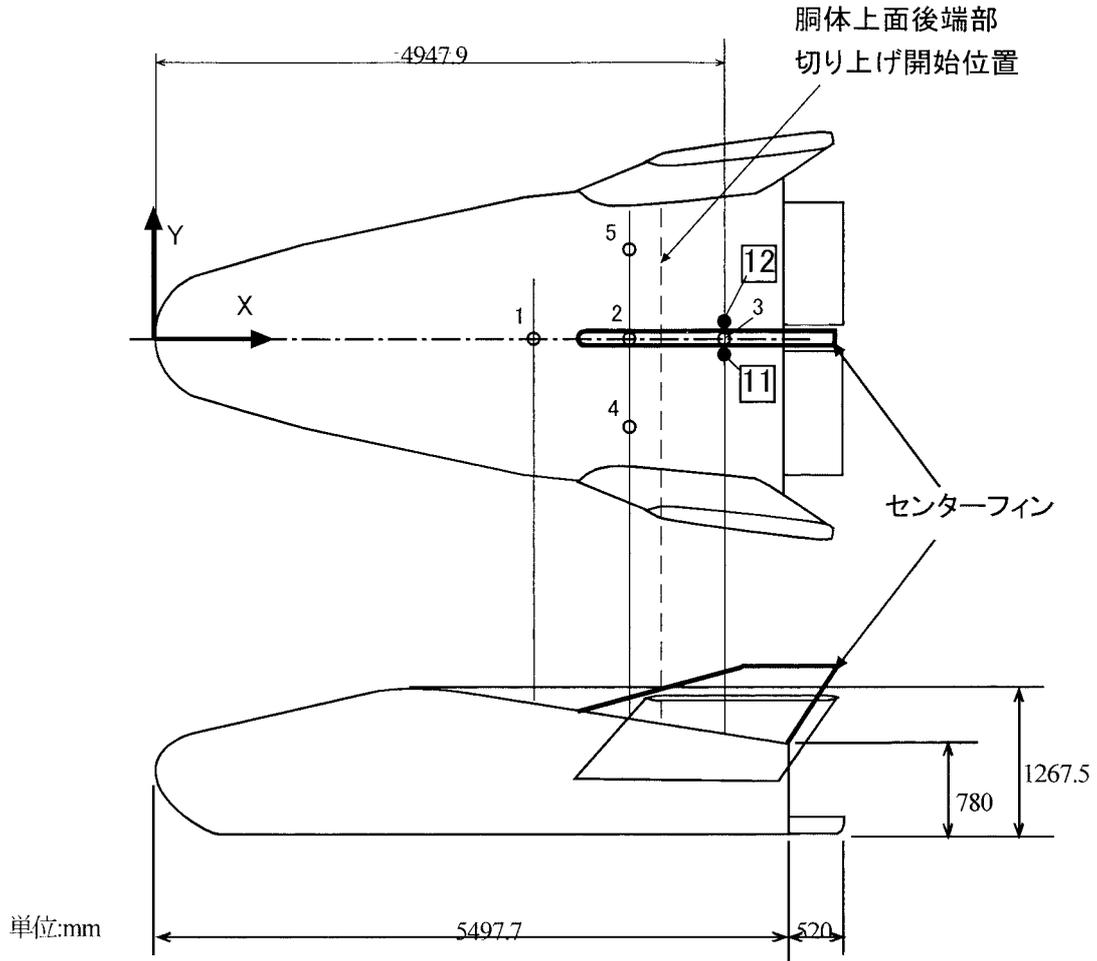
図7 (1/3)ベース面圧力孔配置図  
(模型スケールは実機の約6.9%)



注) 図中寸法は実機寸度

No.	実機スケール		模型スケール		X/LB
	X(mm)	Y(mm)	X(mm)	Y(mm)	
1	3298.6	0	228.37	0	0.6
2	4123.3	0	285.46	0	0.75
3	4947.9	0	342.55	0	0.9
4	4123.3	-780	285.46	-54.00	0.75
5	4123.3	780	285.46	54.00	0.75

図7 (2/3) 胴体上面後部圧力孔配置図 (除くセンターフィン形状)  
(模型スケールは実機の約6.9%)

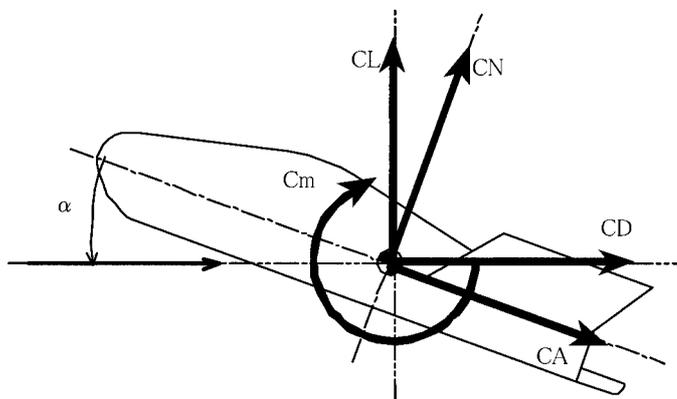


注) 図中寸法は実機寸度

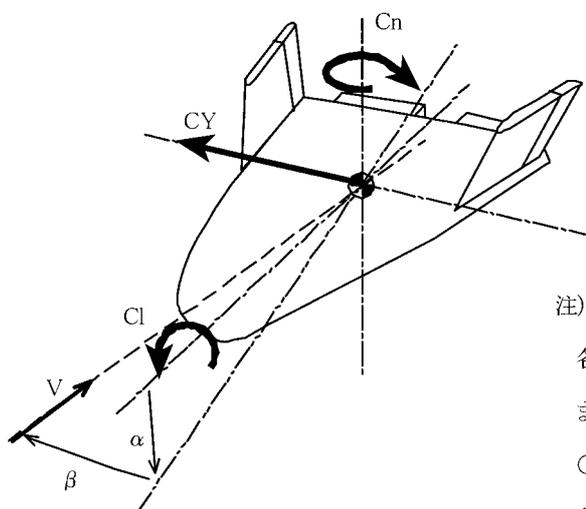
No.	実機スケール		模型スケール		X/LB
	X(mm)	Y(mm)	X(mm)	Y(mm)	
1	3298.6	0	228.37	0	0.6
2*	4123.3	0	285.46	0	0.75
3*	4947.9	0	342.55	0	0.9
4	4123.3	-780	285.46	-54.00	0.75
5	4123.3	780	285.46	54.00	0.75
11	4947.9	-119.6	342.55	-8.28	0.9
12	4947.9	119.6	342.55	8.28	0.9

\*) No.2,3圧力孔はセンターフィンにより塞がってしまうため未使用

図7(3/3) 胴体上面後部圧力孔配置図(センターフィン形状)  
(模型スケールは実機の約6.9%)



(a) 縦特性及び迎角：機体対称断面(X-Z平面)への投影図



注) 図中の角度( $\alpha$ ,  $\beta$ )は図の状態を正とし、  
各係数は図の矢印の向きを正とする。  
また各座標系は以下の通り  
○機体軸：一点鎖線  
○安定軸：二点鎖線(Yは一点鎖線)

(b) 横方向特性及び迎角／横滑り角

図8 空力係数定義

### 3.3.2 圧力計測

3.2項でも述べた通り，ベース面及び胴体上面には内径0.5mmの圧力孔が開けてあり，同孔にて圧力計測を6分力計測と同時に行った。また模型内部のキャビティ部に圧力配管を1本設置することにより，キャビティ圧力(No. 6；図7参照)を計測した。遷音速風試ではストラット内に設置された差圧型圧力変換器(Statham社製10psid)付圧力走査弁(Scanivalve社製48ポート)を用いて計測した。一方，超音速風試では主に迎角スイープにより計測を行うため，圧力変換器(Druck社製15psid差圧型センサー)を直接接続して計測した。遷/超音速風試ともに圧力センサー及びスキヤニバルブは模型変角用ストラット内に配置し，圧力孔との間は内径1.0mmのビニールチューブにて接続した。また極超音速風試ではスイープ計測を行うことに加え，圧力が極め

て低く応答性が低いと考えられたので，圧力変換器(Kulite社製5psi絶対圧型)を模型内に設置し，それぞれをベース面の圧力孔に接続して計測した。なお極超音速域では胴体下面の圧力が空気力において支配的となることや，模型内への設置スペースの制約から，胴体上面の圧力計測は行わなかった。

### 3.3.3 流れの可視化

機体周りの衝撃波形状などを把握するためにシュリーレン画像の撮影を行った。遷音速風試ではカラーシュリーレン画像をVTRに記録した。また超音速風試ではカラーシュリーレン画像をVTR及びスチル写真の双方で記録した。極超音速風試ではモノクロシュリーレン画像をVTR及びデジタルカメラの双方で記録した。

遷音速風試ではさらに胴体上面の流れ場をより詳細に

把握するため、代表的な気流条件及び模型形状についてオイルフローによる可視化試験を実施した。オイルとしてはバルバタオイル（シェル石油製）を、白色の顔料として二酸化チタン（ルチル型、和光純薬工業製）を用いた。オイルフロー写真は測定部カート多孔壁天井部に設置したデジタルカメラにより通風中に撮影した。

### 3.4 試験条件

試験条件は表2に示した。また各マッハ数での気流条件を表6に示す。前述の通り、遷音速風試では $M=0.5\sim 1.4$ 、また超音速風試では $M=1.4\sim 4.0$ について計測を行った。さらに極超音速風試では $M=10$ 程度で実施し

た。それぞれの試験での迎角範囲は $-7.5\sim 20^\circ$ 、 $-5\sim 25^\circ$ 、 $-5\sim 45^\circ$ である。迎角変角は遷音速風試ではピッチアンドポーズ、超/極超音速風試ではスweep（ともに $2^\circ/\text{sec}$ ）で実施した。横滑り角は全風試とも $\beta=0^\circ$ 及び約 $5^\circ$ について計測した。図14(b)には予備飛行解析における飛行迎角スケジュールを示した。迎角範囲は最小抗力係数（有害抵抗） $CD_0$ 及び最大飛行迎角を極力包含するように設定した。また横方向 $\beta$ 微係数は横方向特性が $\beta=0\sim 5^\circ$ 間で線形であることを仮定し、 $\beta=0^\circ$ 及び約 $5^\circ$ での係数値の差分を $\beta$ の差（ $5^\circ$ ）で除することにより算出した。

表6 主要気流条件一覧

風試	マッハ数	$ReLB^*(\times 10^6)$	$P_0$ [kPa]	$T_0$ [K]	$\alpha$ [ $^\circ$ ]	$\beta$ [ $^\circ$ ]
遷音速	0.5	2.1	60.0	314	- 7.5 to 20	0.5
	0.9	3.1				
	1	3.2				
	1.1	3.2				
	1.4	3.2				
超音速	1.4	9.0	150	293	- 5 to 25	
	1.6	9.9	170			
	2	11	220			
	3	15	510			
	4	23	1270			
極超音速	9.65	1.1	4000	1030	- 5 to 45	
	9.46	0.34	1000	940		
	9.69	1.6	6000	1071		

\* ) 胴体長基準(LB) = 0.38061m

#### 4. 結果及び考察 ～遷・超音速風洞試験～

##### 4.1 基本形状，フィンオフ形状及びフィン前縁後退角60°形状

基本形状に対する遷音速及び超音速風洞で取得した6分力特性を図9に示す。同図よりCLについて $M=0.5\sim 1.1$ の $\alpha=5\sim 15^\circ$ 程度で非線形な傾向（同迎角以上でCLが低下）が見られる。また同じ迎角で $C_m$ についてもその傾斜が大きく変化している。上記のCL特性と、さらに高い $\alpha$ で頭上げモーメント（ピッチアップ）が大きくなる傾向より、この非線形性は機体後部上面に発生した剥離に伴い、後胴部揚力が減少したことにより生じたものと考えられる。さらに $C_{n\beta}$ 、 $Cl\beta$ についても同等の迎角において不安定側（ $C_{n\beta}$  負側， $Cl\beta$  正側）にシフトする非線形性が見られる。

一方、フィンオフ形状に対する6分力特性を図10に示す。同図から分かるとおり、フィンオフ形状では基本特性で見られた非線形性は見られない。このことから基本形状における非線形現象はフィンにより誘発されたものであることが推測できる。基本形状における胴体上面のオイルフローの結果を見てみると（図11），剥離が生じている迎角では、胴体上面フィン前縁付近の胴体上面の流れが胴体中心方向に押し出され、後縁付近で渦状になっていることが分かる。

上述の傾向から、基本形状の非線形性を緩和するためには、以下のような形状変更が有効であると考えられる。

(1) トーイン角を小さくすることにより胴体上面後部のフィン間の剥離を抑制する。

(2) フィン前縁後退角を大きくすることによるフィン前縁周りの圧力上昇の低減により、フィン周りの流れを胴体中心線方向へ押しやる流れを抑制し、また前方からの胴体上面流れとの干渉を低減する。

ただしトーイン角を小さくする場合、胴体平面形状の変更など他形状要素の大幅な変更を伴うため、多くの作業、時間及び試験ケース数を要する。このことから、同効果はCFDで別途検証することとし、本風洞では後退角を基本形状の $41^\circ$ から $60^\circ$ へ大きくした形状（フィン前縁後退角 $60^\circ$ 形状）についてデータを取得した。

フィン後退角 $60^\circ$ 形状に対する6分力特性を図12に示す。同図よりフィン前縁後退角を基本形状の $41^\circ$ から $60^\circ$ へ変更することにより非線形性がより高迎角から始まる、すなわち非線形性が緩和されることが分かる。これは上述の考察通り、フィン周りの流れを胴体中心線方向へ押しやる流れを抑制し、胴体上面流れとの干渉が低減されたためと考えられる。

##### 4.2 胴体上面後縁切上形状（スパン小&大）及び胴体上面盛り上げ形状

本風洞試験の事前検討で、基本形状の風圧中心位置 $X_{cp}/LB$ が遷音速で大きく後方に移動するため、低速から極超音速までの実機の飛行範囲を通して、現実的な大きさのエレポンによる縦トリムが困難となることが分かった。またその主な原因は、胴体上面の後端付近での圧力低下であると推測された。

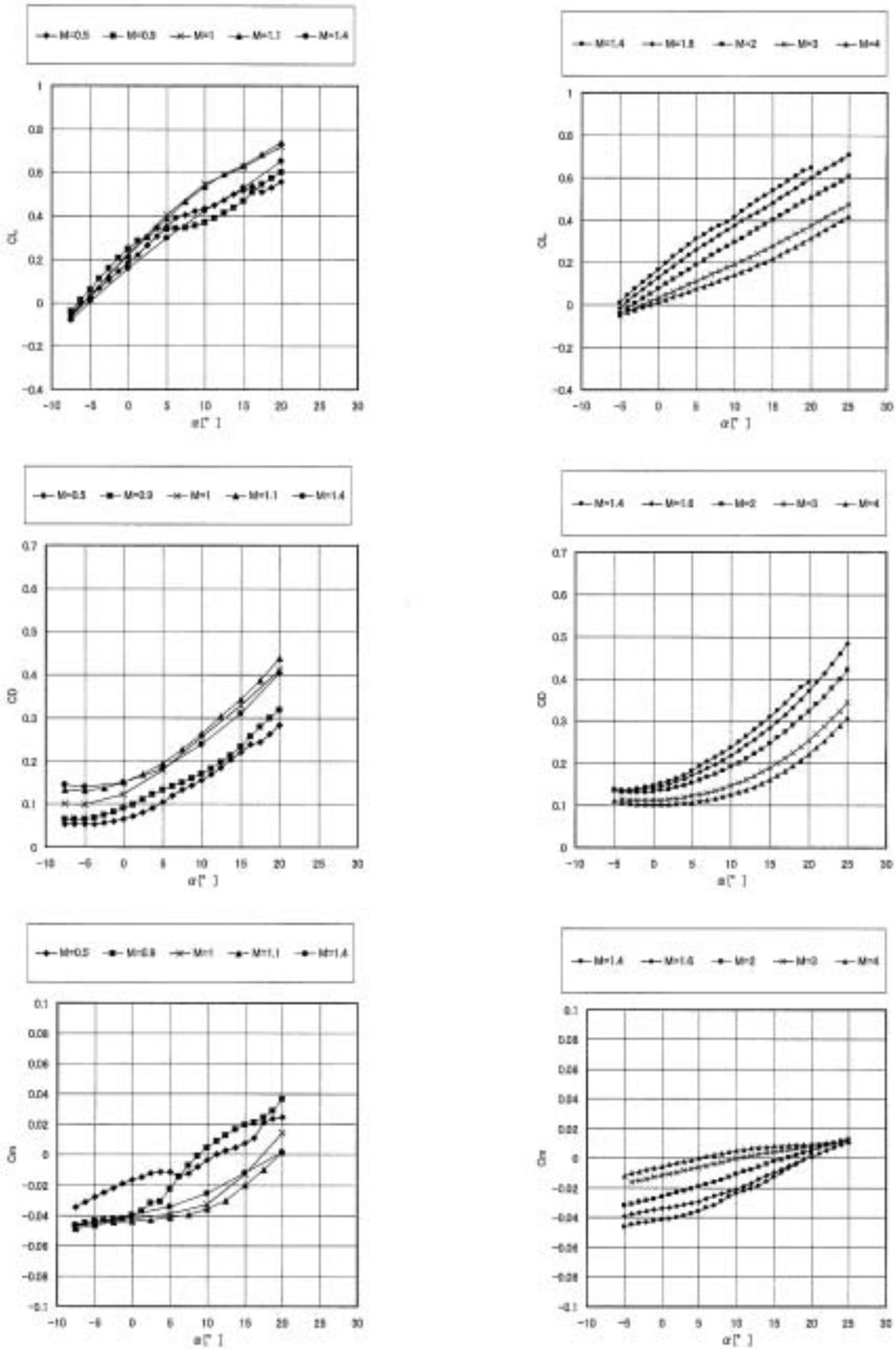
その対策として、胴体上面後縁部を胴上ボディフラップまたはスピードブレーキのように切り上げることにより圧力を上昇させることが有効であると考えられたため、胴体長80%の位置で胴体スパンの約半分の範囲を $20^\circ$ 切り上げた形状（胴体上面後縁切上スパン小形状）についての風洞を実施した。

胴体上面後縁切上スパン小形状に対する6分力特性を図13に示す。また胴体上面後縁切上スパン小形状と基本形状について、迎角スケジュールに沿った、マッハ数に対する $X_{cp}/LB$ の比較を図14に示す。同図より次のことが分かる。

まず胴体上面後縁切上スパン小形状では、CL特性の非線形性が緩和されている。これは切り上げによる圧力上昇が胴体上面後部で支配的になったためと考えられる。この傾向は横方向特性にも見られ、非線形性による空力性能の悪化（不安定化）を改善する観点からも胴体上面切り上げが有効であることが分かる。また図14に示した $X_{cp}/LB$ のマッハ数変化に対応した移動量を同図中に示した基本形状と比較すると、遷音速域での後方移動量が相対的に小さく、縦トリムの観点からより良い空力性能を保有していることが確認できた。

上述の結果から、切り上げ形態のより詳細なデータを取得しておく必要があると考え、そのデータベースを拡充するため、特に風圧中心位置への効果が大きいと考えられるスパン幅を拡大した形状（胴体上面後縁切上スパン大形状）を追加して試験を実施した。追加した形状のスパン幅は、胴体上面後縁切上スパン小形状が胴体スパンの半分程度であったのに対し、フィン内舷面に接するまで延長した。胴体上面後縁切上スパン大形状の切り上げ部のスパン幅は同スパン小形状の約2倍である。

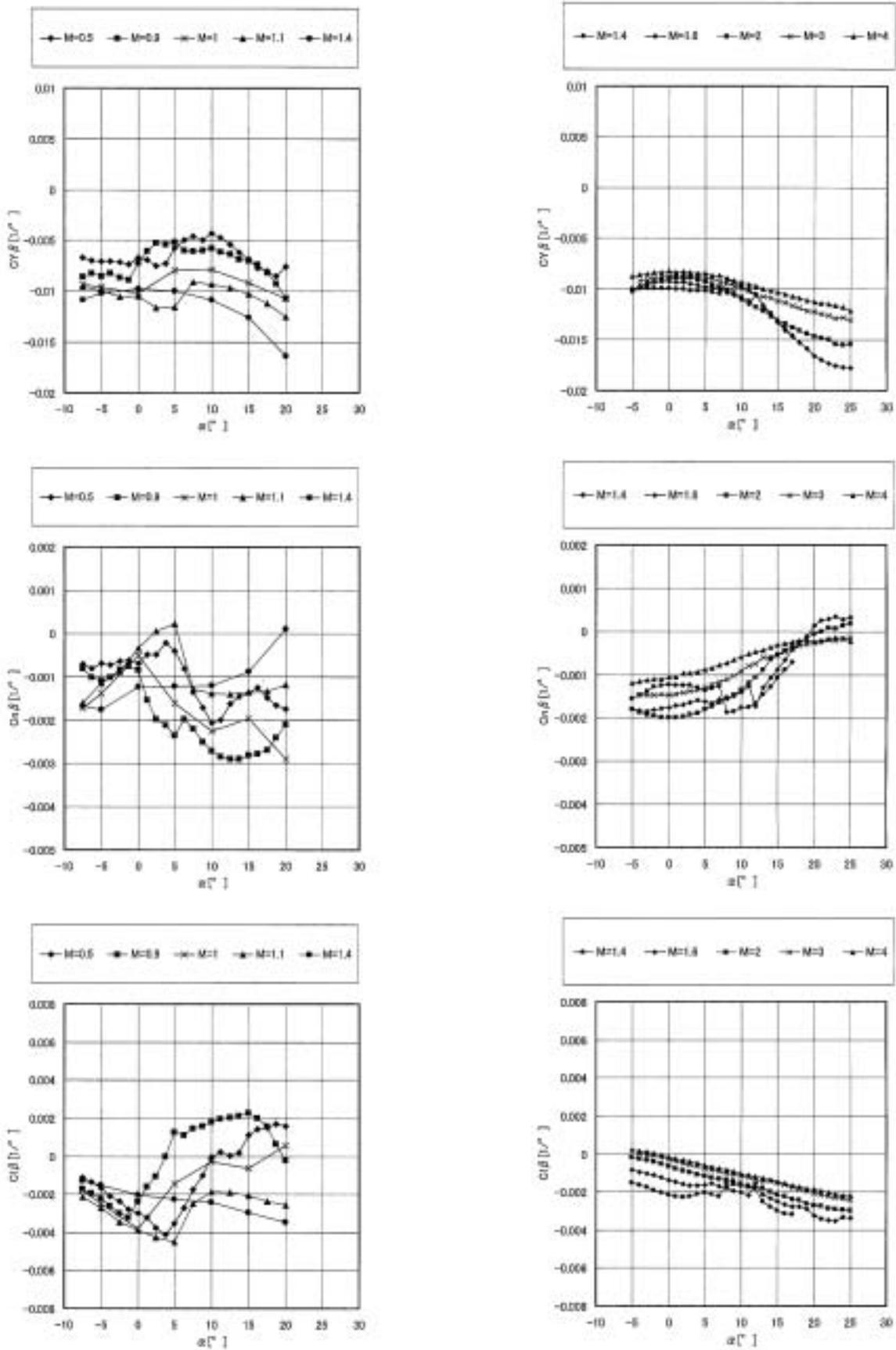
胴体上面後縁切上スパン大形状に対する6分力特性を図15に示す。また基本形状からの形状変更効果の代表的な結果を図16に示す。さらに迎角スケジュールに沿ったマッハ数に対する $X_{cp}/LB$ の比較を図17に示す（基本形状と胴体上面後縁切上スパン小形状は比較のために再掲載）。



(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

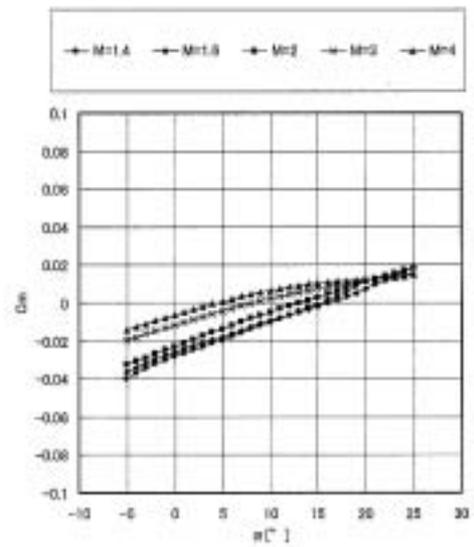
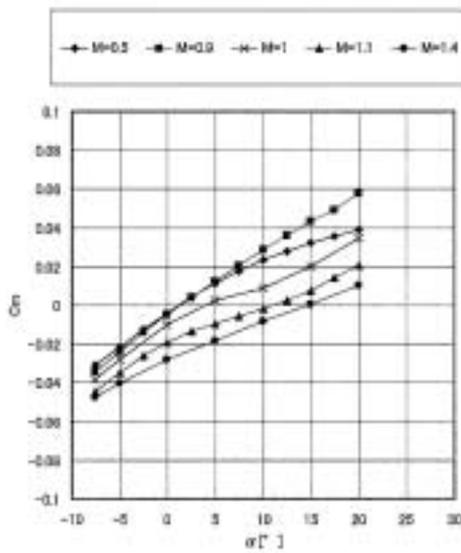
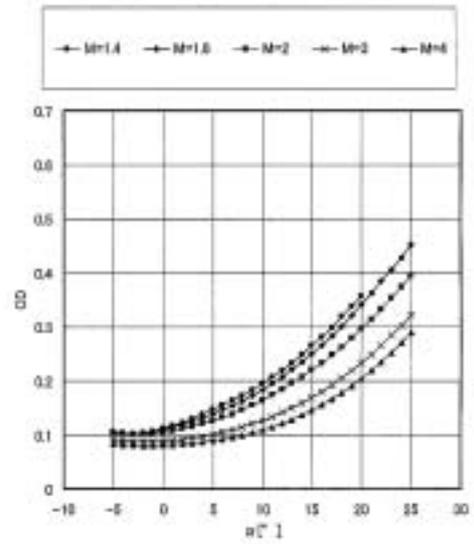
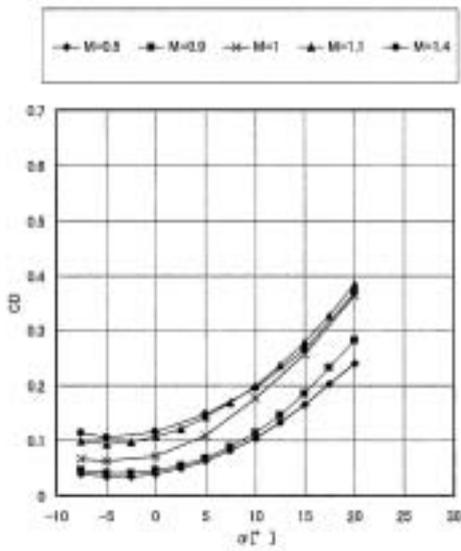
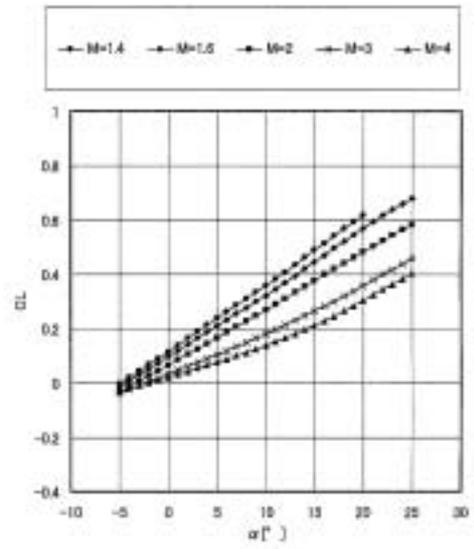
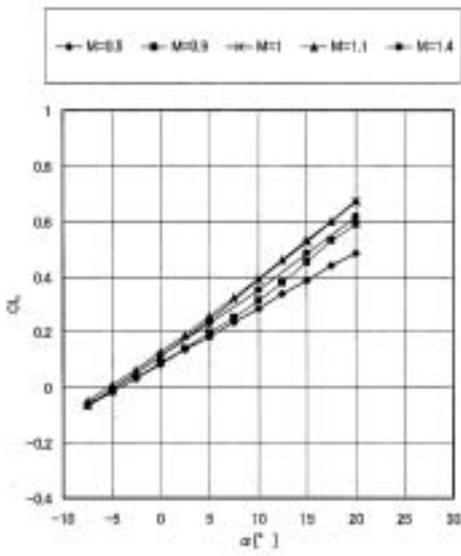
図9 (1/2) 基本形状 6分力特性



(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

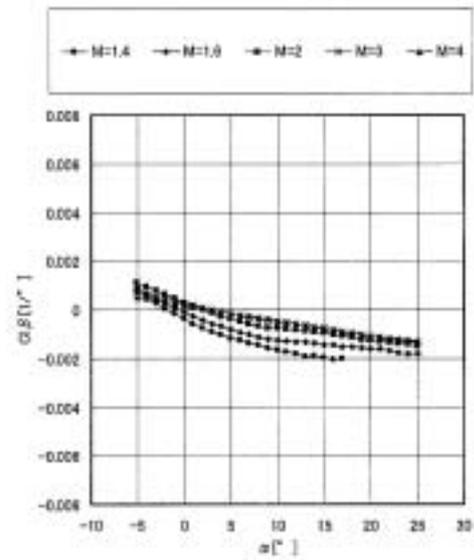
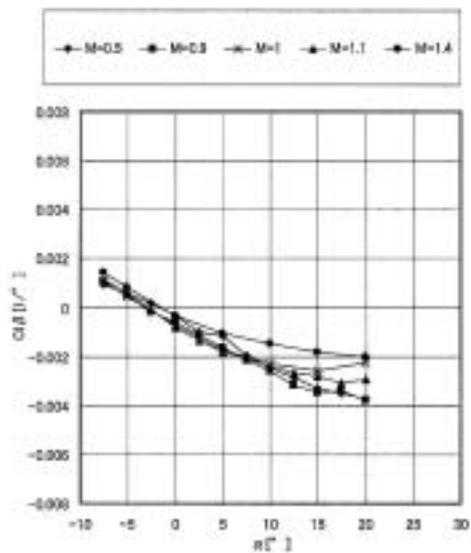
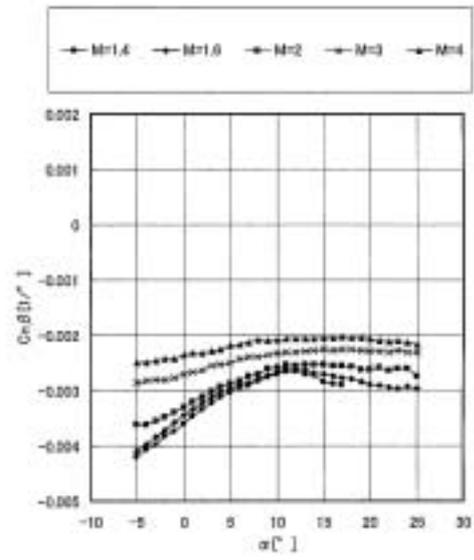
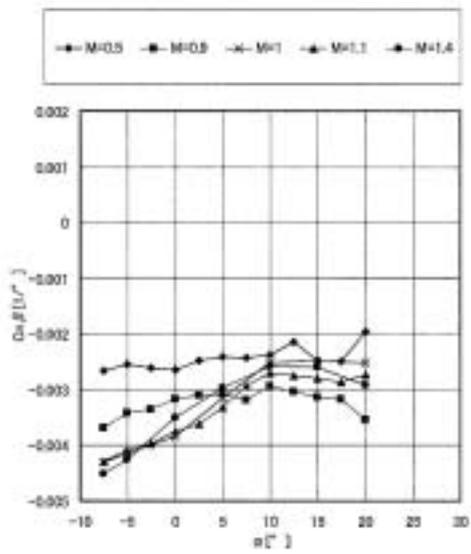
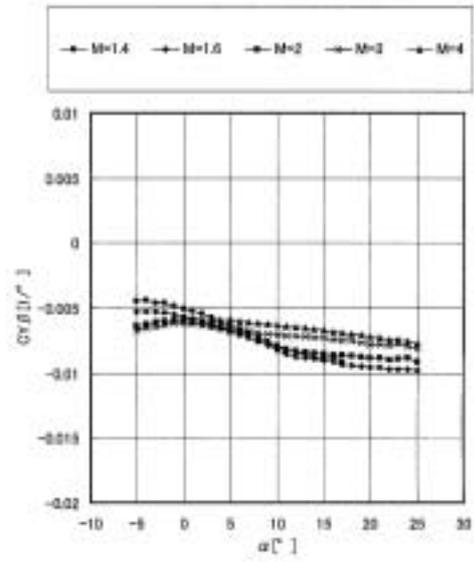
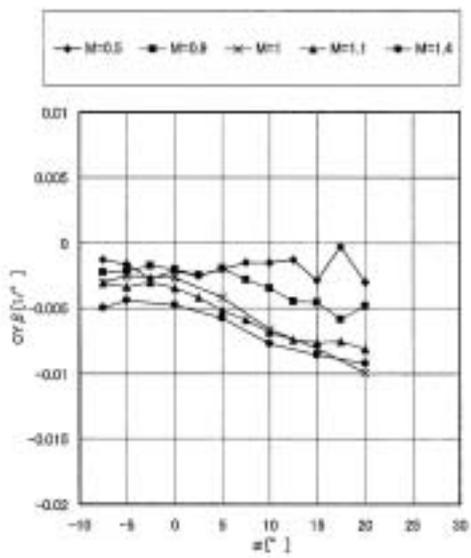
図9 (2/2) 基本形状 6分力特性



(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

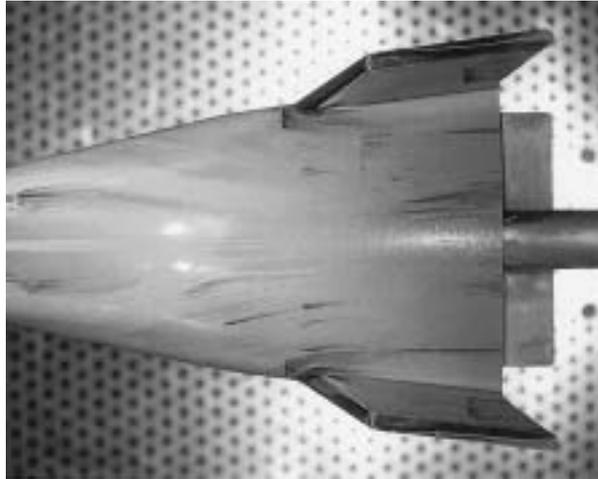
図10 (1/2) フィンオフ形状 6分力特性



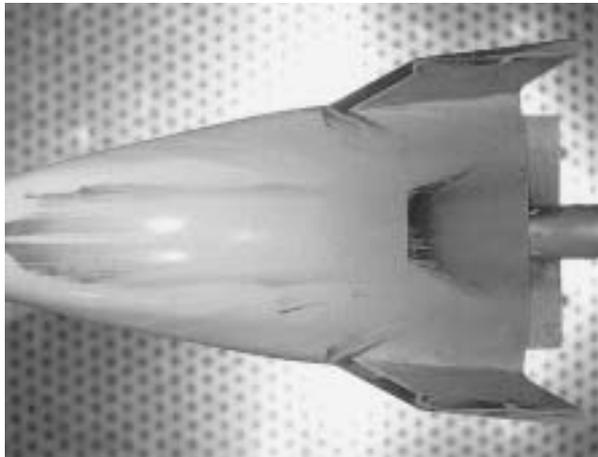
(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

図10 (2/2) フィンオフ形状 6分力特性

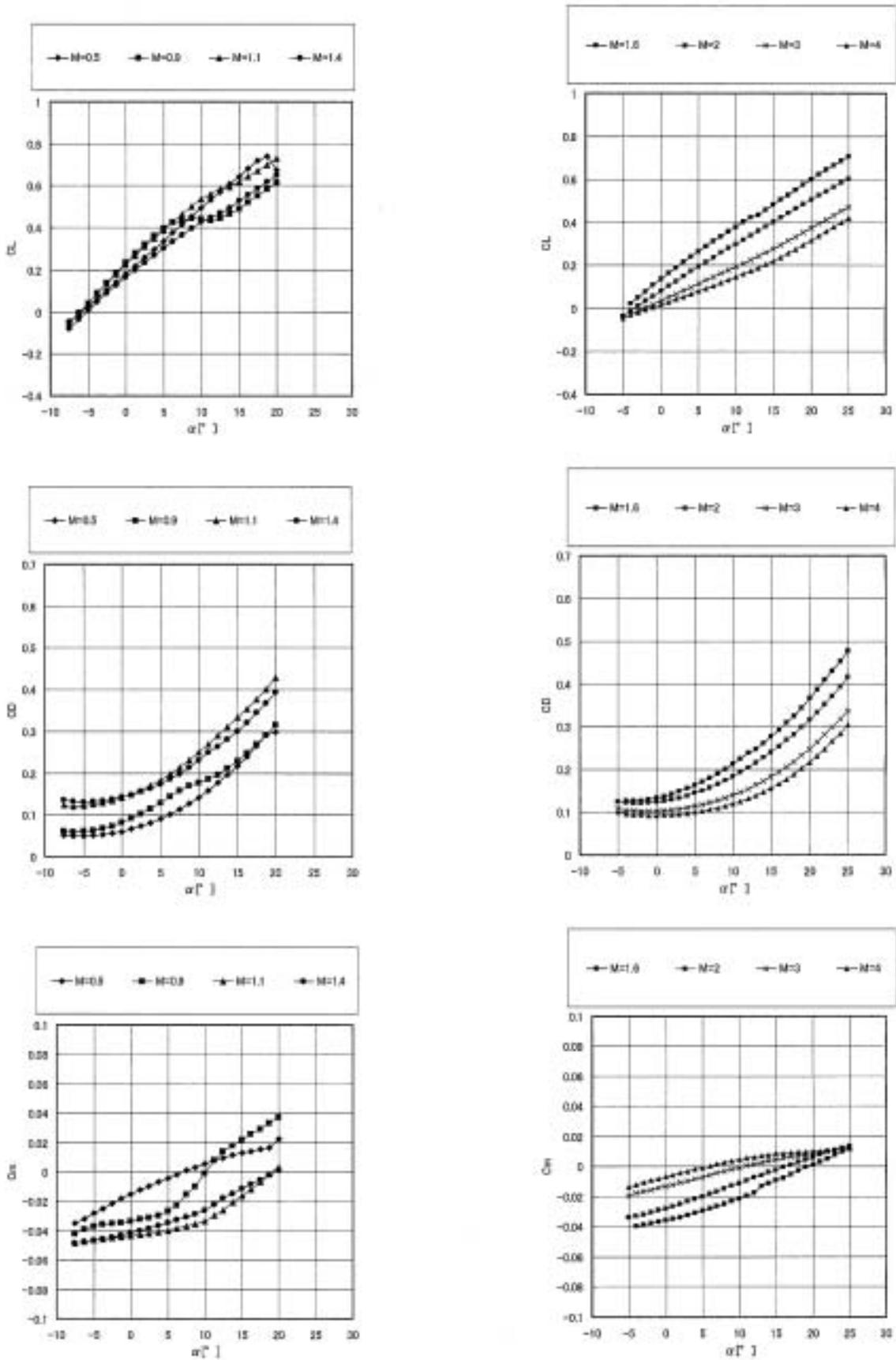


(a)  $M=0.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$  (剥離前)



(b)  $M=0.5, \alpha=10^\circ, \beta=0^\circ$  (剥離後)

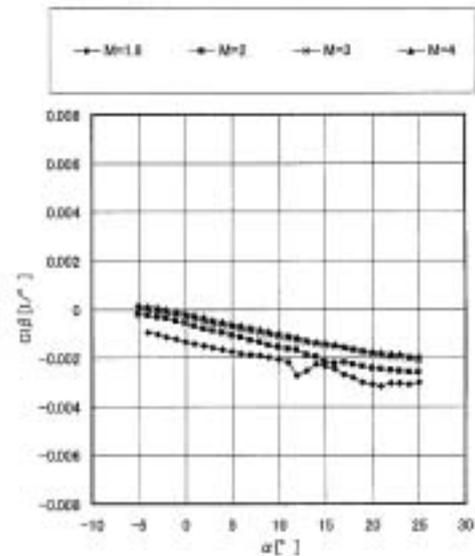
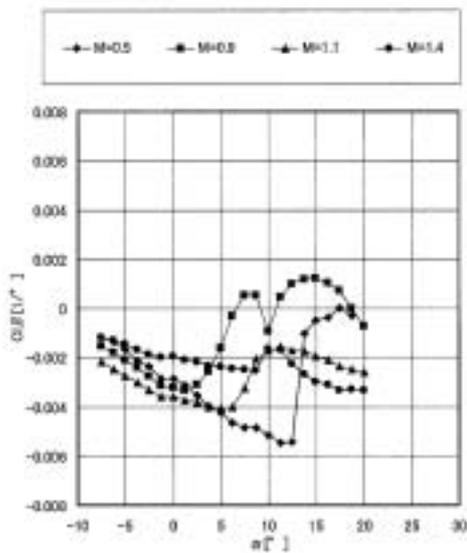
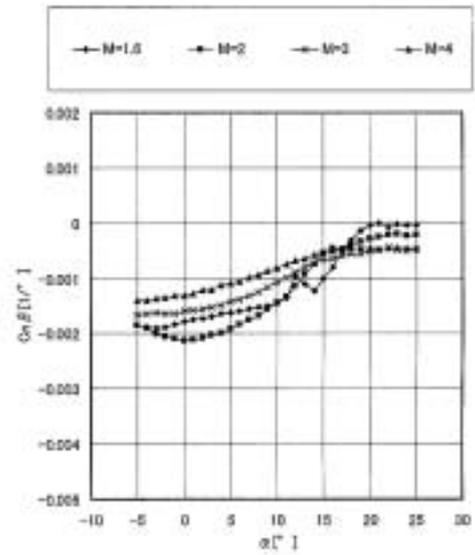
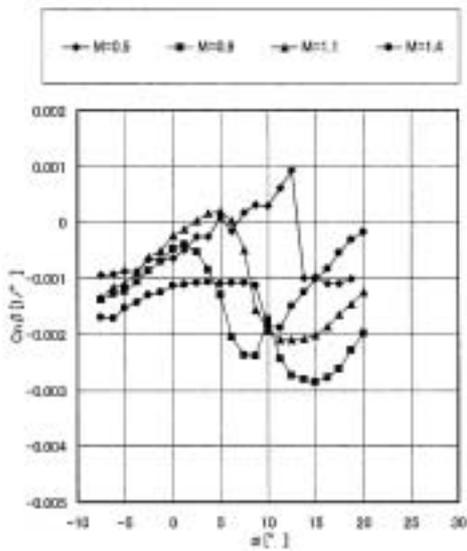
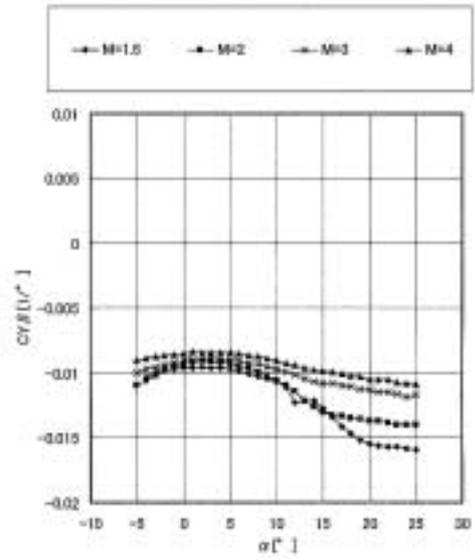
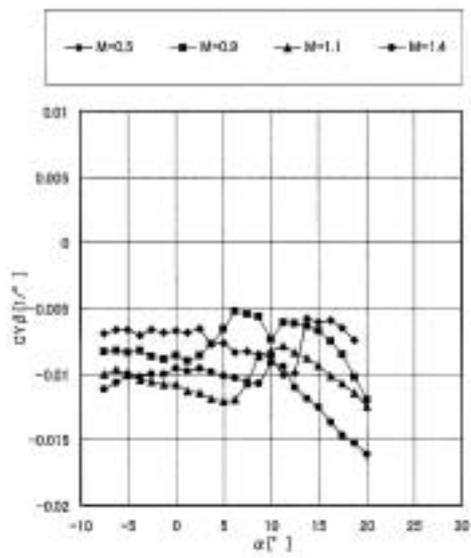
図11 オイルフロー結果 基本形状



(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

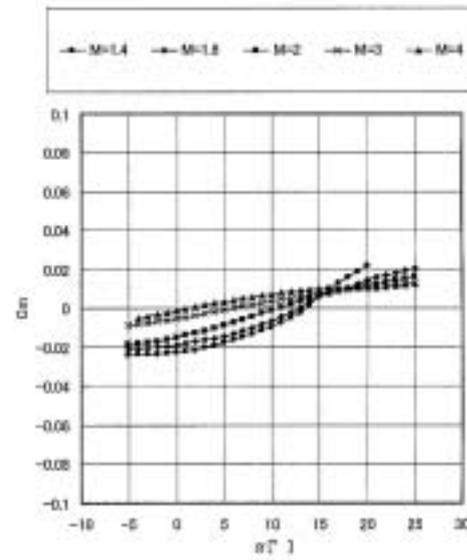
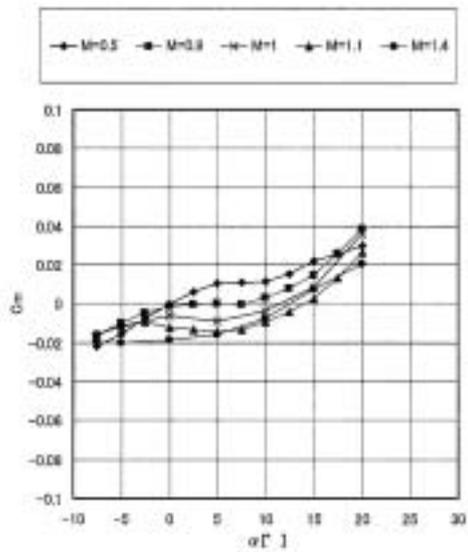
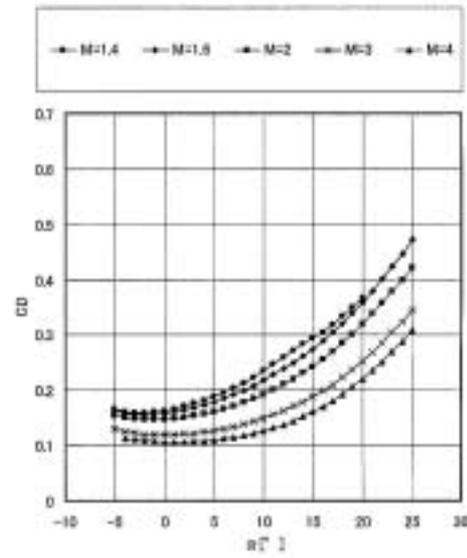
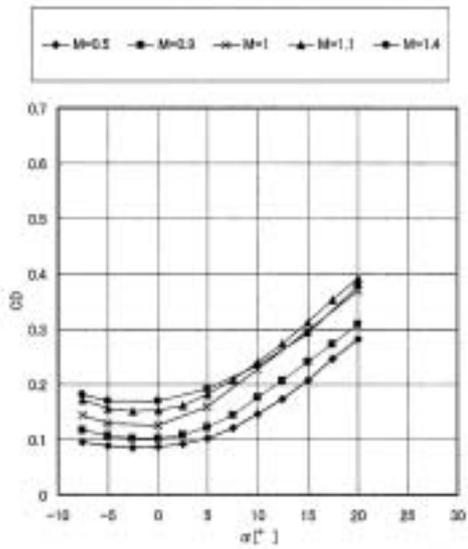
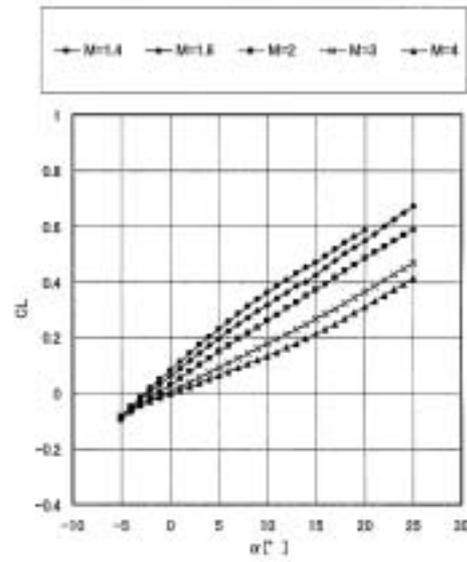
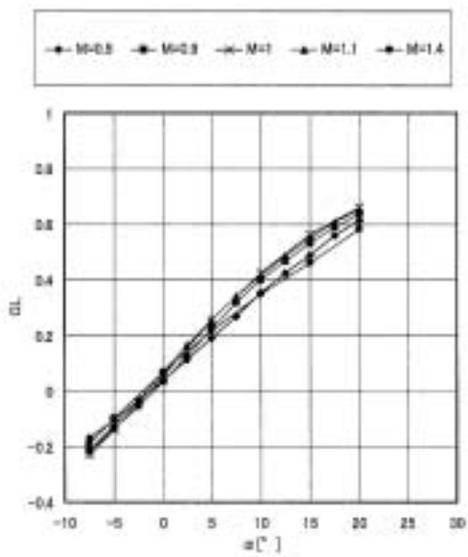
図12 (1/2) フィン前縁後退角60 形状 6分力特性



(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

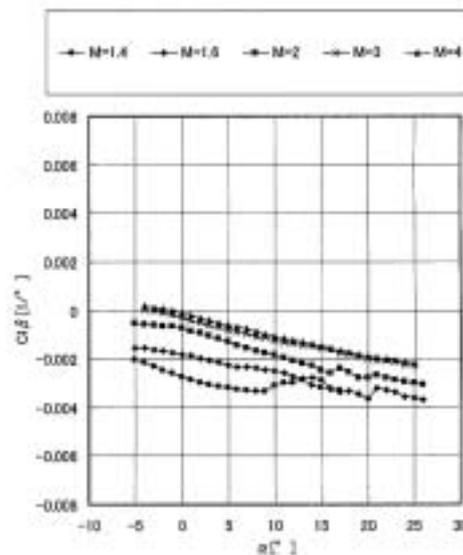
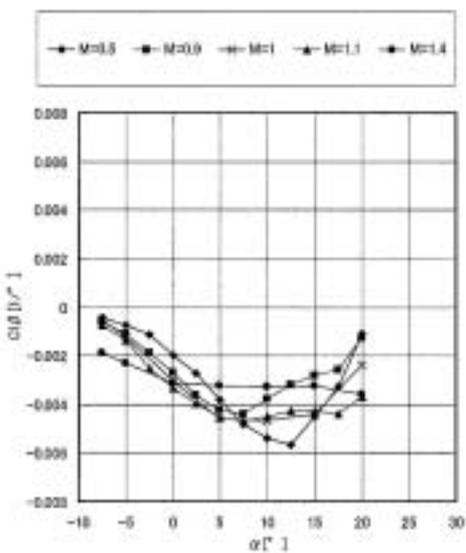
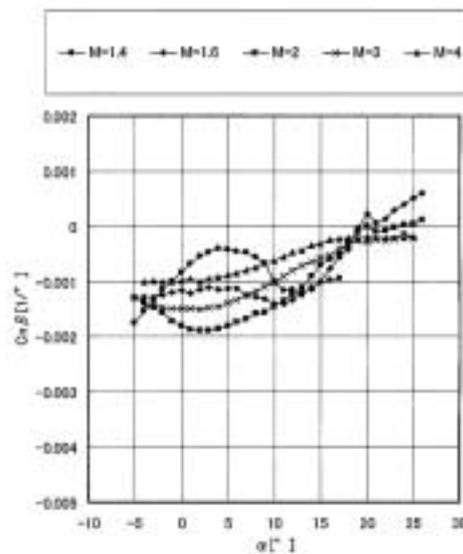
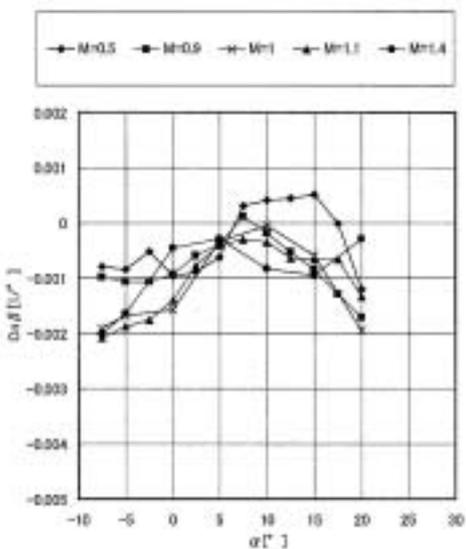
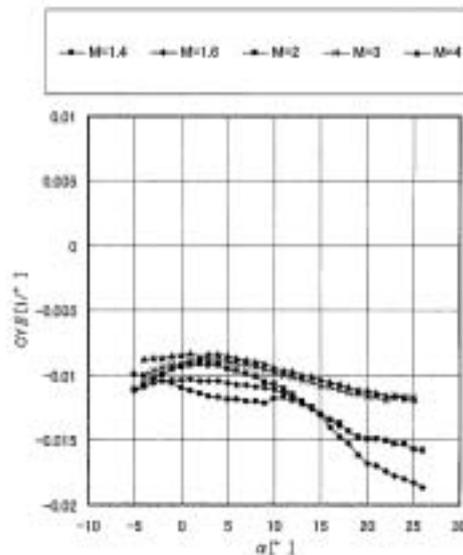
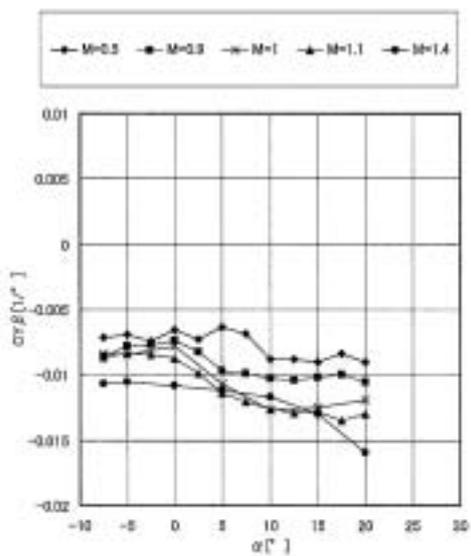
図12 (2/2) フィン前縁後退角60 形状 6分力特性



(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

図13 (1/2) 胴体上面後縁切上スパン小形状 6分力特性

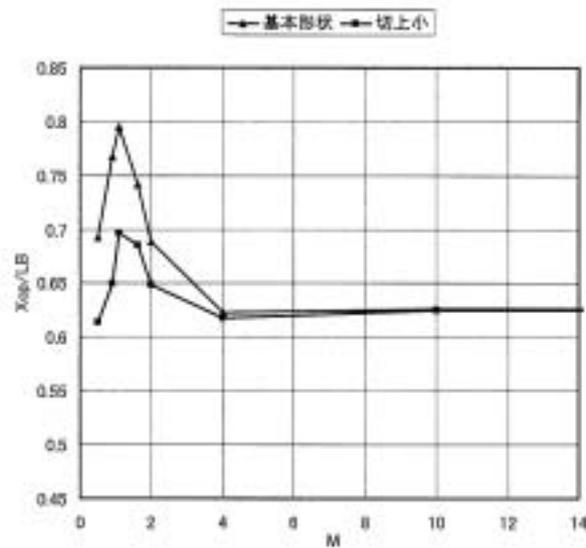


(a) 遷音速風試

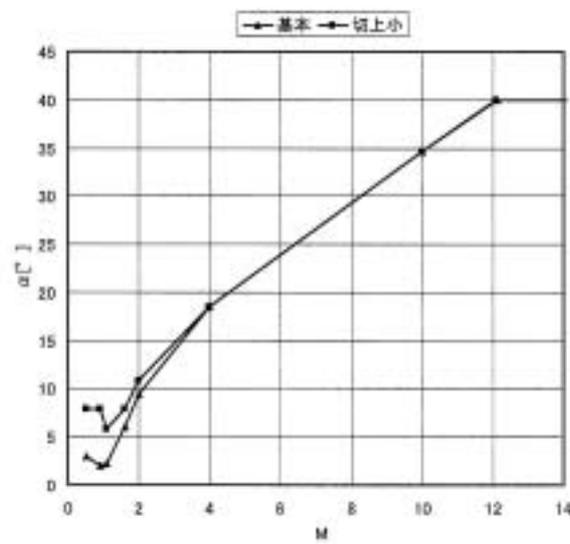
(b) 超音速風試

図13 (2/2) 胴体上面後縁切上スパン小形状 6分力特性

\*胴体上面後縁切上スパン小形状→図中「切上小」

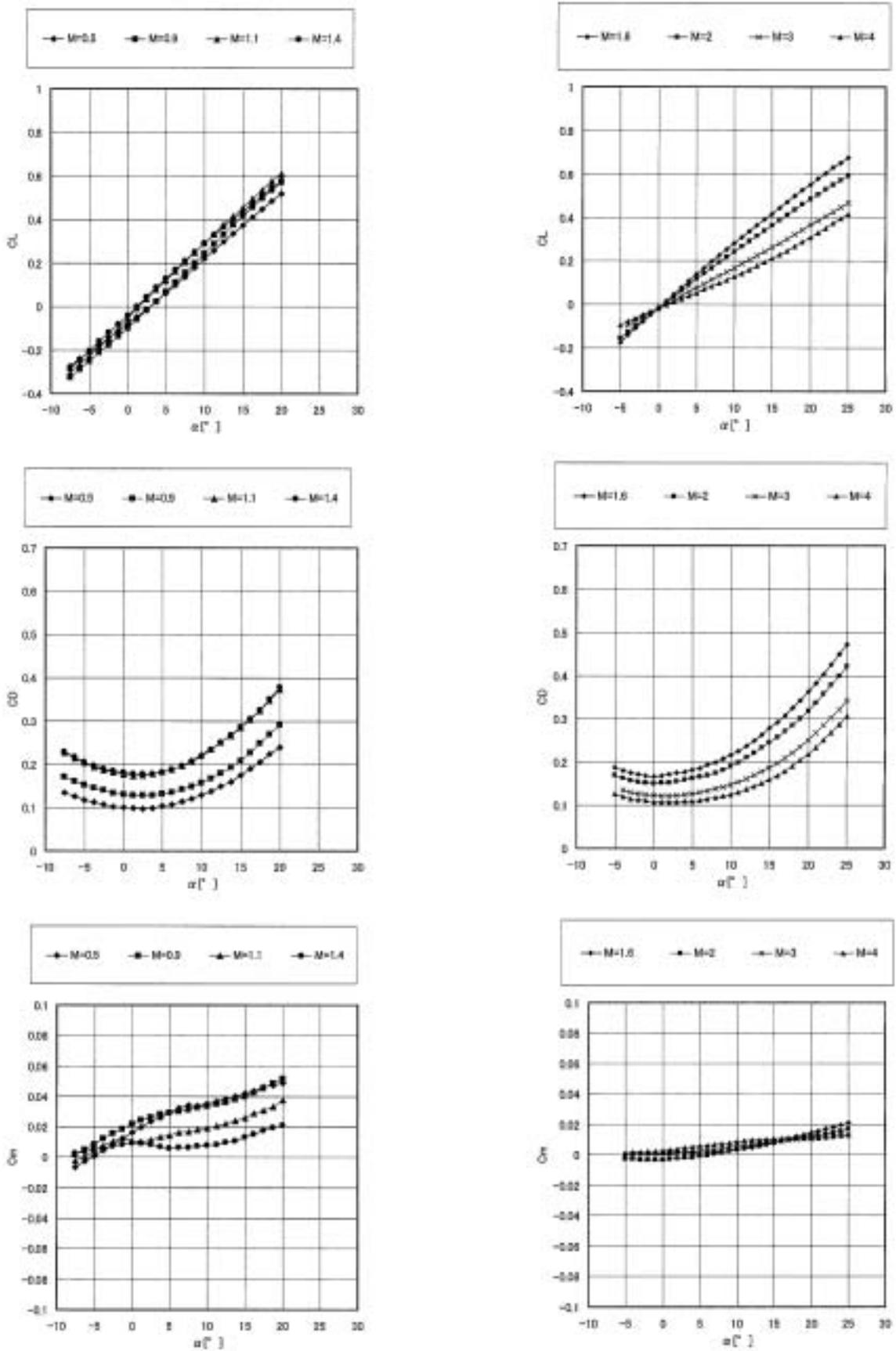


(a)  $X_{cp}/LB \sim M$



(b) 迎角スケジュール  $\alpha \sim M$

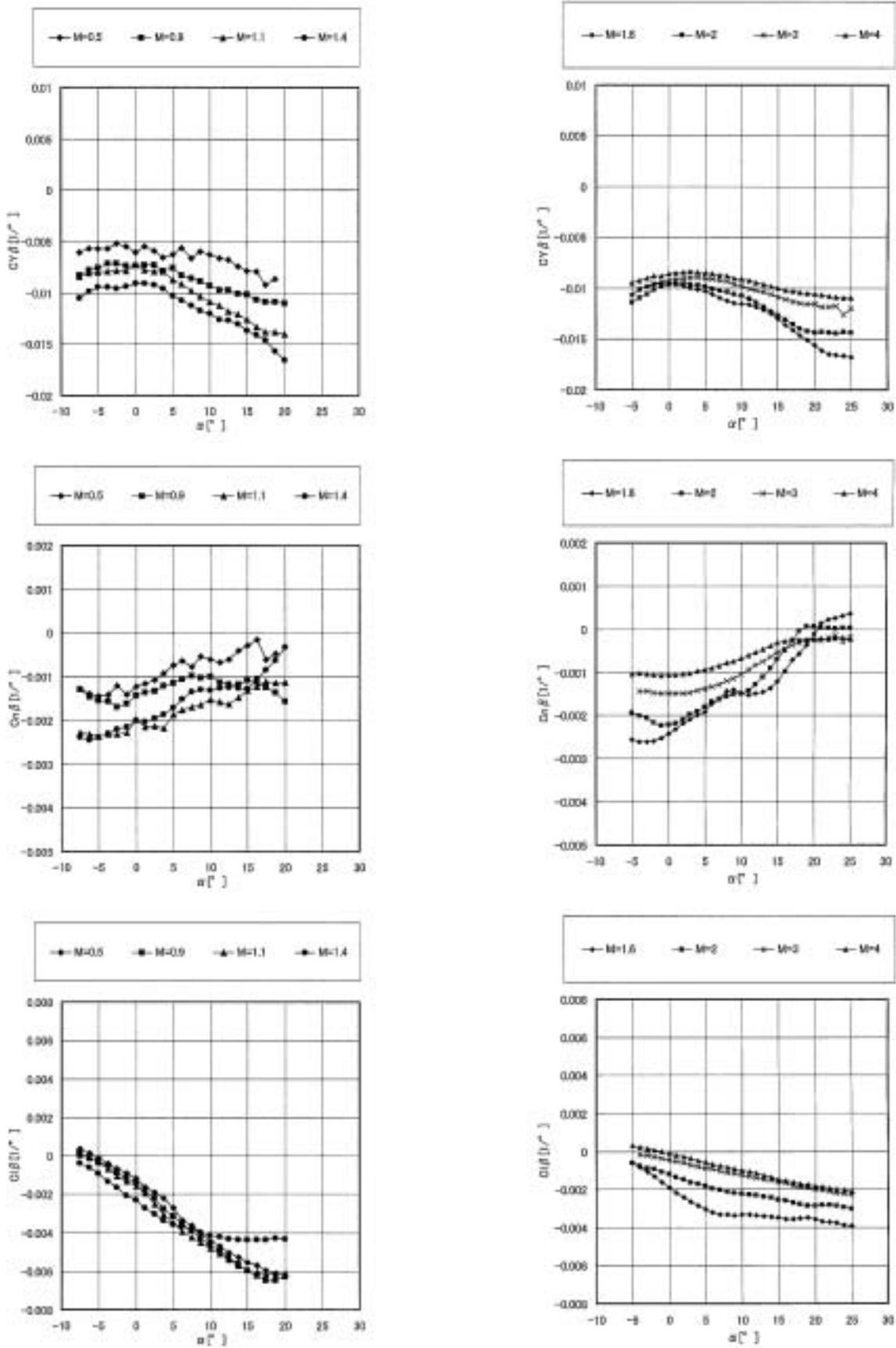
図14 胴体上面後縁切上スパン小形状及び基本形状  $X_{cp}/LB \sim M$



(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

図15 (1/2) 胴体上面後縁切上スパン大形状 6分力特性



(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

図15 (2/2) 胴体上面後縁切上スパン大形状 6分力特性

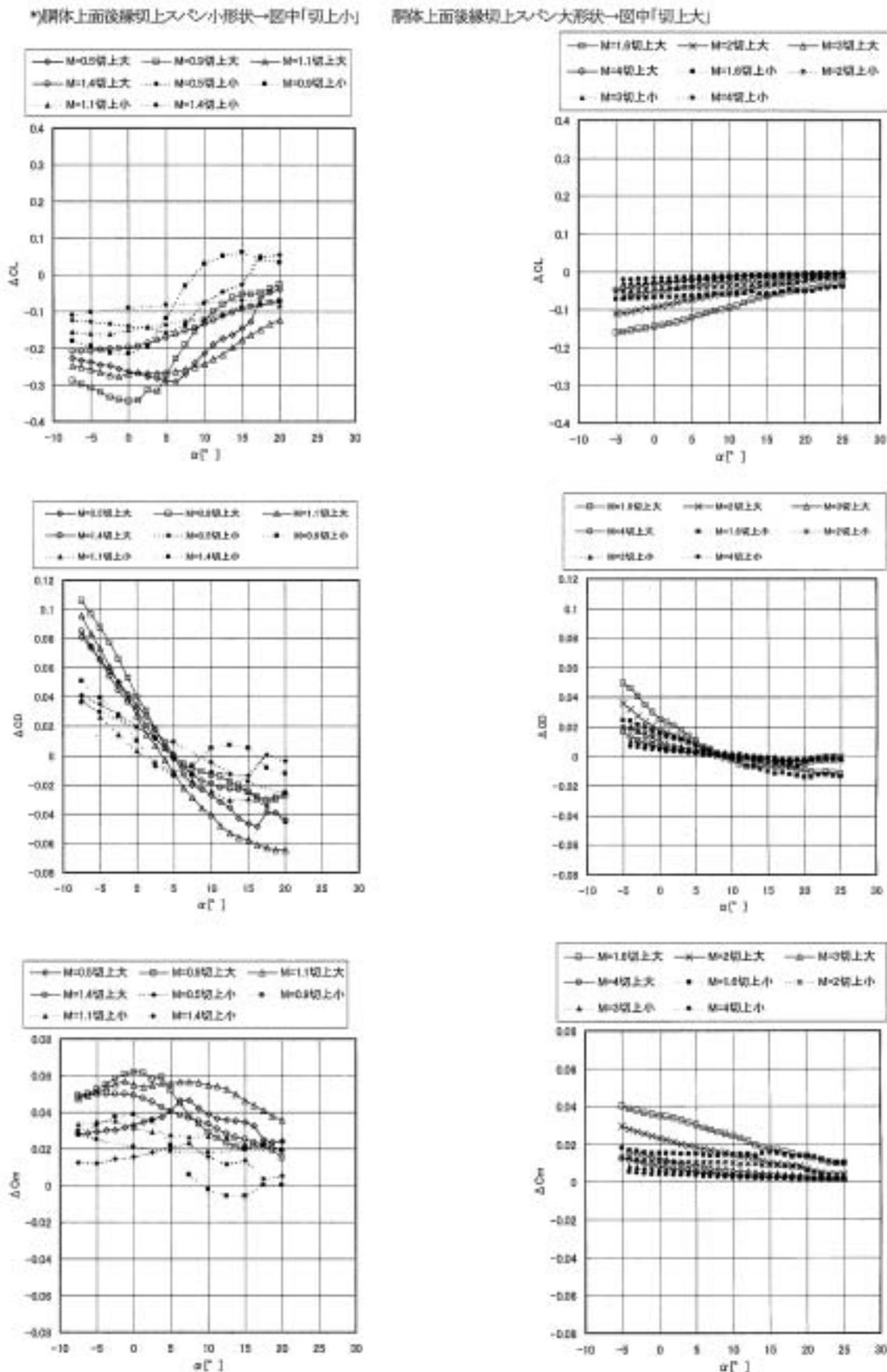


図16 胴体上面後縁切上スパン小及び大形状 形状変更効果  $\Delta CL, \Delta CD, \Delta Cm \sim \alpha$

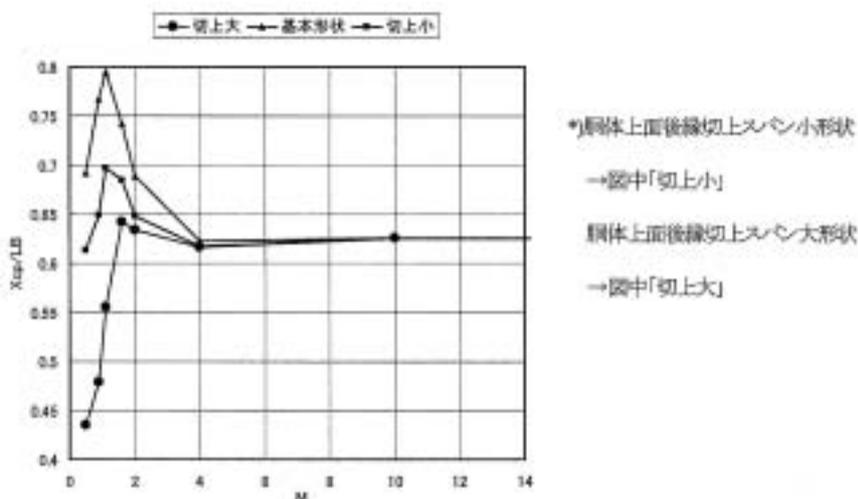


図17 胴体上面後縁切上スパン小/大形状及び基本形状  $X_{cp}/LB \sim M$ 特性比較

図16には比較のため胴体上面後縁切上スパン小形状の形状変更効果を併せて示した。これらの結果から概ねスパン幅拡大相当分の効果が出ているが、超音速域の高迎角時では両者の差異がほとんど無くなることが分かる。これは超音速域の高迎角時では、機体下面の流れが支配的になるためである。また図17に示す $X_{cp}/LB$ のマッハ数に対する移動量を基本形状と比較すると、亜～遷音速域では大幅に前方に移動してしまい、縦トリムの観点からは効きが大きすぎることが分かる。

上記のように、胴体上面切上スパン小形状が空力性能的に有望であるが、同形状は構造的には胴体上面が凹む形になっており、不利である。そこで構造的に有利な胴体盛り上げ形状についてもデータを取得した（超音速風試のみ）。同形状変更効果を図18に示す。超音速では $C_m$ について胴体上面切上スパン小形状と同等の効果があり、 $CL$ については $\alpha = 5^\circ$ 以下の低迎角領域において2倍程度の効果があることが分かる。

#### 4.3 フィンキャント角 $45^\circ$ 形状

本風洞試験の事前検討では、基本形状の縦静安定性も十分ではないことが分かった。一般的に縦静安定性を良くする対策の一つとして、機体後部の平面面積を増加させる方法がある（いわゆる風見安定）。本形状でそれを実現するための一つの方法として、フィンのキャント角を大きくすることが考えられる。そこでフィンキャント角を大きくした場合の形状変更効果のデータを取得するため、フィンキャント角を基本形状の $20^\circ$ から $45^\circ$ に大きくした形状（フィンキャント角 $45^\circ$ 形状）について試験を実施した。

フィンキャント角 $45^\circ$ 形状に対する6分力特性を図19に示す。同図より、基本形状（図9）に比べ $C_{m\alpha}$ が減少

しており、フィンキャント角を増加させることにより、縦静安定性が向上していることが分かる。ただし同時にピッチダウン、すなわち風圧中心位置も後方に移動しており、機体としてはそれに併せて重心位置を後方に移動させる必要があることを考慮すると、機体としての縦静安定性については縦トリム可能重心範囲と併せて評価する必要がある。ただしこの検討には飛行経路解析その他のシステム検討が必要であるため、その評価は他稿に譲ることとする。

なお、4.1項で示した通り、基本形状の空力特性は一般的に強い非線形性があるため、幾つかの形状パラメータを組み合わせた形状での特性が、基本形状をベースにした形状変更効果の単純な和とは大きく異なる可能性がある。その確認のため、ベースとなる胴体形状が異なった場合、形状変更効果が同等となるかを確認する必要があると考え、胴体上面後縁切上スパン小+フィンキャント角 $45^\circ$ 形状に対するデータを取得した。基本形状、胴体上面後縁切上スパン小形状に対する、フィンキャント角変更効果の代表的な結果を図20に示す。同図より、胴体上面後縁切上スパン小形状をベースとした場合のフィンキャント角変更効果は傾向として概ね同等であるが、空力特性の非線形性が強い亜音速では基本形状ベースの場合に比べその効果が減少することが分かった。

→胴体上面盛り上げ形状 →図中「盛り」  
 胴体上面後縁切上スパン小形状 →図中「切上小」

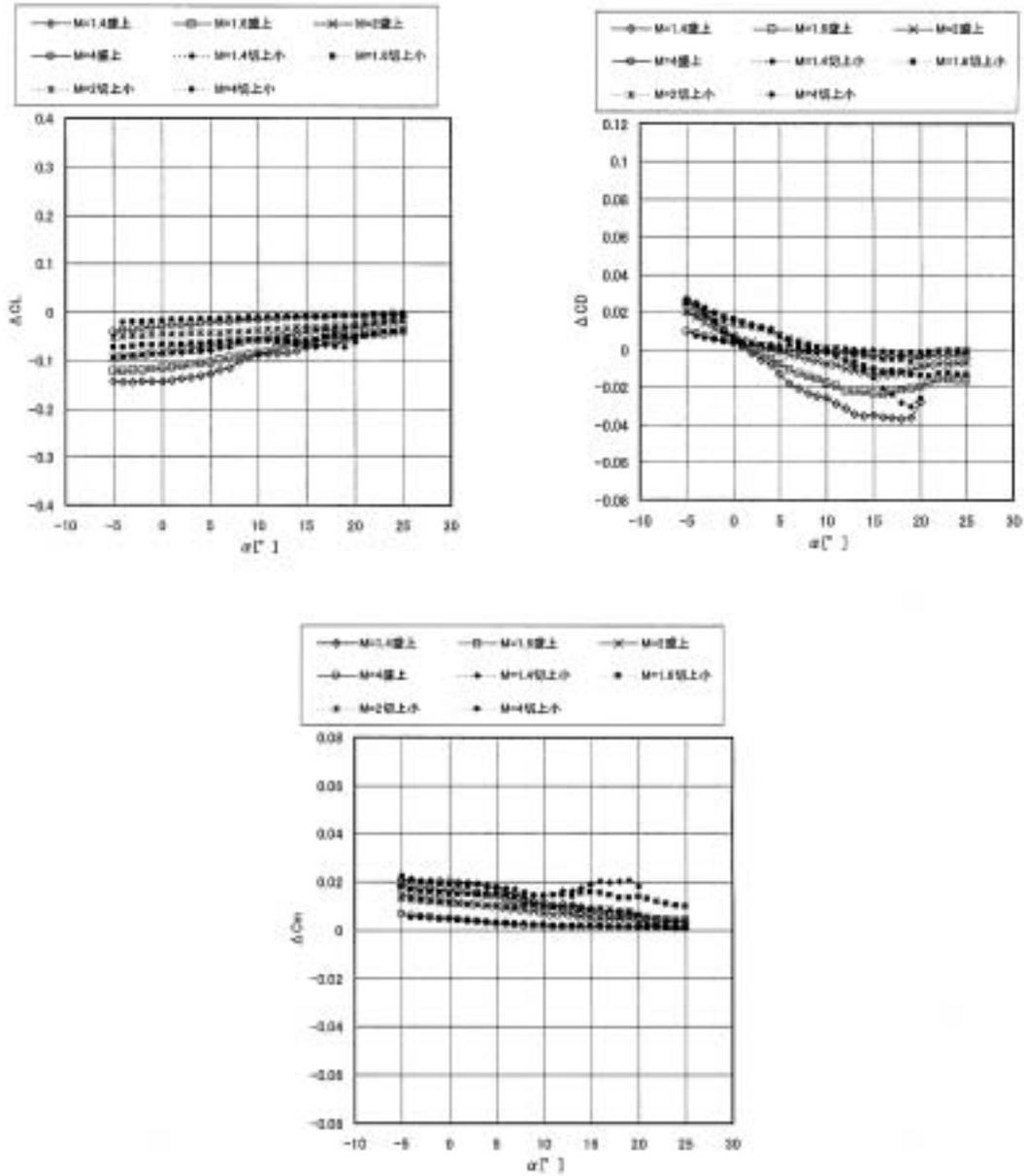
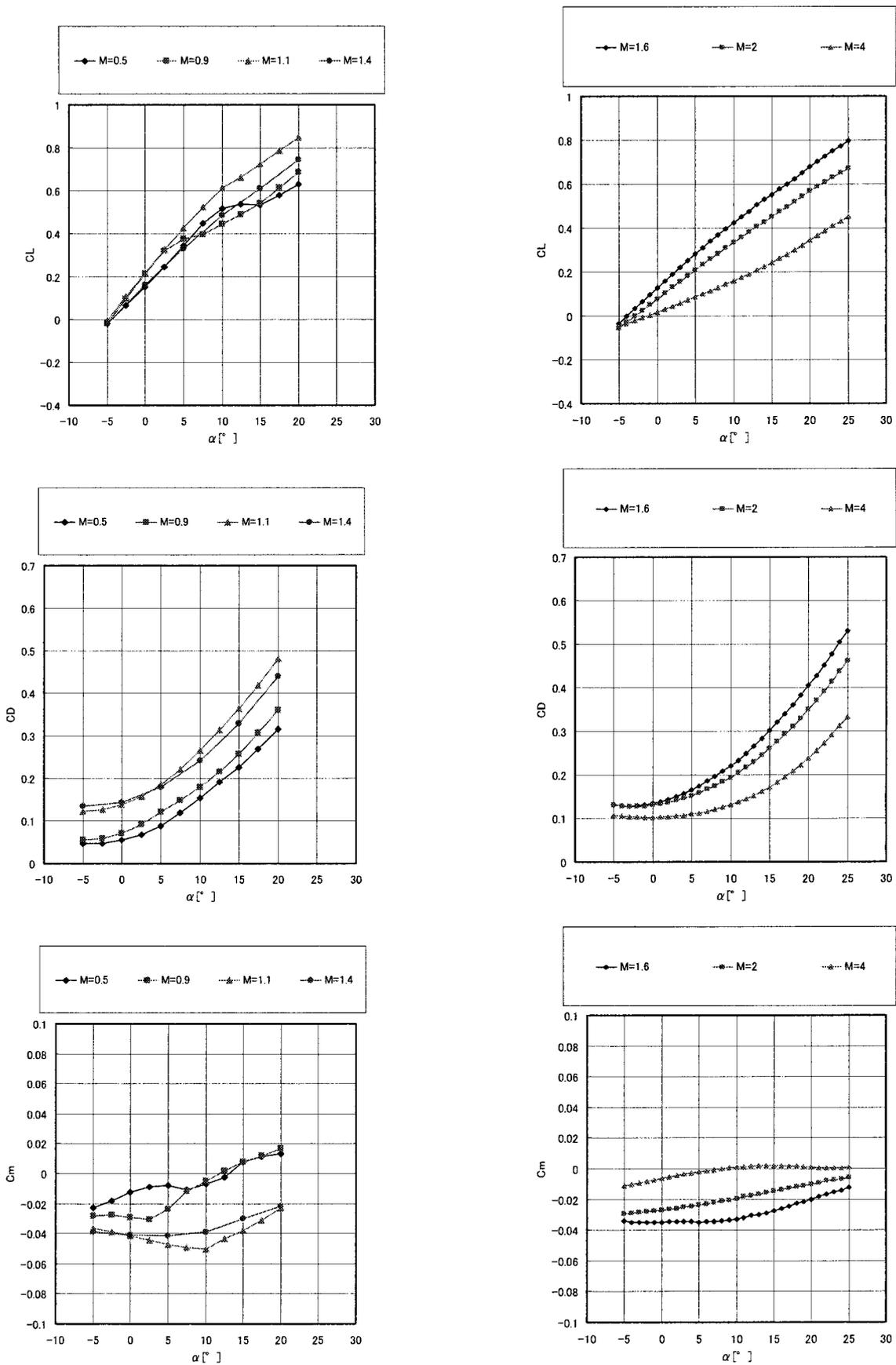


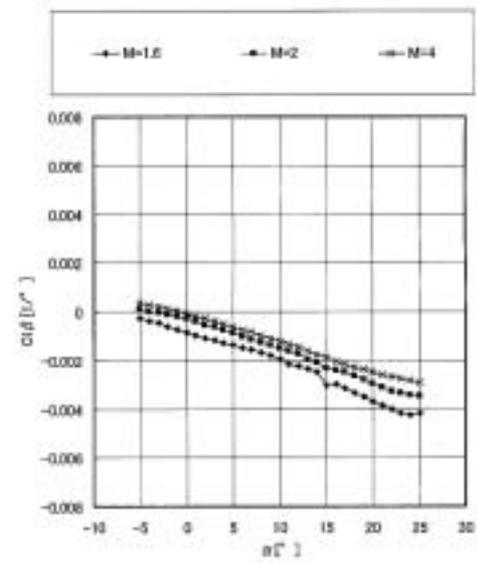
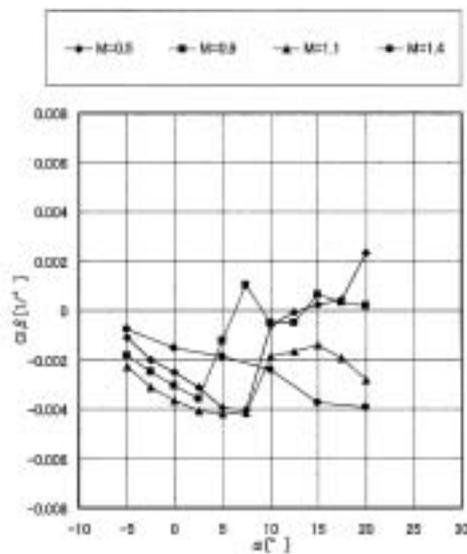
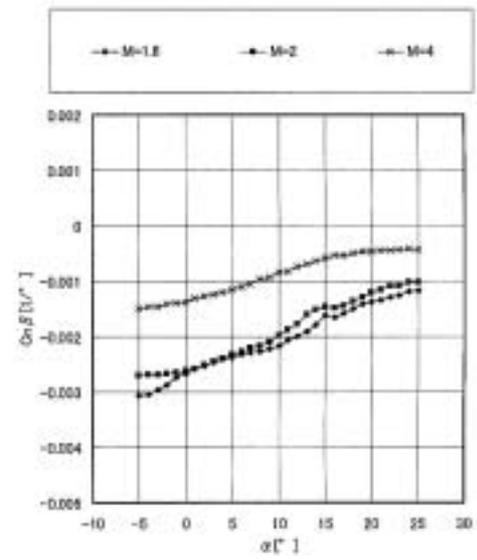
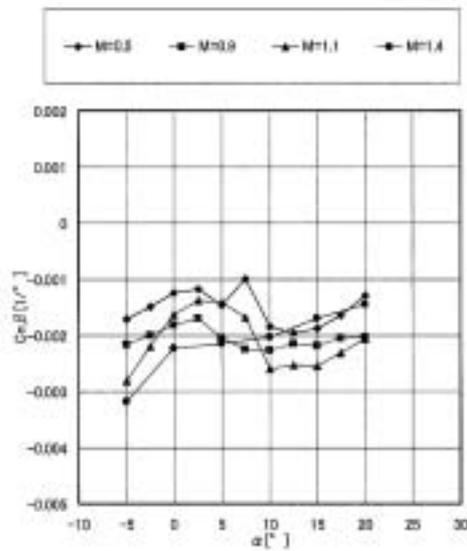
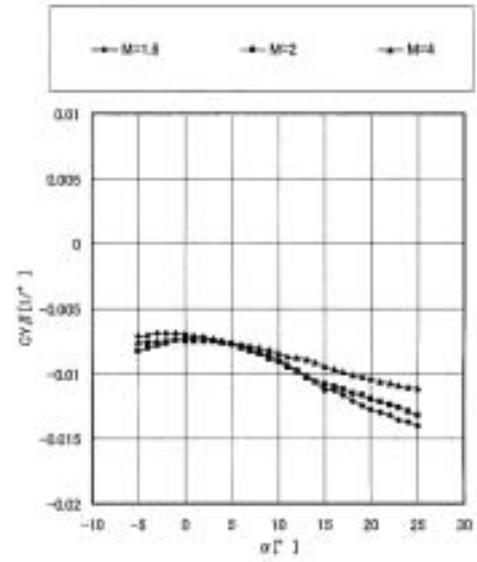
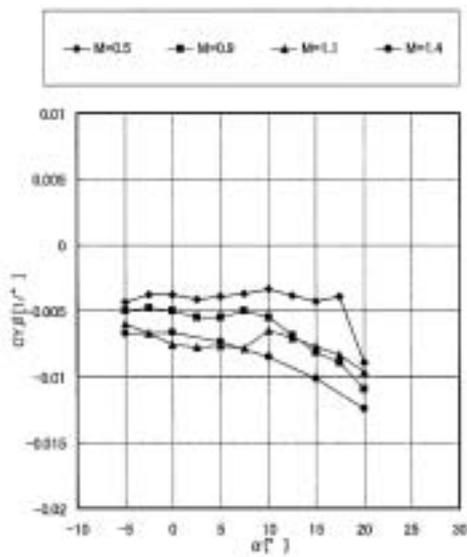
図18 胴体上面盛り上げ形状及び胴体上面後縁切上スパン小形状 形状変更効果  $\Delta C_L, \Delta C_D, \Delta C_m \sim \alpha$



(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

図19 (1/2) フィンキヤント角45 形状 6分力特性

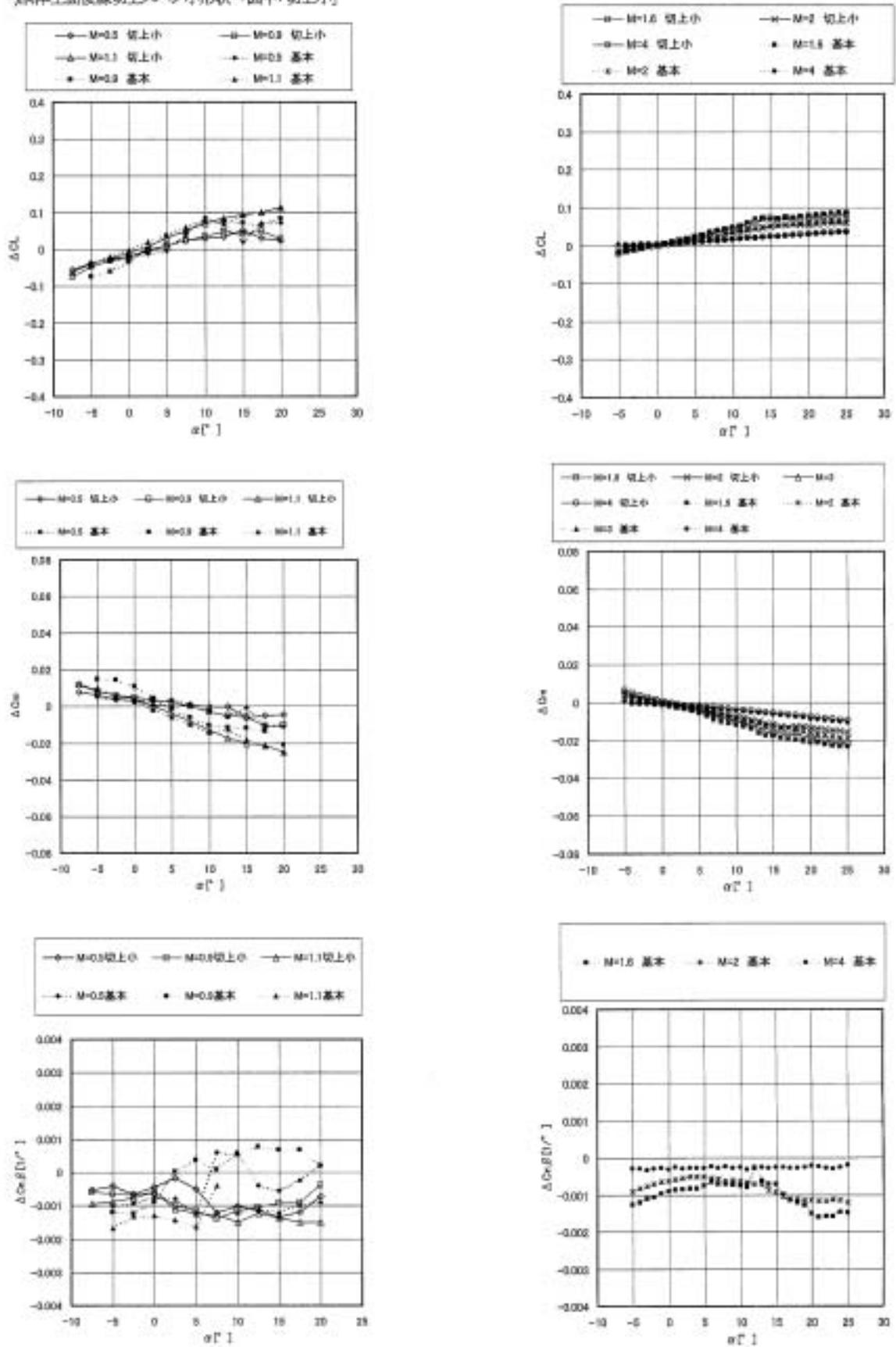


(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

図19 (2/2) フィンキャント角45 形状 6分力特性

\*胴体上面後縁切上スパン小形状→図中「切上小」



(a) 遷音速

(b) 超音速

図20 フィンキャント角変更効果 基本形状及び胴体上面後縁切上スパン小形状ベースの比較

#### 4.4 センターフィン形状

基本形状の横方向特性をより安定化させるためには、両舷のフィンが大きくなるほかに胴体中央に垂直尾翼（センターフィン）を追加する方法が考えられる。そこで、形状設計の基礎的な空力データを取得する観点から、センターフィン形状に対するデータを取得した。また、センターフィンの追加により左右のフィン前縁での圧力上昇による胴体上面後部の流れの相互干渉を弱められる可能性も考えられたため、その観点でのデータ取得も行った。

なお実機の重心位置や他システムからの要求制約条件が現状定まっていないことから、どの程度横方向特性を安定化させる必要があるかが明確ではないが、暫定として、以下を考慮してセンターフィンの形状を設定した。

- (1) 現状のモーメント基準点で基本形状の $M = 0.9$ 、 $\alpha = 0^\circ$ で  $C_{n\beta} > 0$
- (2) 左右のフィン前縁での圧力上昇の相互干渉の緩和を図るため、前縁先端位置が両舷のフィン前縁先端位置と同じになるようにする。

センターフィン形状に対する代表的な結果を図21に示す。基本形状（図9）と比較すると、センターフィン取り付けによるCLへの効果が非常に小さいのに対し、方向安定（ $C_{n\beta}$ ）については $M = 0.9$ でほぼ安定化（ $C_{n\beta} > 0$ ）している。さらに、特に基本形状で強い非線形性が現れている迎角範囲での安定化の効果が大きい。また $M = 0.5$ 、 $1.1$ 及び $1.4$ でもセンターフィン取り付けにより $\alpha > 2.5^\circ$ において安定化の効果が出ている。

#### 4.5 形状変更の揚抗比に与える影響

図22に基本形状及び代替形状の最大揚抗比（ $L/D$ ） $\max$ のマッハ数に対する変化を示す。比較のため、他機例として、本形状と同様のリフティングボディ形状であるHL-20<sup>6)</sup>と翼胴結合形状のHOPE-X<sup>7)</sup>の値を合わせて示した。 $L/D$ は極超音速においてクロスレンジ能力の重要な指標であると共に（5章参照）、低速においては着陸進入角を決定する重要なパラメータであり、一般的に大きいほど空力性能上望ましい。

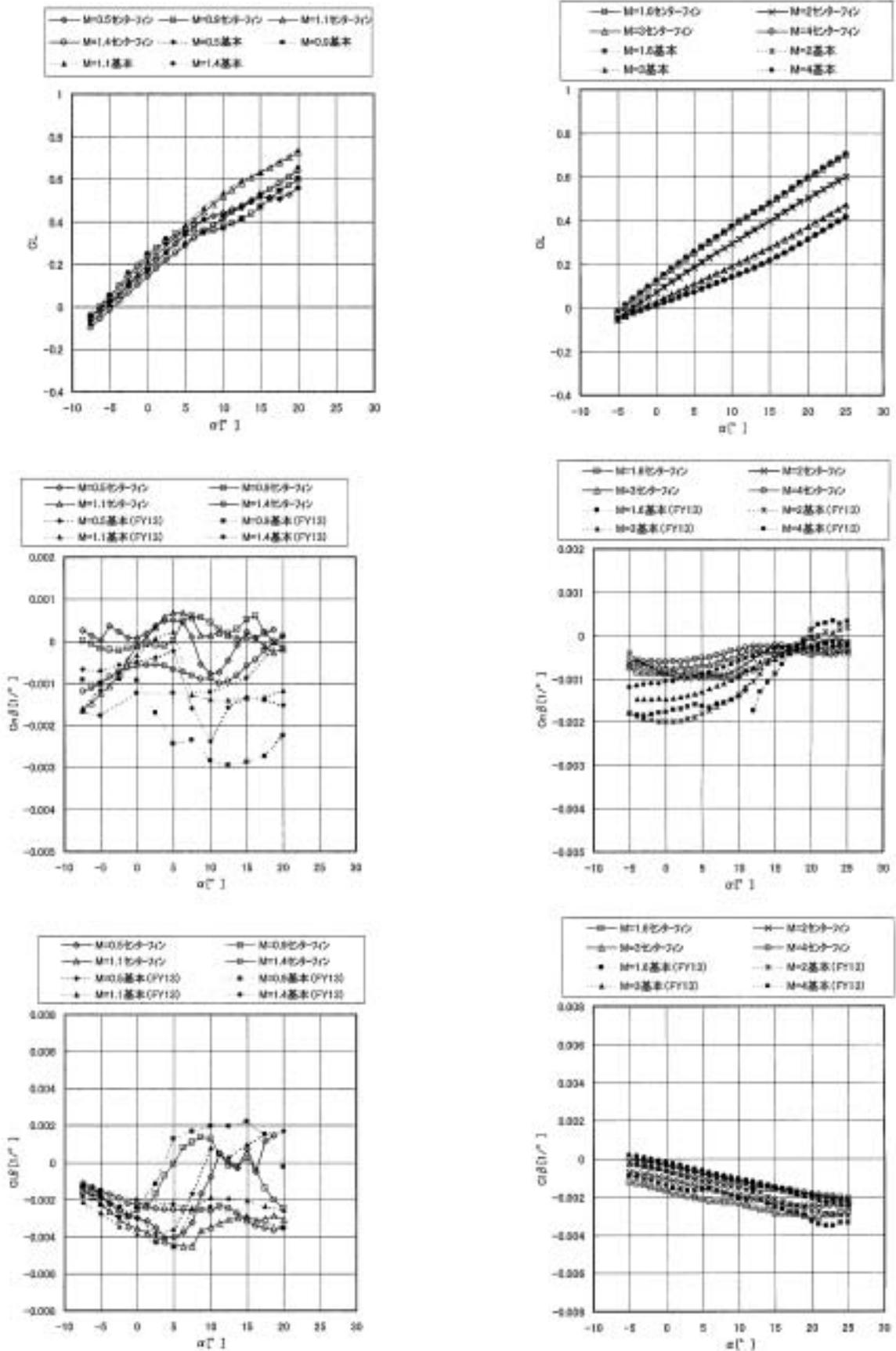
フィンオフを含む胴体形状変更効果を見ると（図22(a)）、今回風試を行った形状の比較では、低速から遷音速領域では基本形状が、超音速領域ではフィンオフ形状が最も揚抗比が高い。これは、低速～遷音速ではフィンの存在により発生する揚力増加分が揚抗比改善に有効であるのに対し、超音速以上の速度域（極超音速を含む）ではフィンが発生する抗力により揚抗比が低下するためである。また、遷音速以下ではベース抵抗が揚抗比に大きく影響するため、胴体後縁切り上げ形状の揚抗比が低くなっている（スパン小よりも大の方が底面面積が大き

い分、揚抗比が低い）。ただし、 $M > 3$ では機体下面（胴体及びフィン）の圧力による抗力成分がベース抵抗に比べて支配的になるため、フィンオフ形状以外のフィン有り形状間の揚抗比の差異は非常に小さい。HL-20と本リフティングボディ形状の比較では、低速域では翼型フィンを持つHL-20の方が優れるが、遷～超音速域では両者の差はほとんど見られない。一方、翼胴結合形状であるHOPE-Xは、全速度域でリフティングボディ形状（HL-20を含む）よりも高い揚抗比を有しており、揚抗比については翼胴結合形状が相対的に優れていることを示している。

フィン形状の揚抗比に与える影響を見ると、図22(b)に示したように、低速域ではフィン前縁後退角を増加させ、フィンの発生する抵抗を低減することが揚抗比改善に有効であることが分かる。本特性改善効果により、 $60^\circ$ 後退角の場合には低速においてもHL-20とほぼ同等の揚抗比に達している。また、フィンキャント角の増大は $M < 2$ で揚力の増加による揚抗比改善効果が大きい。一方、センターフィンおよびフィン付け根部のフィレットは揚抗比でも全速度域でほとんど影響を与えていないことが分かる。

#### 4.6 操舵効果

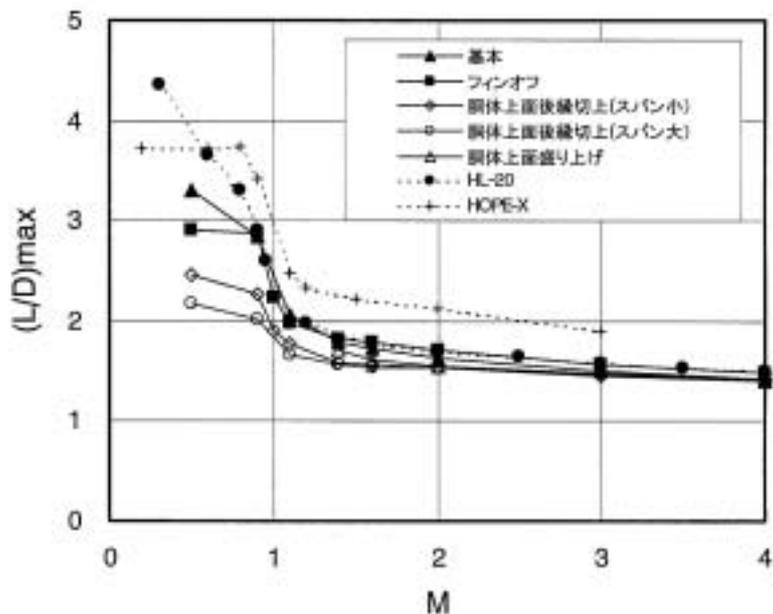
本風試では基本的な空力舵面であるエレボン及びラダーに対する操舵効果のデータも取得した。またエレボンは左右対称操舵（エレベータ操舵相当；図3参照）及び非対称操舵（エルロン操舵相当；図3参照）についてのデータを取得した。ただし、ステイングとエレボンの幾何学的干渉に伴う制約から、エレボンについては上げ操舵形態（ $\delta e_L, \delta e_R < 0$ ）での試験は不可能であったため、下げ操舵形態（ $\delta e_L, \delta e_R > 0$ ）のみデータを取得した。対象形状は基本形状に加え、機体形状の差異による操舵効果への影響を見るため、胴体上面後縁切上スパン小形状についても一部取得した。



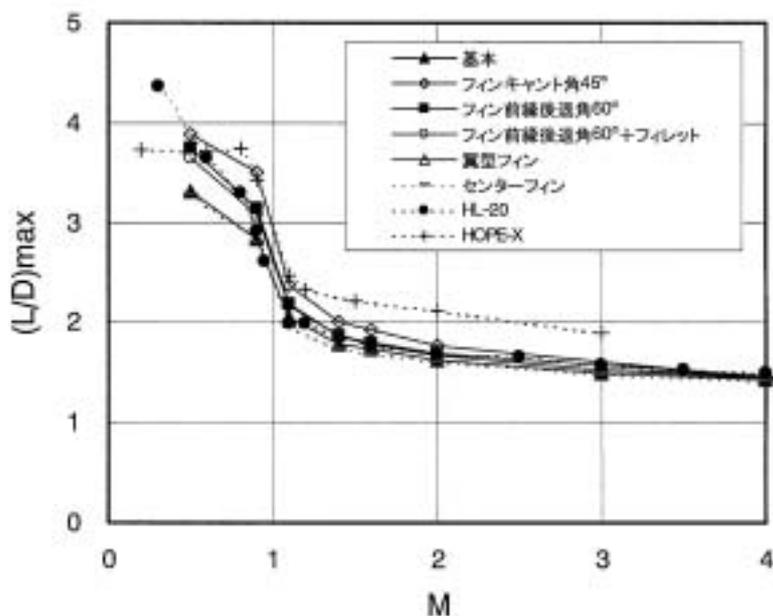
(a) 遷音速風試

(b) 超音速風試

図21 センターフィン形状と基本形状の比較  $CL, Cn\beta, Cl\beta \sim \alpha$



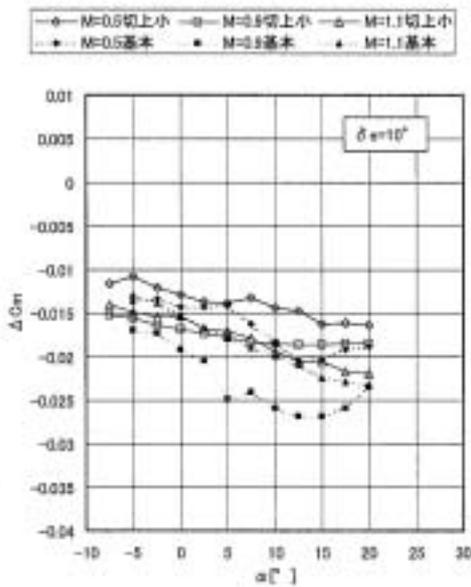
(a) 胴体形状変更効果



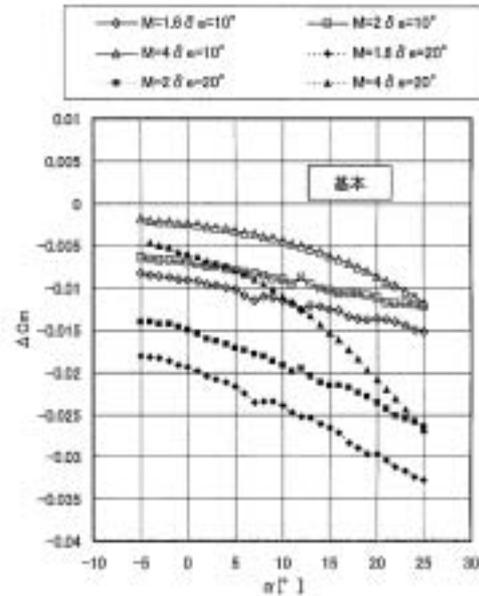
(b) フィン形状変更効果

図22 形状変更の最大場抗比に与える影響 (遷/超音速風試)

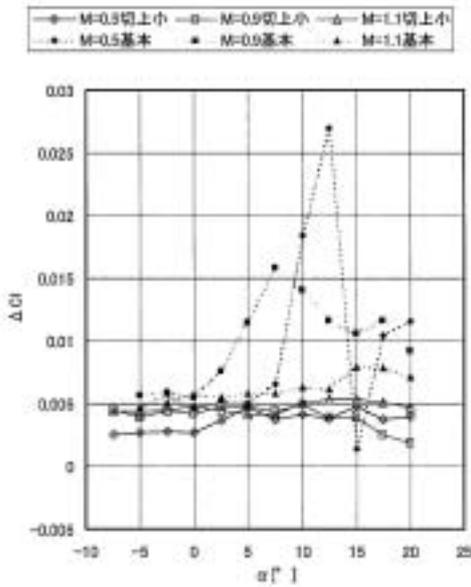
\*胴体上面後縁切上スパン小形状→図中「切上小」



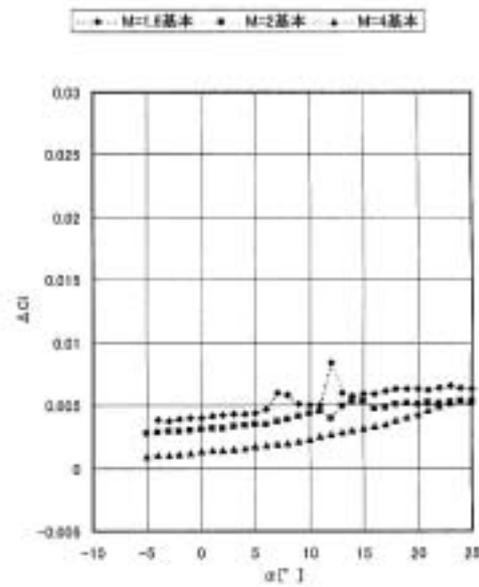
(a) 遷音速風試 :  $\delta e = 10^\circ$  基本 / 切上小比較



(b) 超音速風試 :  $\delta e = 10, 20^\circ$  基本形状のみ



(c) 遷音速 :  $\delta a = 10^\circ / \delta e = 10^\circ$  基本 / 切上小比較



(d) 超音速 :  $\delta a = 10^\circ / \delta e = 10^\circ$  基本のみ

図23 エレボン操舵効果  $\Delta C_m$  (対称操舵)  $\Delta C_l$  (非対称操舵)  $\sim \alpha$

エレボン操舵 (エレベータ, エルロン操舵) 効果に対する代表的な結果を図23に示す。超音速域でのエレベータ操舵では, ピッチングモーメントへの効き ( $\Delta C_m$ ) がほぼ舵角 $\delta e$ に比例している。また同図より, 縦特性については基本形状が胴体上面後縁切上スパン小形状に比べて操舵効果が大きいことが分かる。エルロン操舵特性については, 基本形状では非線形性が見られるが, 胴体上

面後縁切上スパン小形状では緩和されていることが分かる。基本形状の $\delta a = 0^\circ$ 及び $\delta a = 10^\circ$ 操舵形態 (共に $\delta e = 10^\circ$ )での横方向特性を図24に示す。操舵効果 ( $\Delta C_l$ ) で非線形が生じている迎角において,  $\delta a = 0^\circ$ と $\delta a = 10^\circ$ が互いに符号の反対方向に非線形特性を持っているため, 両者の差分である操舵効果 (図23) では強い非線形性が現れている。これは基本形状では非線形が生じ

る迎角近傍で $\beta = 0^\circ$ でも左右非対称な剥離が生じており、非対称操舵によって $\beta = 0^\circ$ とは逆方向の左右非対称流れが生じたために引き起こされたものと考えられる。

ラダー操舵効果の代表的な結果を図25に示す。エルロン操舵時と同様に基本形状でのラダー操舵時の横方向特性にのみ顕著な非線形性が現れている。

#### 4.7 ラフネス効果

本風試で取得した大多数のデータはラフネスなしの状態取得しているが、乱流時の空力特性確認のため、基本形状及び胴体上面後縁切上スパン小形状についてラフネスを取り付けた場合のデータも取得した。ラフネスは図26に示すようにノーズの周上とフィン前縁(内/外舷)に貼り付けた。ラフネスはディスクラフネスを用いており、その高さは約0.2mm、直径は約1mm、そして間隔は約2mmである。ラフネスサイズは参考文献8の方法により $M = 0.5, 0.9$ 及び1.1において必要なラフネスサイズをそれぞれ算出し、入手可能なサイズの中から算出した値の中で最大のものより大きいサイズのものを取り付けた。

図27にはラフネスを付けた場合の代表的な結果を示す。同図より基本形状ではラフネスによる効果はほとんど見られないことが分かる。また胴体上面後縁切上スパン小形状では、 $M = 1.1$ (基本形状では未取得)において低迎角側で $C_m$ に差異が見られるものの、基本形状と概ね同様である。このことから、遷音速風試( $M = 0.5 \sim 1.4$ )ではラフネスが無い場合でも概ね全域で境界層が乱流になっていると考えられる。また超音速風試では $Re$ 数が遷音速風試に比べ3倍以上大きいため、同様に全域で乱流境界層になっていると推定される。極超音速風試における境界層遷移状況は不明である。

#### 4.8 再現性

遷音速風試及び超音速風試はそれぞれ二つの期間(FY13及び14)に分けて実施した。そのため、通常容易に取得可能な一連の再現性に加え、1回目と2回目の試験間の再現性データも取得している。以下にはそれらの結果を示す。

##### 4.8.1 遷音速風洞試験での再現性

遷音速風試では、1)同一風試中のラン間、2)同一ラン中(連続回流式/マッハ数可変のため同一条件でのデータが複数取得可能)、3)FY13/14間の再現性を確認した。それぞれの結果を以下に示す。

##### (1) 同一風試中のラン間の再現性

遷音速風試では主に $M = 0.5, 0.9$ について異なるランでの再現性データを取得した。代表的な結果としてフィン後退角 $60^\circ$ 形状の結果を図28(力計測)、図29(圧力計測)に示す。同図より $C_Y$ や $C_n$ 及びベース圧の一部に若干のバイアスが見られるものの、これらでの差異は天秤容量の0.1%以下であり、ラン間の再現性は概ね良好であったことが分かる。ただし、 $M = 0.5, \alpha = 20^\circ, \beta = 0^\circ$ での $C_Y, C_n, C_l, C_{p4}, C_{p5}, C_{p8}, C_{p9}$ においては、初回ラン/再現性ランとも強い左右非対称な特性を示している。また初回ランと再現性ランでは特性が逆になっていることが分かる。ただし力計測と圧力計測の比較から、これは計測上の問題ではなく実現象によるものであることが分かる。本現象は $C_{p4}$ と5、 $C_{p8}$ と9の比較から分かるように、剥離が非対称に起こり、また初回ランと再現性ランでは逆に起こったことによると考えられる。なお、これらの現象は図示したフィン後退角 $60^\circ$ 形状及び同フィレット付き形状(次項参照)にのみ見られ、他形状では生じなかった。

##### (2) 同一ラン中での再現性

遷音速風試では、主に $M = 0.5$ について同一ラン中の最後に再現データを取得した。代表的な結果を図30(力計測)、図31(圧力計測)に示す。同図より $C_Y$ の一部に若干のバイアスが見られるものの、その差異は天秤容量の0.2%以下であり、再現性は力計測/圧力計測とも概ね良好であったことが分かる。ただし、 $M = 0.5, \alpha = 20^\circ, \beta = 0^\circ$ での $C_Y, C_n, C_l, C_{p4}, C_{p5}, C_{p8}, C_{p9}$ では初回計測(1回目;ラン前半)/再現性計測(2回目;ラン終了間際)とも強い左右非対称な特性を示している。これは前項で示したフィン後退角 $60^\circ$ 形状と同様の傾向であり、同様の現象によるものと考えられる。

##### (3) FY13/14間の再現性

FY13/14間の再現性は基本形状について取得した。

代表的な比較結果を図32(力計測)及び図33(圧力計測)に示す。 $M = 1.1$ での $C_{p7}, 8$ (ベース圧)について、FY14風試でのベース圧が負側に若干ずれる傾向にあるものの、再現性は概ね良好である。

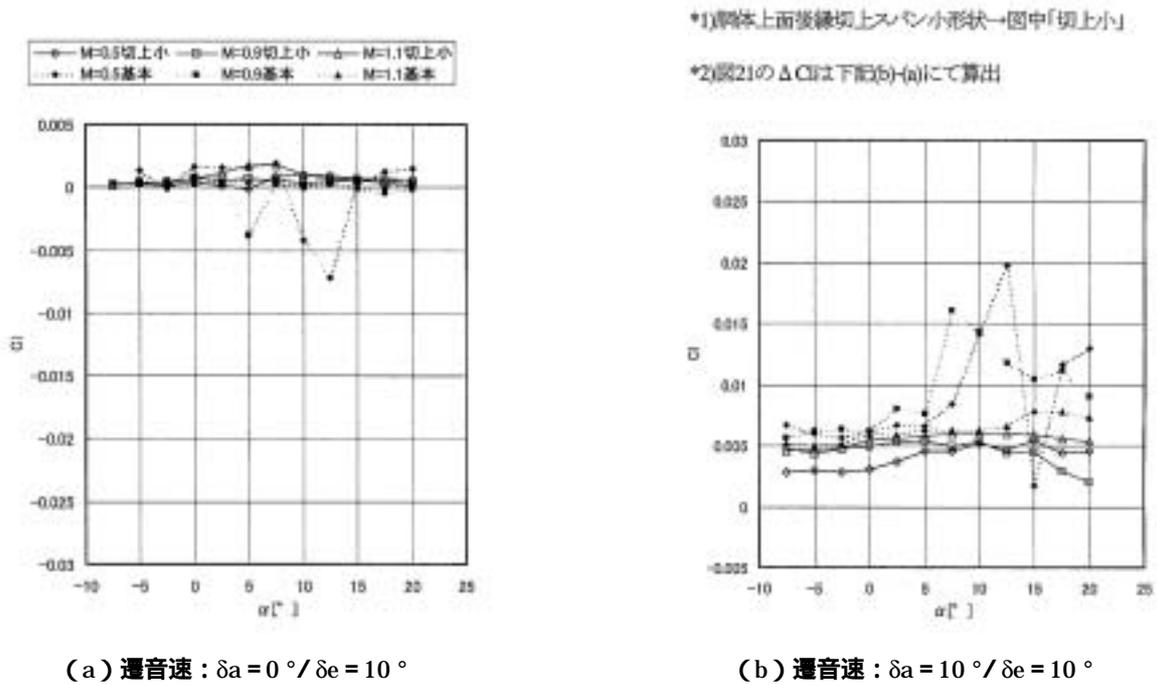


図24 エレボン操舵効果 差分の元データ比較  $C_l \sim \alpha$

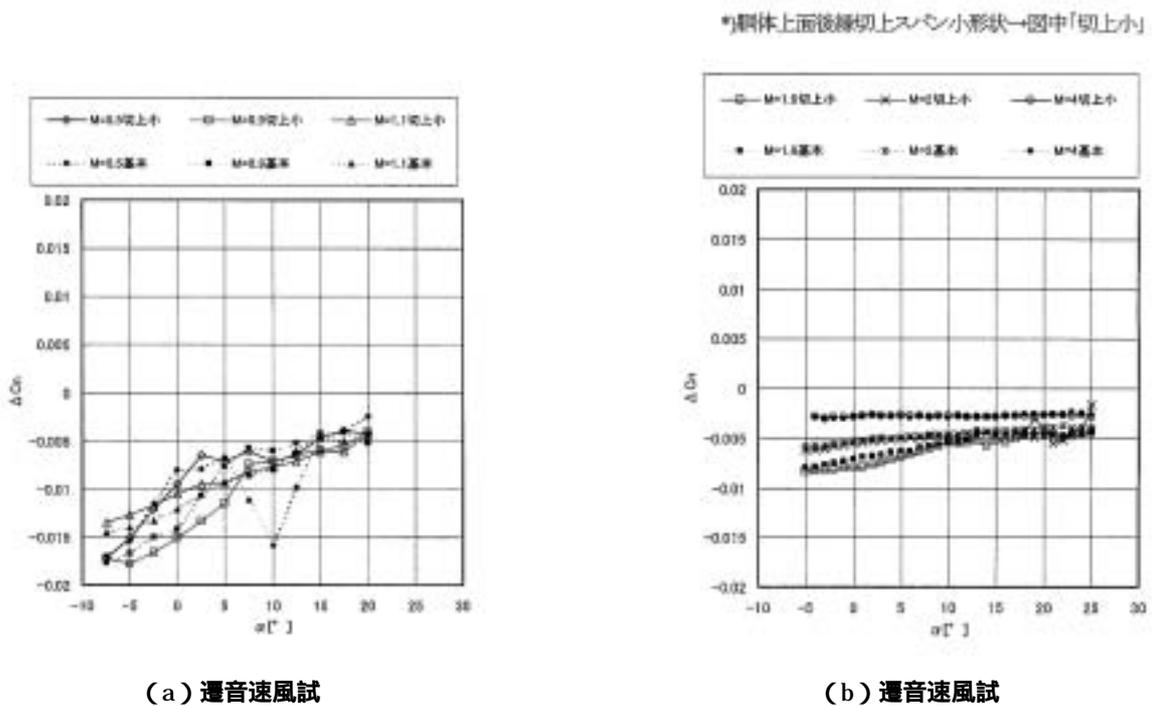


図25 ラダー操舵効果 基本形状及び胴体上面後縁切上スパン小形状  $\delta r = 20^\circ \Delta C_n \sim \alpha$

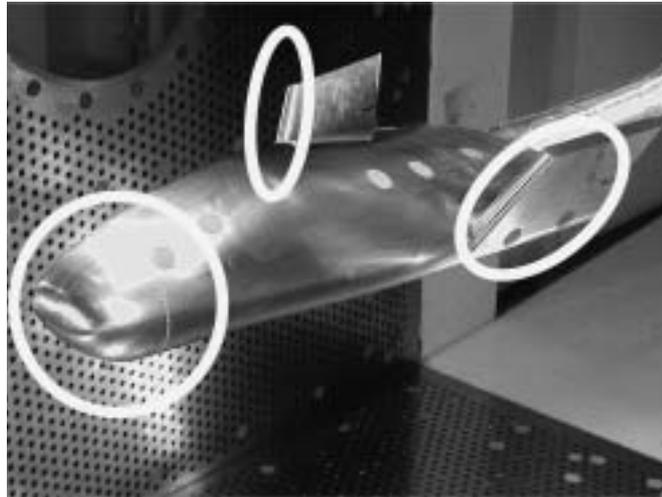
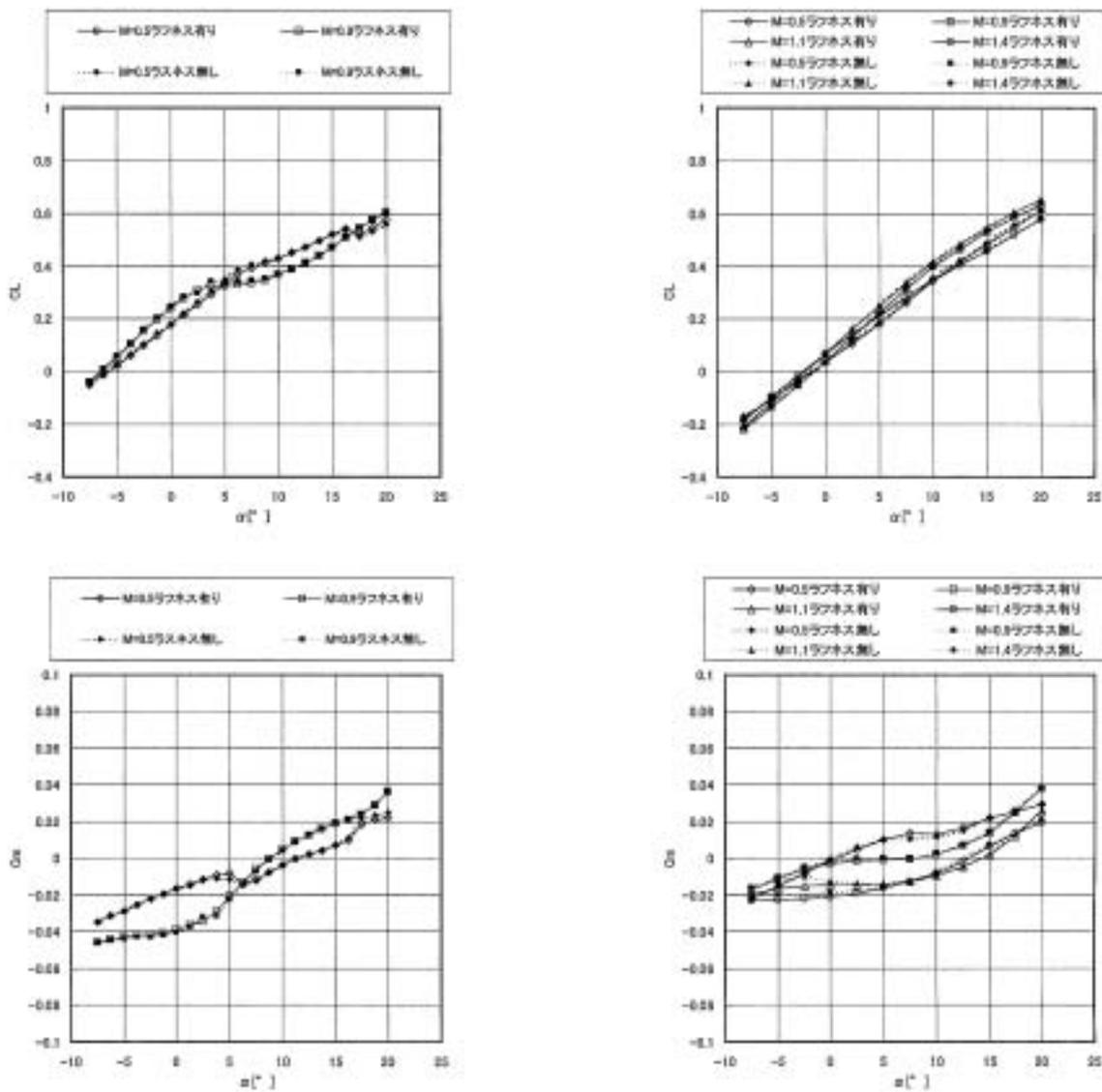


図26 ラフネス取り付け位置



(a) 基本形状

(b) 胴体上面後縁切上スパン小形状

図27 ラフネス取り付け効果  $C_L, C_m \sim \alpha$

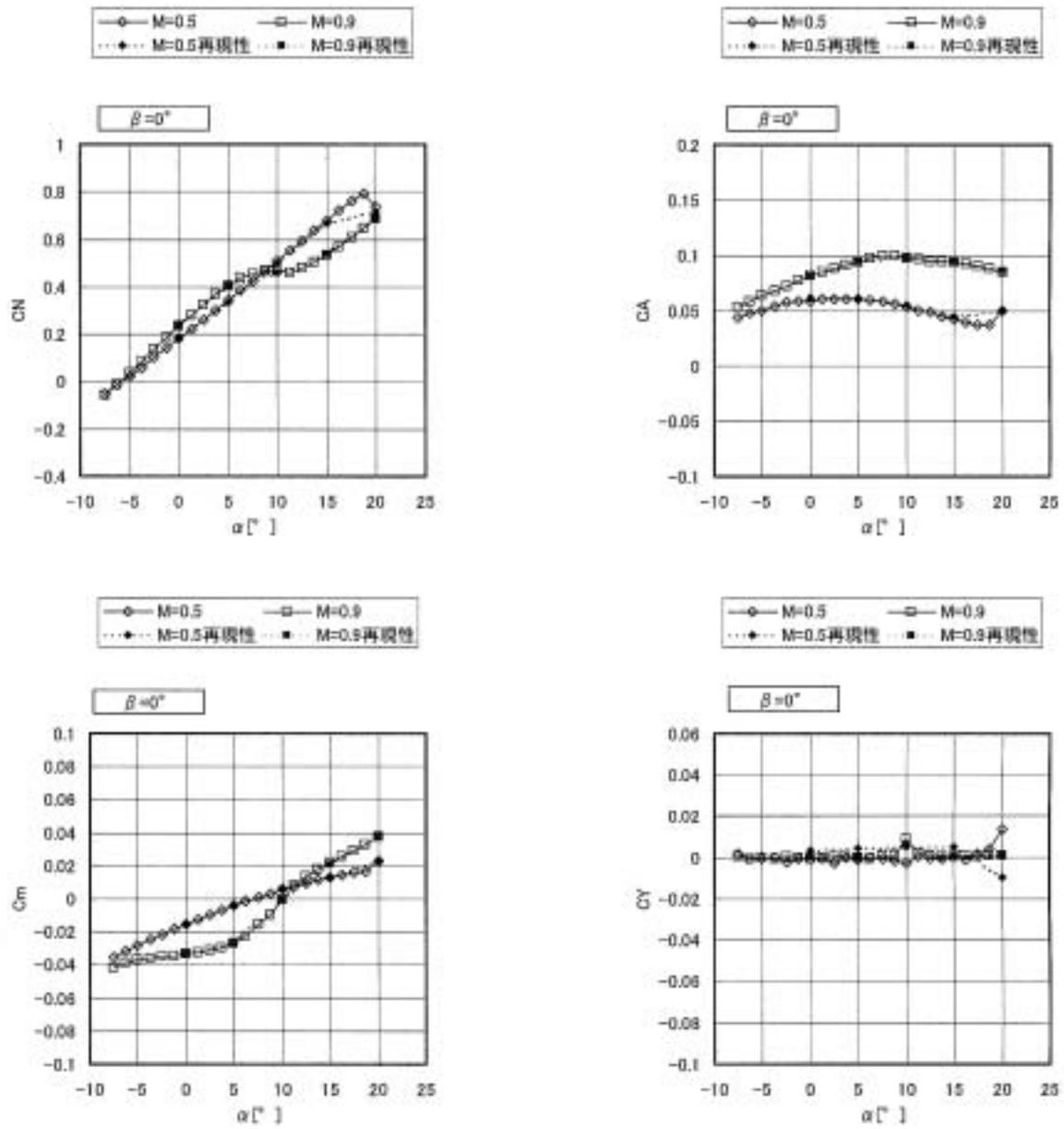


図28 (1/2) ラン間の再現性 フィン後退角60 形状  $M=0.5, 0.9$  力計測結果  $\beta = 0^\circ$

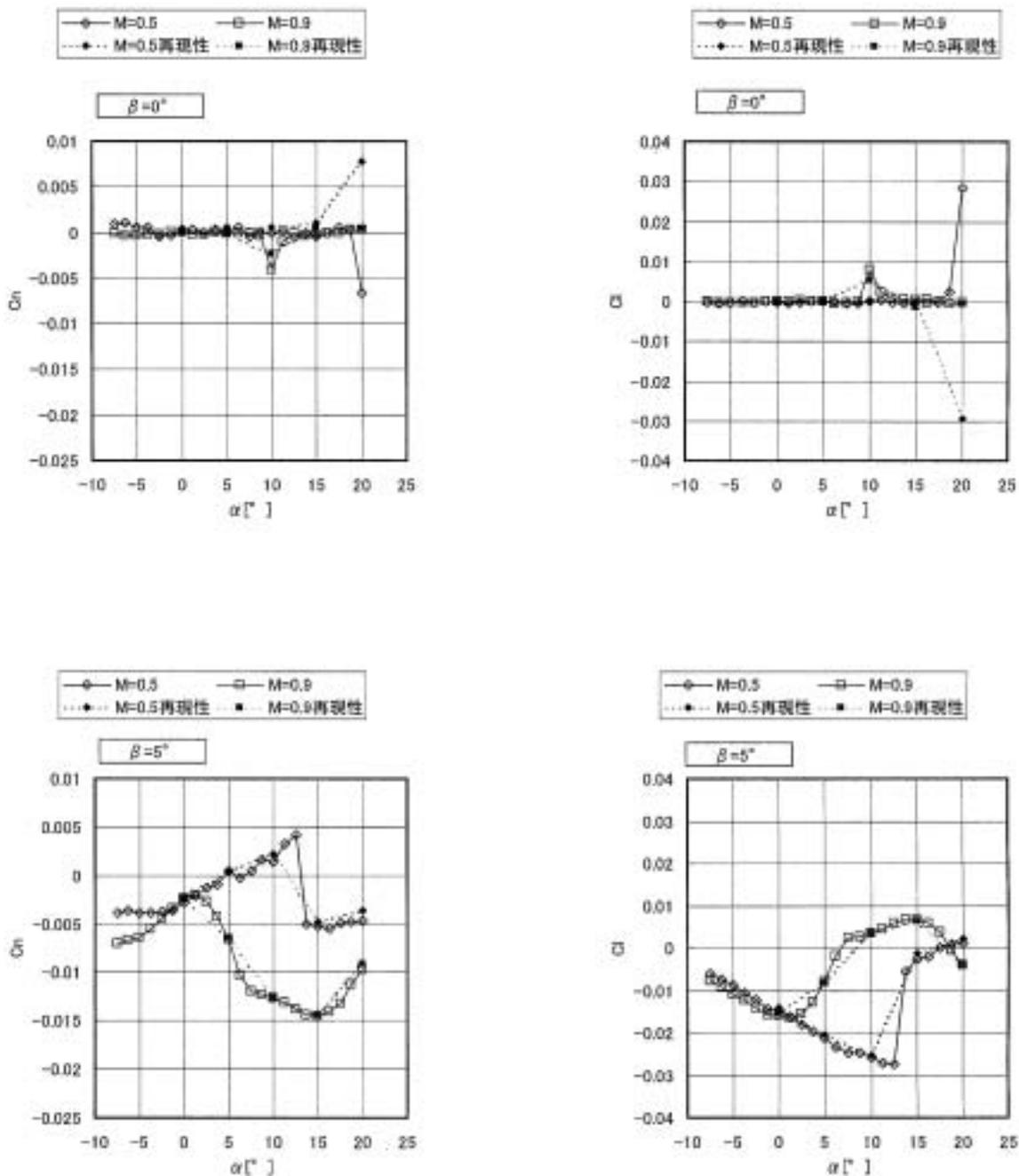


図28 (2/2) ラン間の再現性 フィン後退角60 形状  $M=0.5, 0.9$  力計測結果  $\beta = 0, 5^\circ$

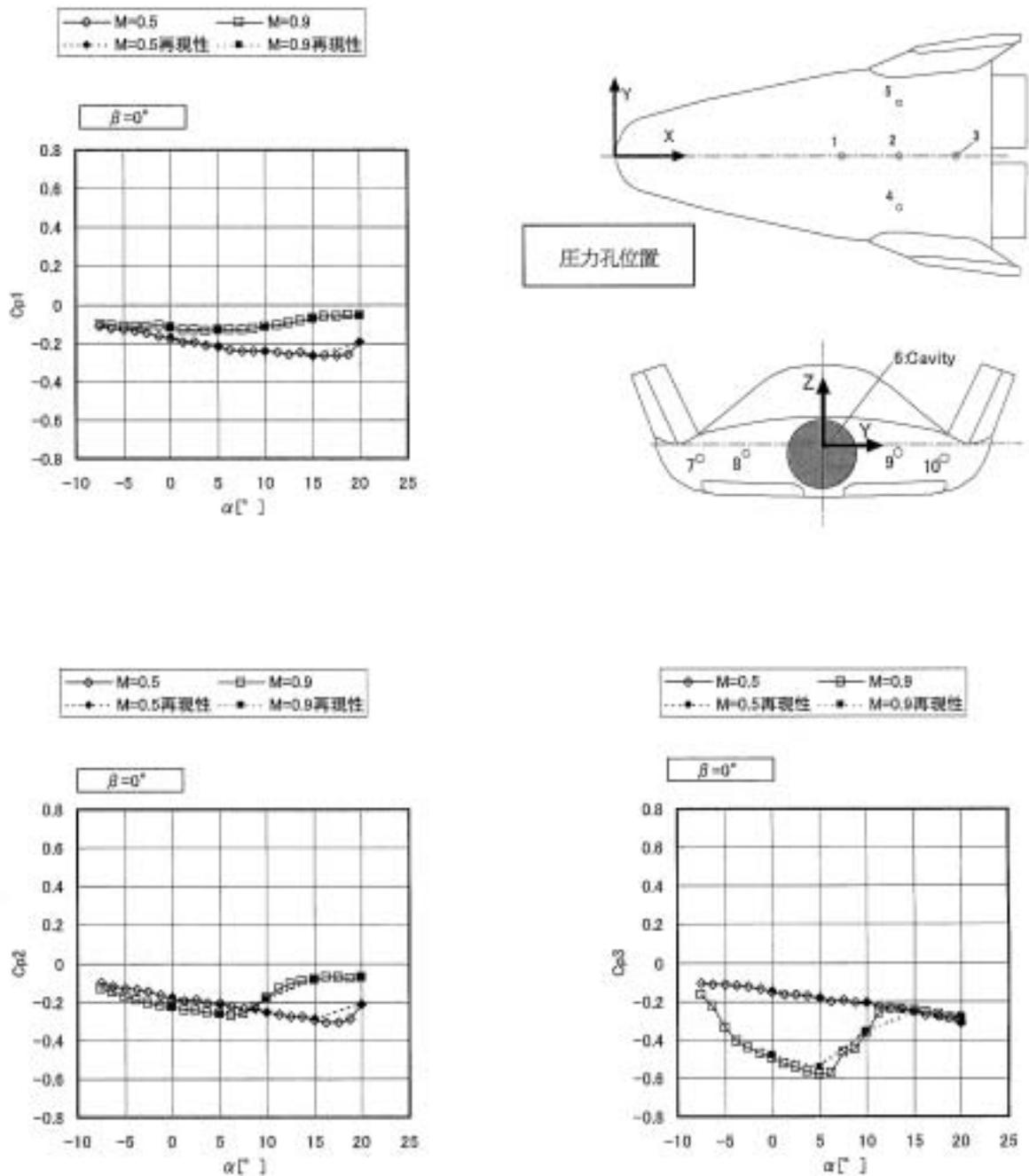


図29 (1/2) ラン間の再現性 フィン後退角60 形状 M=0.5, 0.9 圧力計測結果  $\beta = 0^\circ$

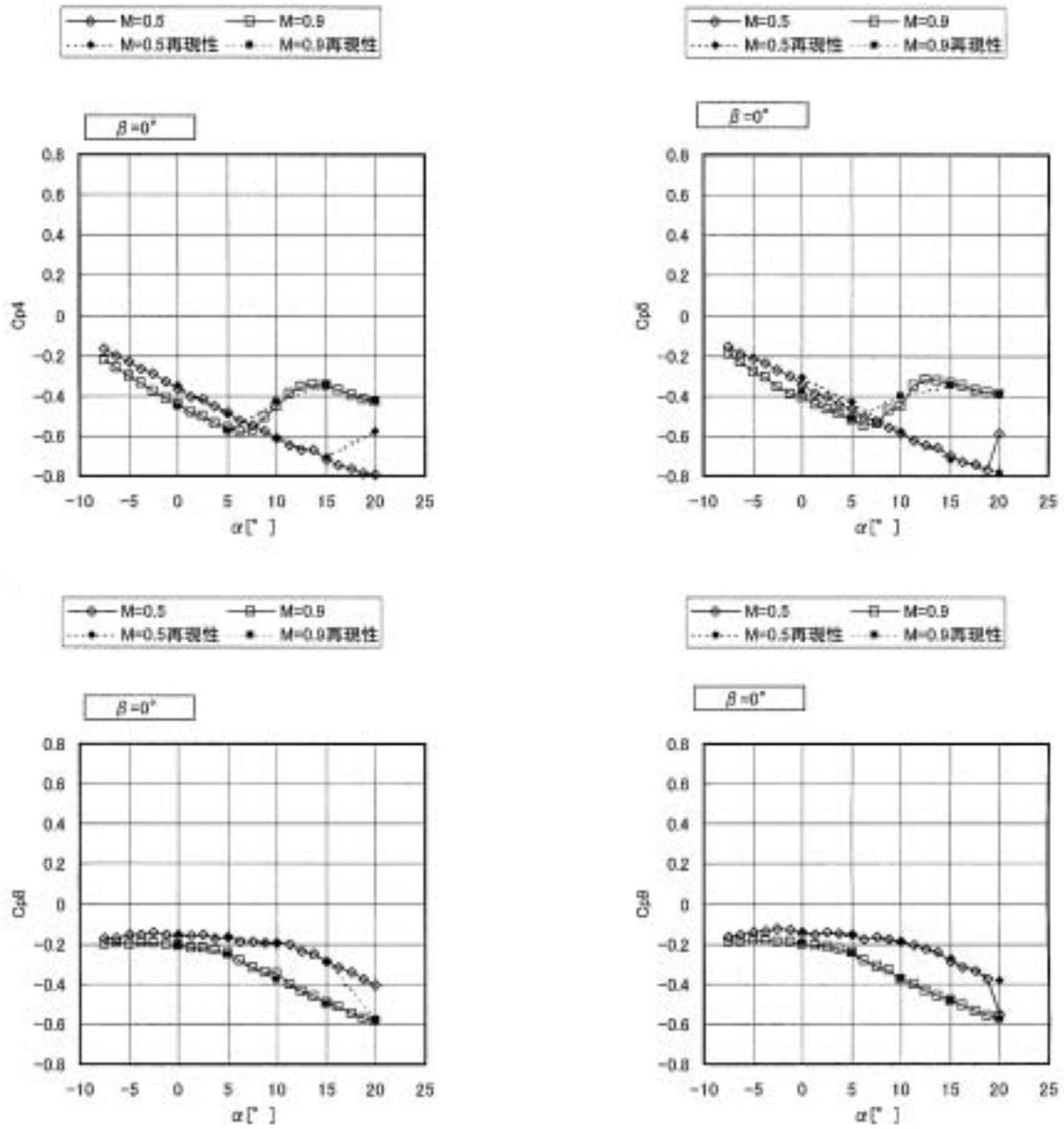


図29 (2/2) ラン間の再現性 フィン後退角60°形状  $M=0.5, 0.9$  圧力計測結果  $\beta = 0^\circ$

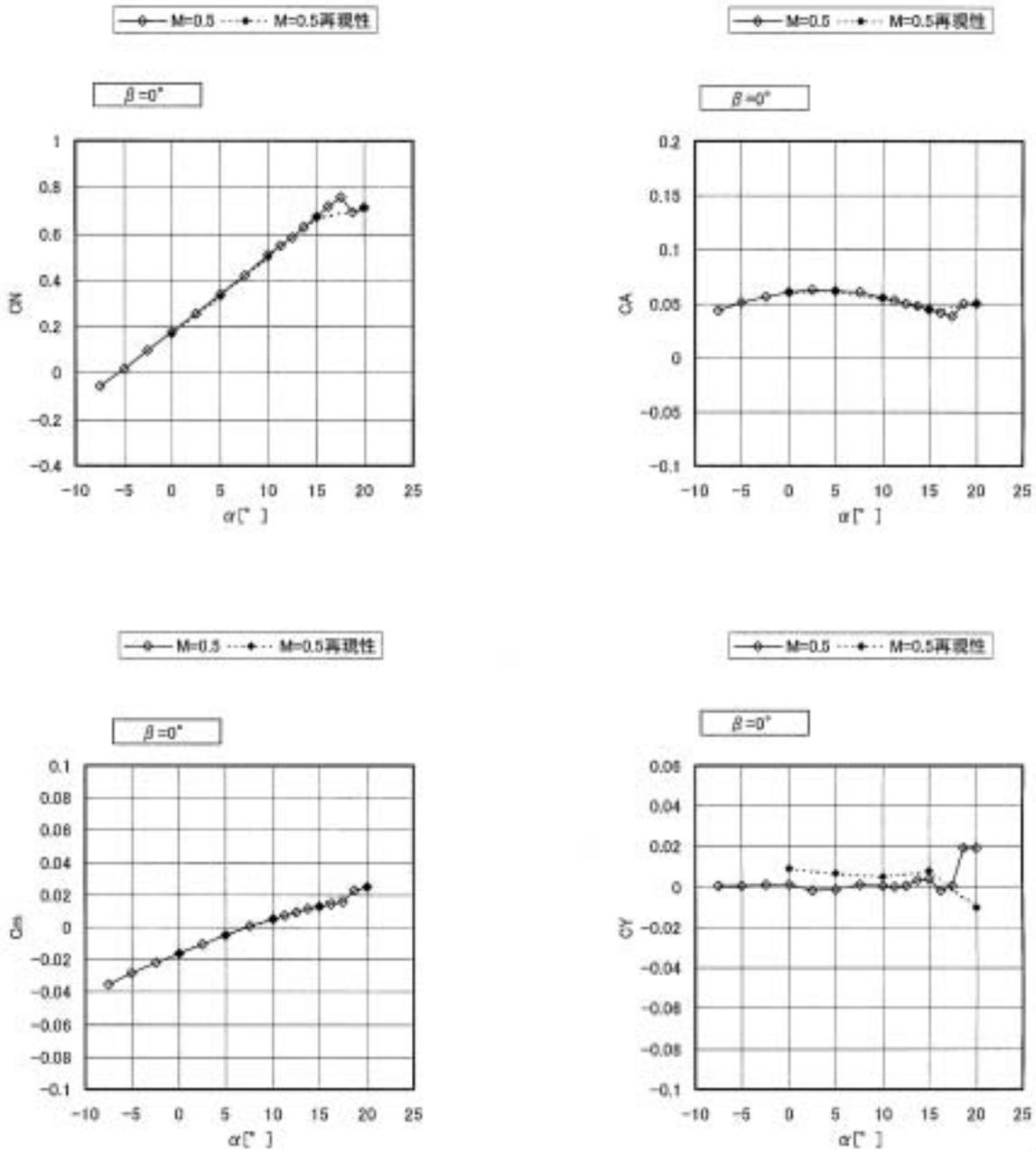


図30 (1/2) 同一ラン中の再現性 フィン後退角 $60^\circ$ +フィレット形状 M=0.5 力計測結果  $\beta = 0^\circ$

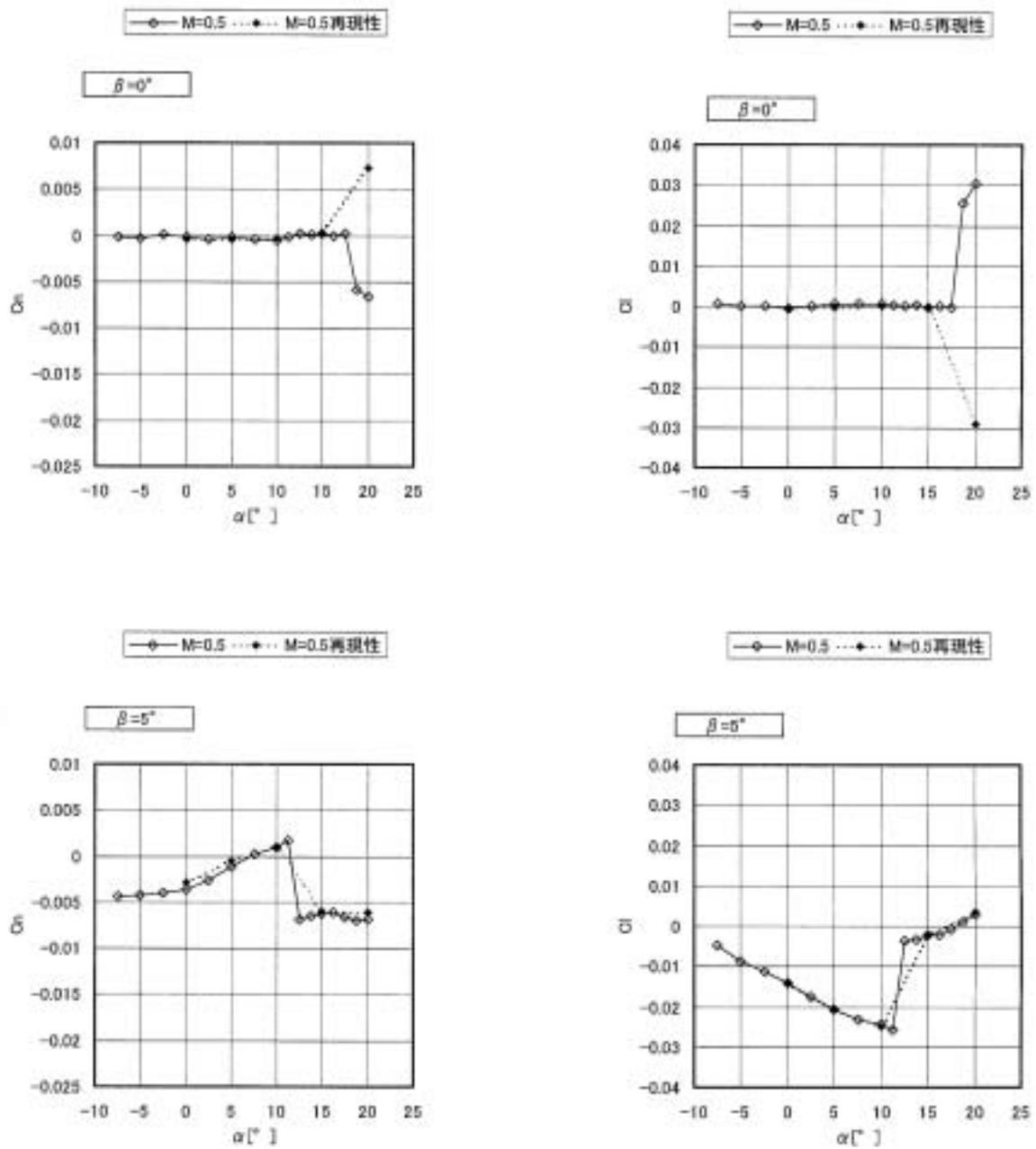


図30 (2/2) 同一ラン中の再現性 フィン後退角60°+フィレット形状 M=0.5 力計測結果  $\beta = 0, 5^\circ$

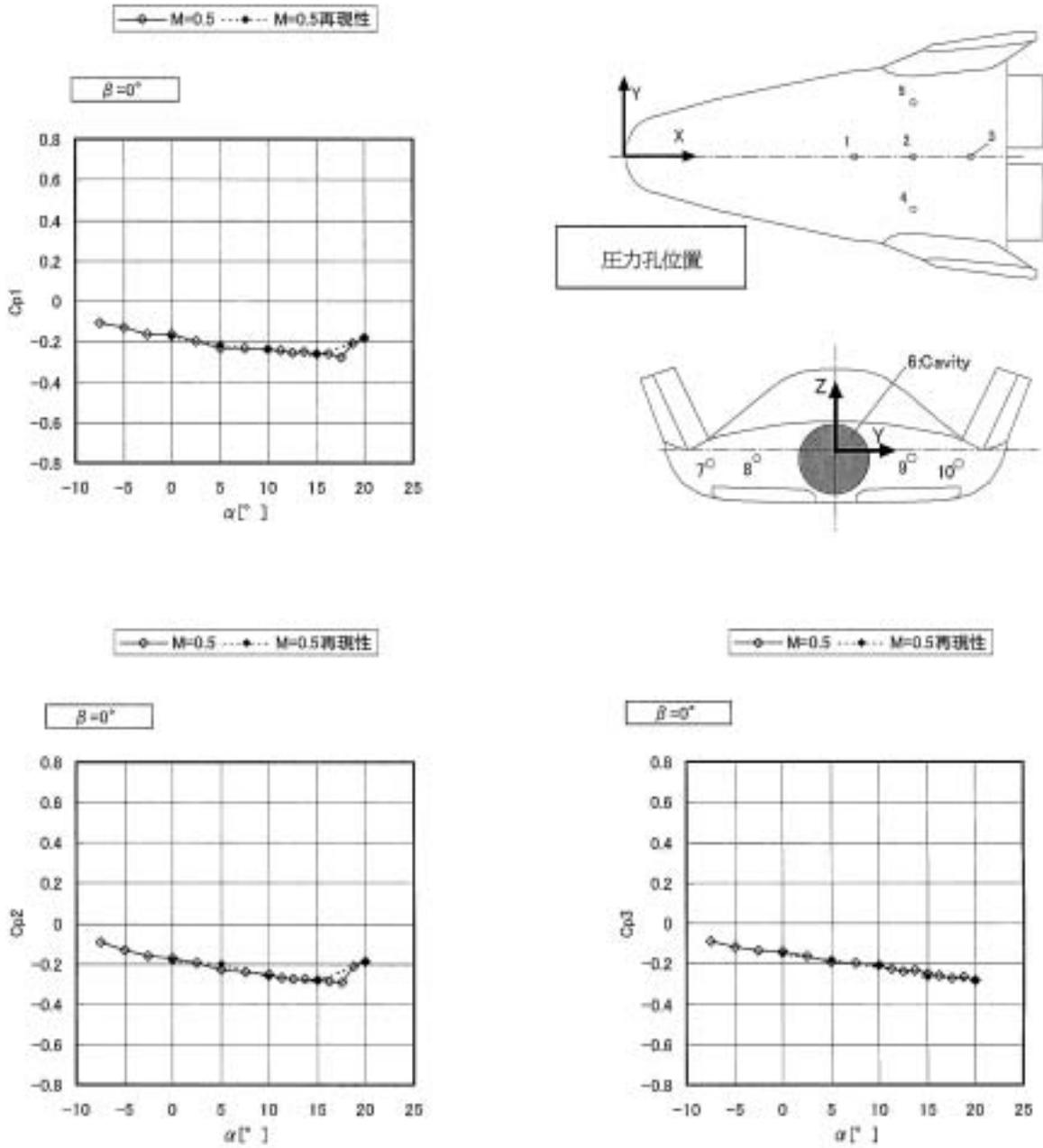


図31 (1/2) 同一ラン中の再現性 フィン後退角 $60^\circ$ +フィレット形状  $M = 0.5$  圧力計測結果  $\beta = 0^\circ$

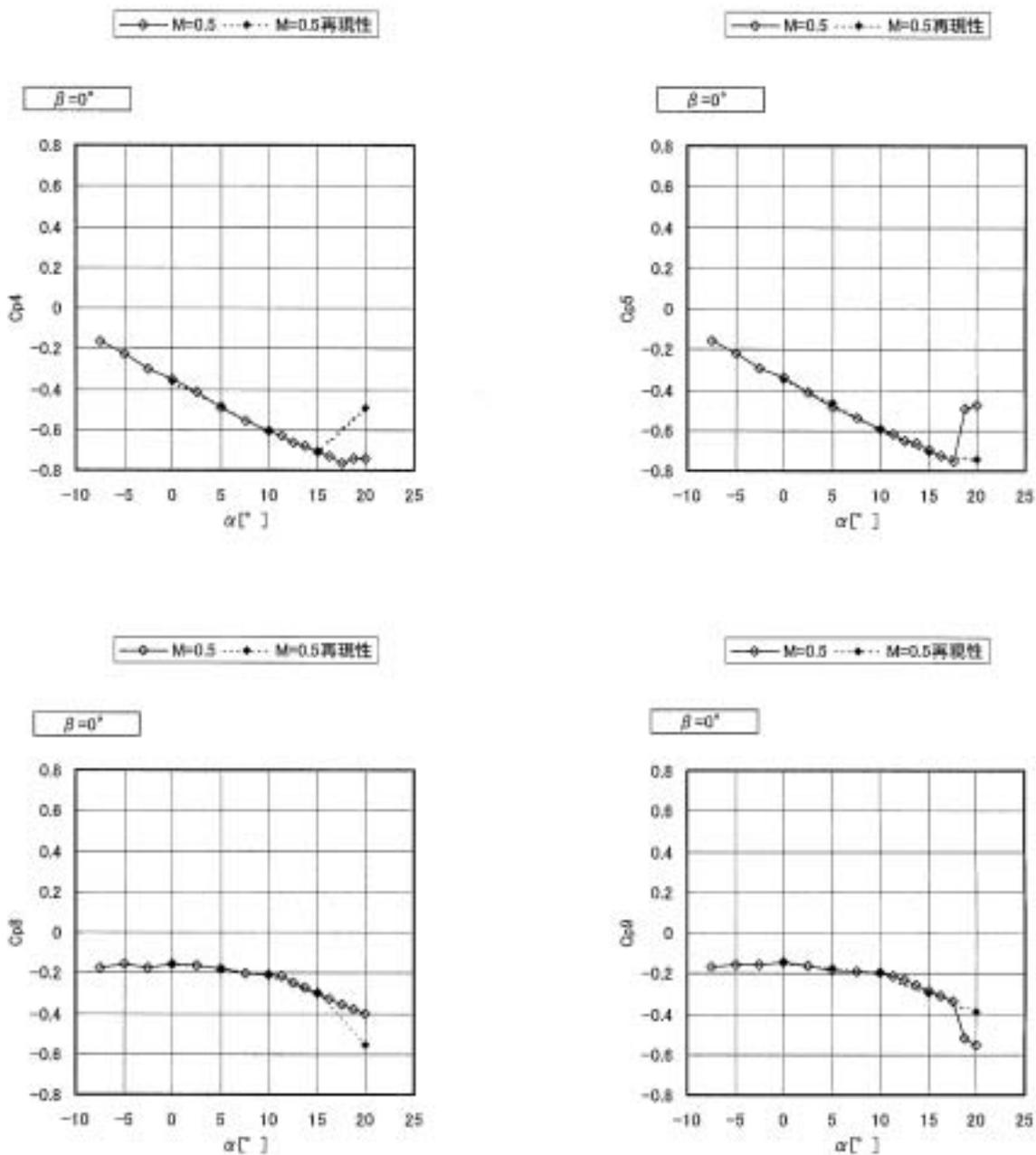


図31 (2/2) 同一ラン中の再現性 フィン後退角60°+フィレット形状 M=0.5 圧力計測結果 beta = 0°

\*)凡例中 注釈無し：FY14試験結果 基本形状

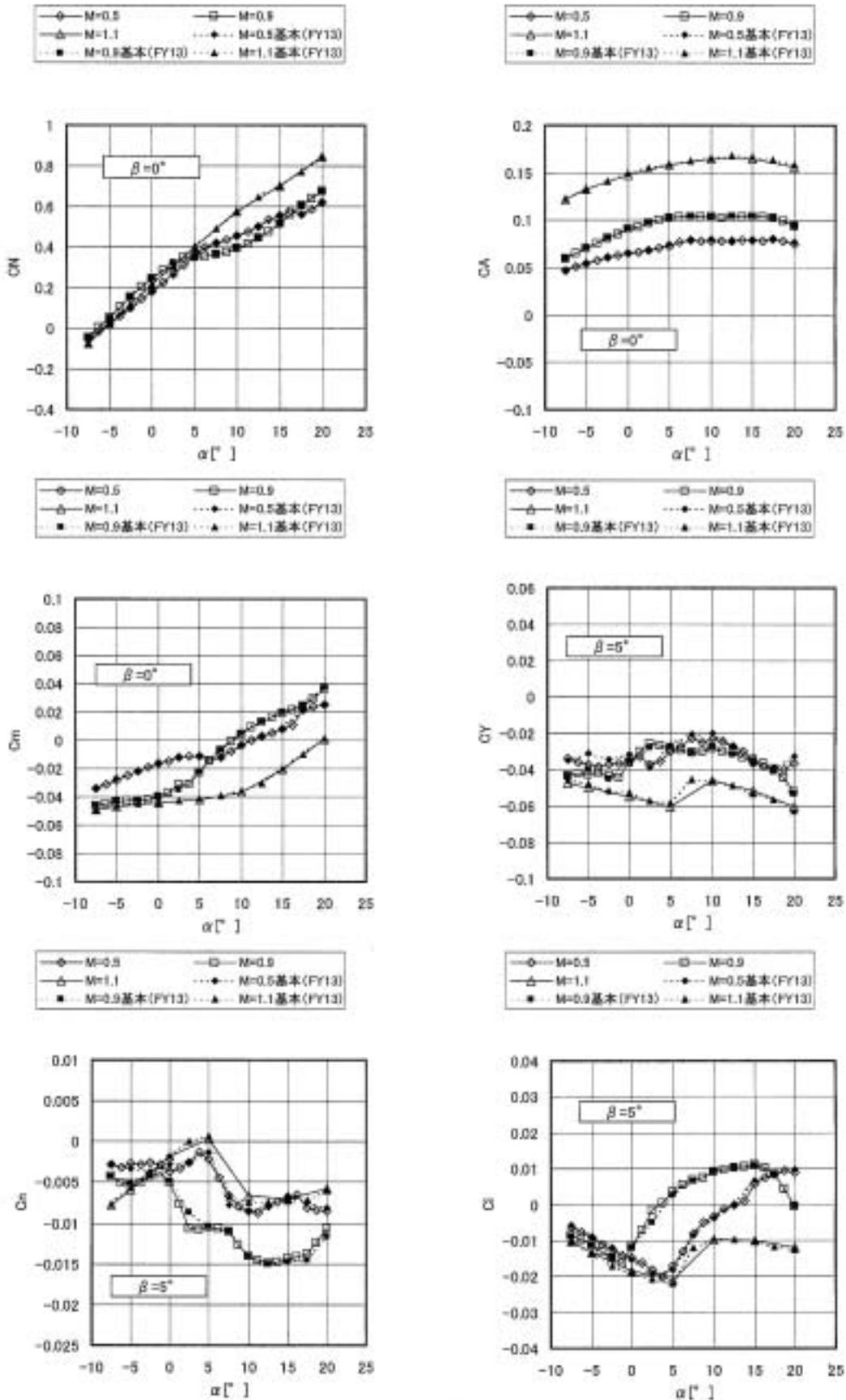


図32 風試シリーズ間 (FY13, 14) の再現性 基本形状 M=0.5, 0.9, 1.1 遷音速風試 力計測結果

\*凡例中 注釈無し：FY14風試結果 基本形状

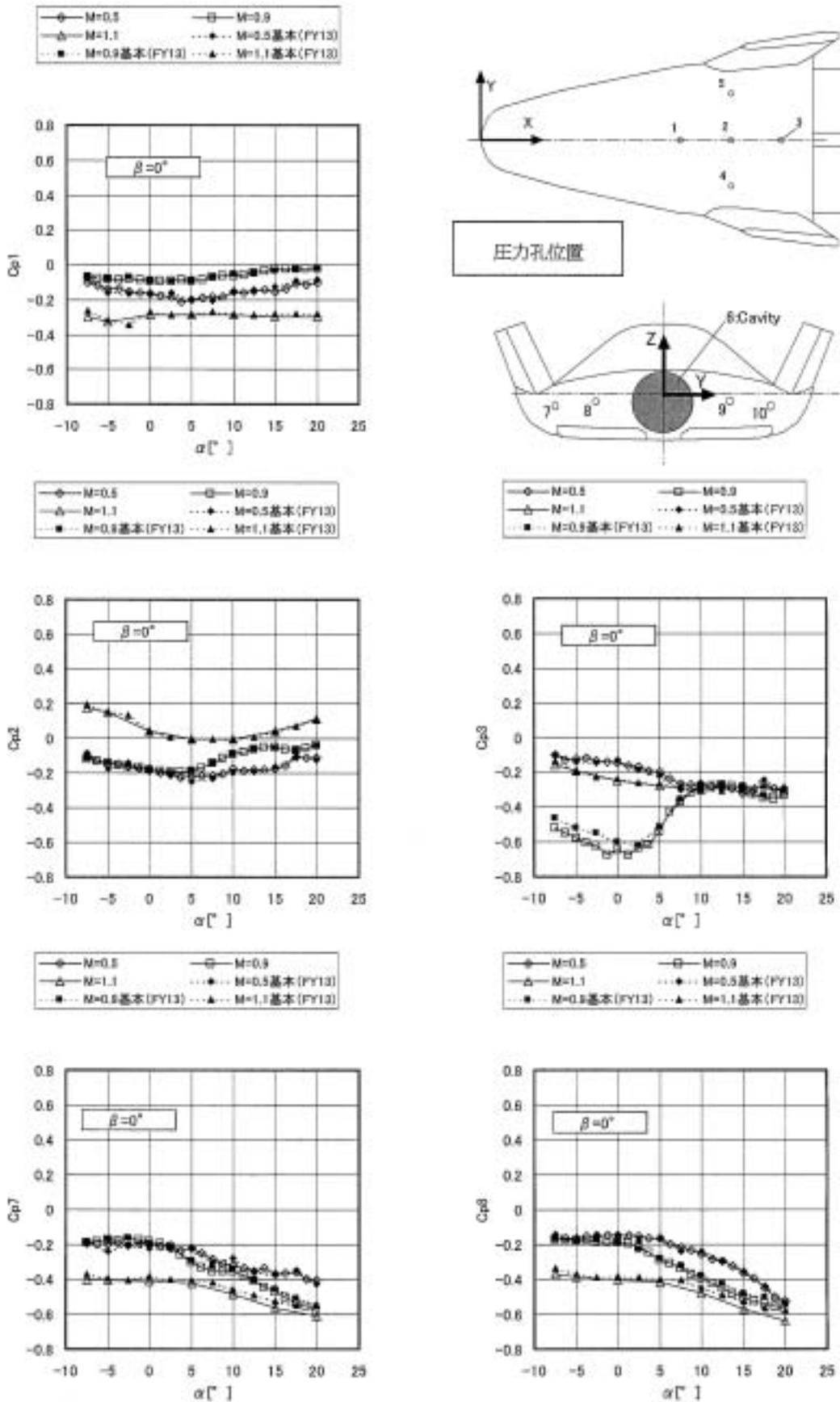


図33 風試シリーズ間 (FY13, 14) の再現性 基本形状 M=0.5, 0.9, 1.1 遷音速風試 圧力計測結果

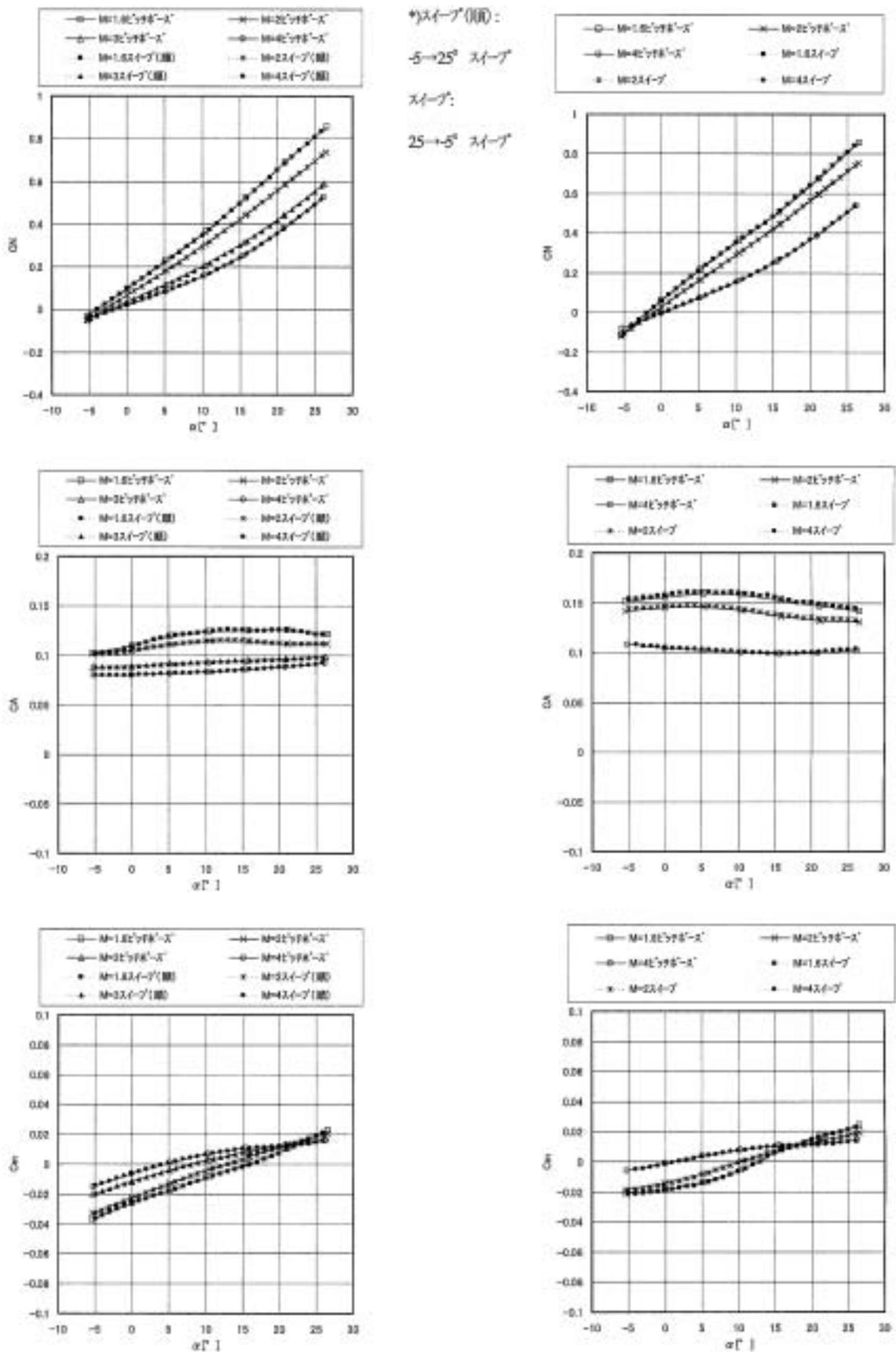
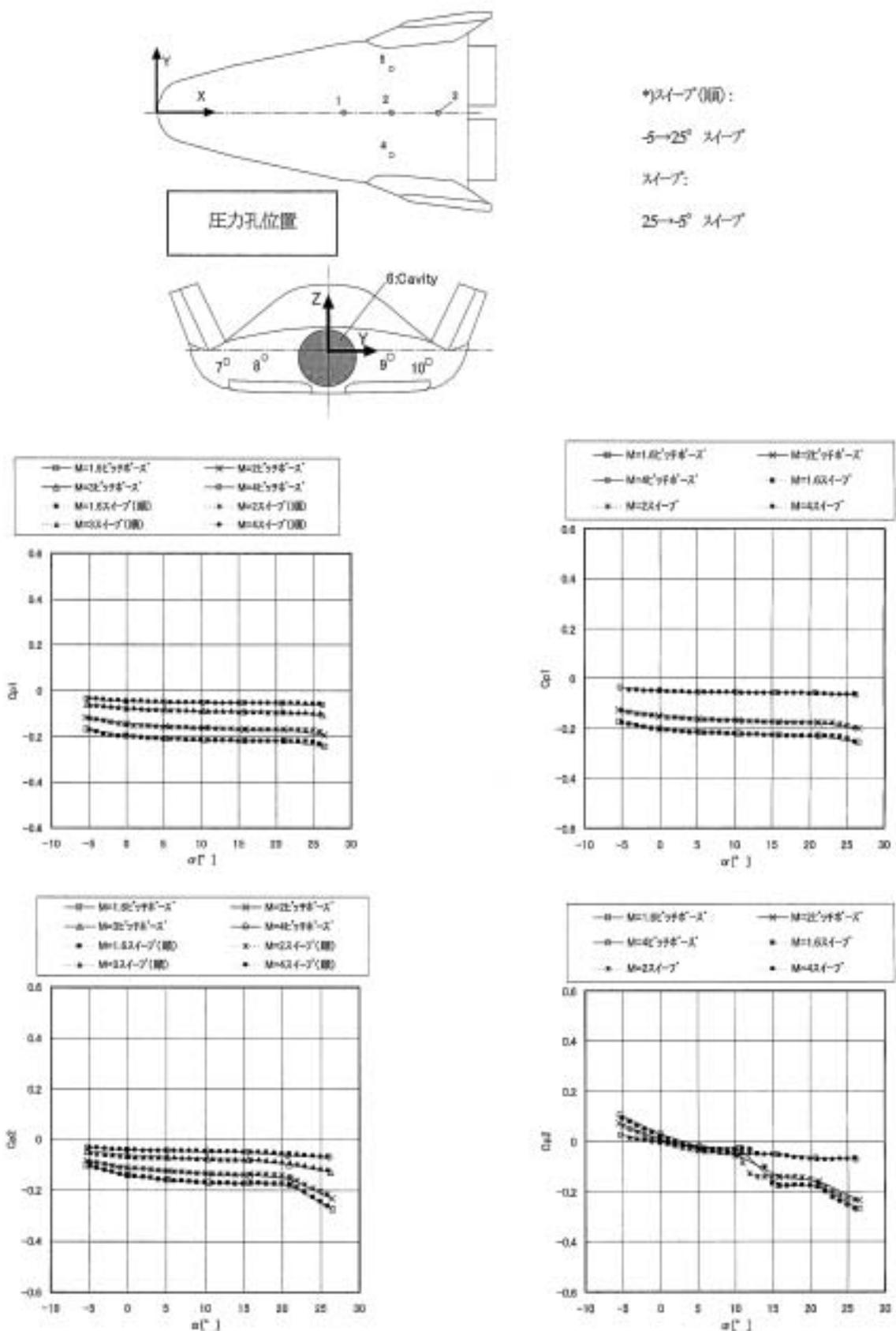


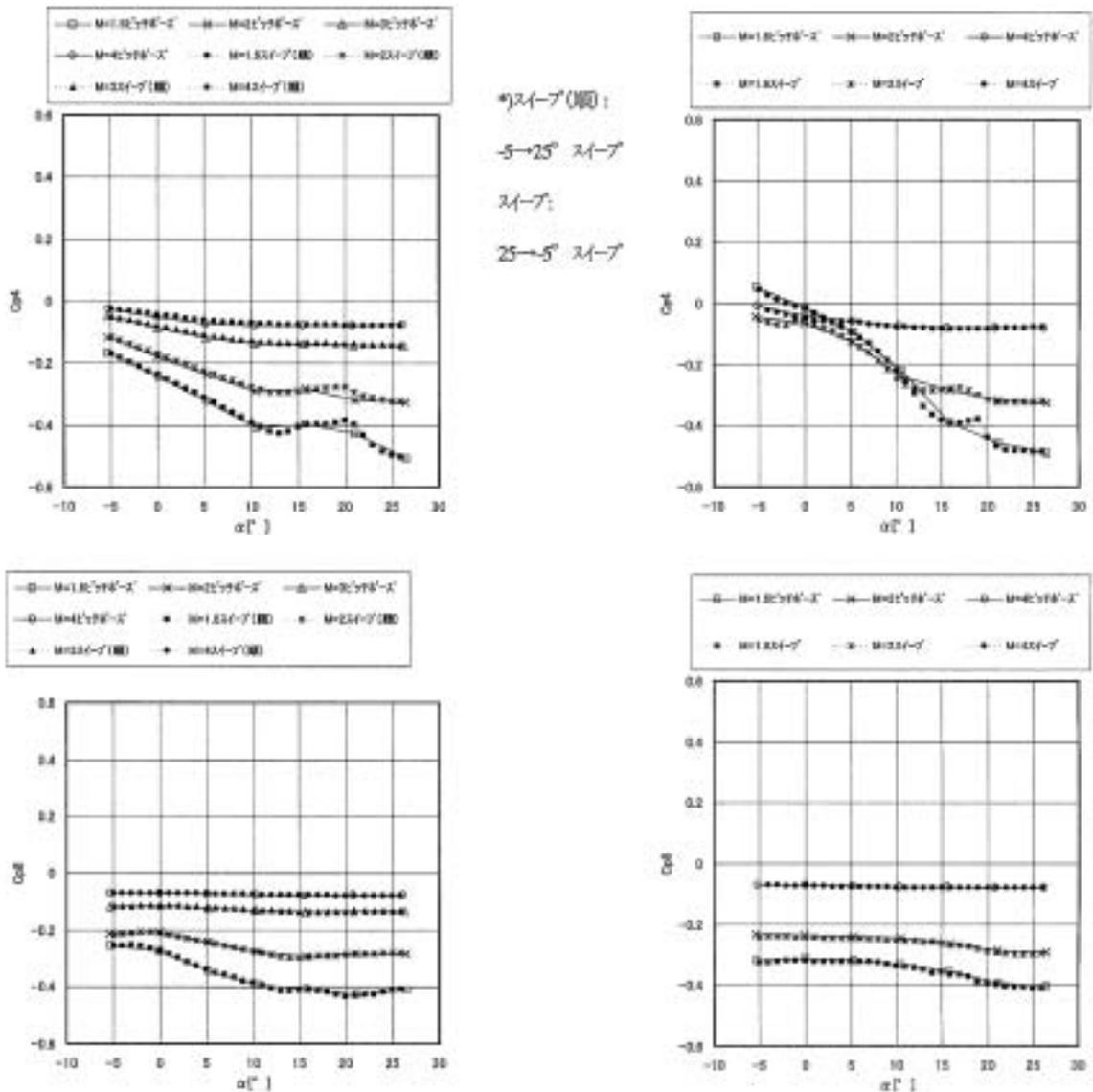
図34 ピッチ&ポーズ/スイープ比較(再現性)フィンオフ/胴体上面後縁切上スパン小 力計測結果 $\beta = 0^\circ$



(a) フィンオフ (FY13)

(b) 胴体上面後縁切上スパン小 (FY14)

図35 (1/2) ピッチ&ポーズ/スリーブ比較 (再現性) フィンオフ/胴体上面後縁切上スパン小 圧力計測結果 $\beta = 0^\circ$



(a) フィンオフ (FY13)

(b) 胴体上面後縁切上スパン小 (FY14)

図35 (2/2) ピッチ&ポーズ/スweep比較 (再現性) フィンオフ/胴体上面後縁切上スパン小 圧力計測結果  $\beta = 0^\circ$

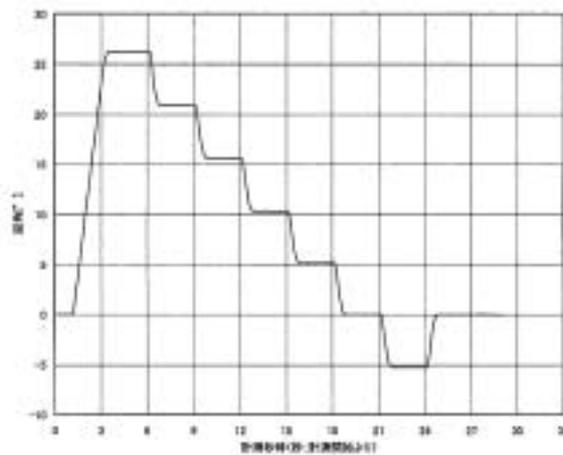


図36 計測秒時及び迎角

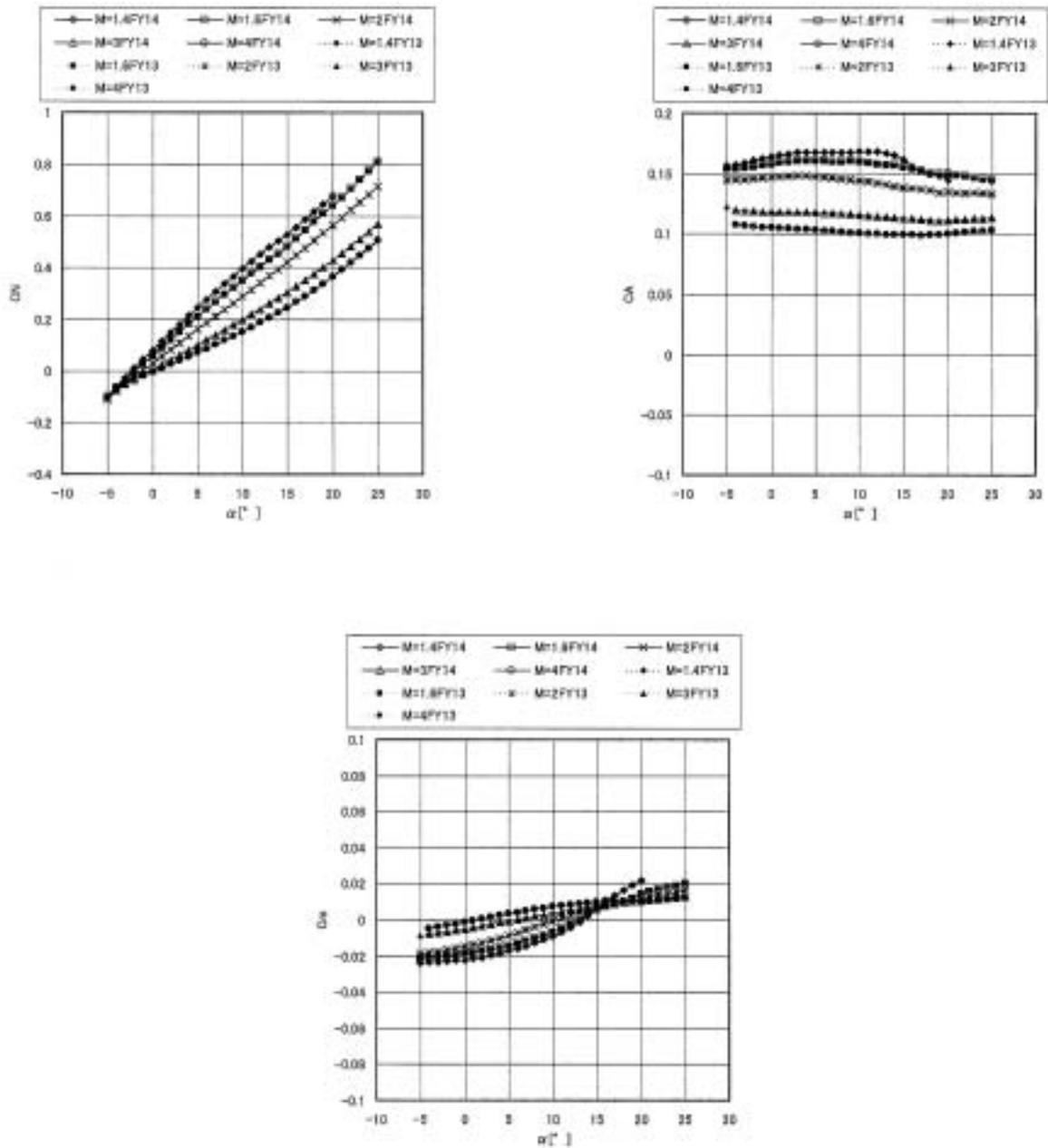


図37 風試シリーズ間 (FY13, 14) の再現性 胴体上面後縁切上スパン小形状 超音速風試 力計測結果  $\beta = 0^\circ$

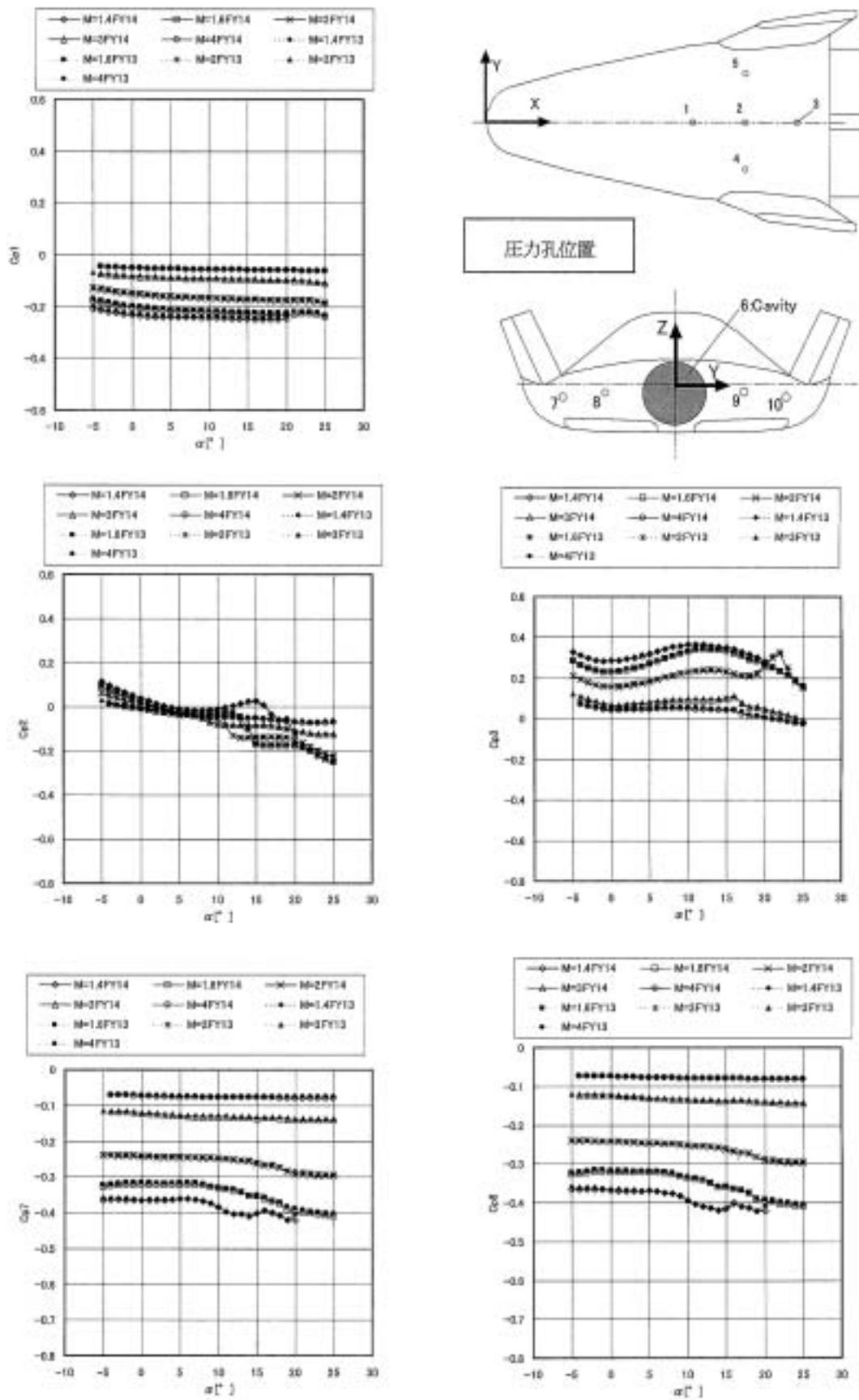


図38 風試シリーズ間 (FY13, 14) の再現性 胴体上面後縁切上スパン小形状 超音速風試 圧力計測結果  $\beta = 0^\circ$

#### 4.8.2 超音速風洞試験での再現性

超音速風試では、1) 同一風試中、2) FY13/14間の再現性を確認した。なお、超音速風試では主に $\alpha$ スイープでデータを取得したが、スイープによる計測の妥当性も確認するため再現性は $\alpha$ をピッチアンドポーズで取得した。以下にはそれぞれの結果を示す。

##### (1) ピッチアンドポーズ/スイープの比較

同一風試中のスイープの再現性としてピッチアンドポーズとスイープの比較について代表的な結果を図34(力計測)、図35(圧力計測)に示す。なお、ピッチアンドポーズの結果はポーズが終了する時点(通風開始から6, 9, 12, 15, 18, 21, 24秒時; 図36参照)のデータのみを示している。同図より力計測については概ね再現性は良好であることが分かる。圧力計測については、フィンオフ形状では $C_{p4}$ でバイアスが見られる一方、胴体上面後縁切上スパン小形状では良好に一致している。計測方法における両者の違いは、フィンオフ形状では低迎角( $-5^\circ$ )から高迎角( $25^\circ$ )へのスイープ(順スイープ)にて計測しているのに対し、胴体上面後縁切上スパン小形状では高迎角から低迎角へスイープ(逆スイープ)して計測していることにある。フィンオフ形状で差異が出ているのは胴体上面部であるが、これは順スイープの場合圧力は徐々に減少する方向になるが、逆スイープでは逆に加圧する方向になる。圧力孔から圧力センサーまでの配管内の圧力応答性は加圧方向の場合の方が応答性が良いため、逆スイープでは十分に応答したのに対し、順スイープでは一部で若干の遅れが出てしまい、ピッチアンドポーズの結果とずれが生じたものと考えられる。なお、FY13, FY14とも圧力応答の遅れを避けるためフィンオフ形状の一部を除き、 $\alpha$ スイープは逆スイープで計測を行っている。

##### (2) 風試シリーズ(FY13/14)間の再現性

FY13とFY14実施の風試間の再現性の代表的な結果を図37(力計測)、図38(圧力計測)に示す。同図からFY13とFY14風試結果間の再現性は良好であることが分かる。

### 5. 結果及び考察～極超音速風洞試験～

#### 5.1 基本形状及び再現性

極超音速風洞試験で取得した基本形状に対する力計測及び圧力計測結果をそれぞれ図39及び図40に示す。また図39にはNewtonian解析結果を併せて示す。なおスイープでの再現性は、気流総温が他条件に比べて高かったため、気流マッハ数が若干異なり( $M=9.62$ )厳密な意味での再現ではないが、その差異は小さく再現性の評価として有効と考えられるため同図で示した。

これらの図から再現性は概ね良好であることが分かる。ピッチアンドポーズとスイープの間でCAやCY、また圧力計測結果に若干の差異がみられるものの、その差異は天秤容量の0.3%/圧力センサーの計測誤差( $C_p$ 換算で0.013)以下であり、良好に再現していると言える。

また図39に示したNewtonian解析との比較では、CNは定量的に見て良好に一致しているが、CA, CY, CIについての迎角に対する変化は定性的に同様の傾向が見られるものの定量的一致は不十分である。Cmについては低迎角/高迎角以外では一致が悪く、またCnについては傾向が全く異なることが分かる。これは流れ場を定量的に十分正確に予測できないNewtonian解析の限界である。なお、風試結果では $C_m\alpha$ に特徴的な非線形な変化が見られるが、この原因の考察については5.6項に別途まとめる。

#### 5.2 フィン変更/追加形状

極超音速風試では以下のフィン変更/追加形状についてデータを取得した。

- (1) フィンキャント角 $45^\circ$ 形状
- (2) フィンオフ形状
- (3) フィン後退角 $60^\circ$ 形状(フレット有り/無し)
- (4) 翼型フィン形状
- (5) センターフィン形状

図41及び図42に上述の形状の比較結果を示す。なお、同図には比較のため基本形状の結果も併せて示す。以下にはそれぞれの形状の結果に対する考察をまとめる。

##### (1) フィンキャント角 $45^\circ$ 形状

フィンキャント角 $45^\circ$ は基本形状に比べて後胴部の平面型面積が増加した分CNは増加し、Cmはピッチダウンの傾向になっている。またトーイン角が付いているため機軸方向から見たフィンの投影面積が増加するため、CAが増加する傾向にあると考えられる。横方向特性については、 $C_{I\beta}$ はCNの増加に伴って安定側(負側ヘシフト)になると考えられ、実際風試結果もそうになっている。ただし $C_{Y\beta}$ 及び $C_{n\beta}$ についてはフィンの側面方向の平面形が減少するため $C_{Y\beta}$ は減少(正側ヘシフト)し、 $C_{n\beta}$ は不安定化(負側ヘシフト)すると考えられるが、特に高迎角側で風試結果は逆の傾向を示している。図43に基本形状及びフィンキャント角 $45^\circ$ 形状の風試結果とNewtonian解析結果との比較を示す。Newtonian解析結果が風試結果とは逆の傾向を示していることから、風試結果はフィン外舷面でのNewtonian解析的な圧力変化、すなわち、フィンが直接、極超音速の気流にさらされていて同部位の圧力への他部位からの影響が小さいような圧力変化、だけではないことが予想される。

従って衝撃波干渉等による圧力増加も考えられるが、CNでのNewtonian解析との比較を見ると(図43)良く一致していることから、フィンで大きな圧力上昇が生じたとは考えにくい。本現象のメカニズムを解明するにはCFDを実施し、流れ場の詳細な検討が必要である。

## (2) フィンオフ形状

フィンオフ形状はフィンキャント角 $45^\circ$ 形状とは逆に基本形状に比べて後胴部の平面面積/機軸方向の投影面積が減少するため、CN, CAが減少し、 $C_m$ はピッチアップになると考えられ、実際にその傾向が風試結果にも現れている。また横方向特性についても $C_{Y\beta}$ は減少(正側ヘシフト)、 $C_{n\beta}$ は不安定化(負側ヘシフト)、 $C_{l\beta}$ は不安定化(正側ヘシフト)になると考えられ、実際にその傾向が風試結果に現れている。

## (3) フィン後退角 $60^\circ$ 形状及び同フィレット付き形状

フィン後退角 $60^\circ$ 形状及び同フィレット付き形状について両者の差異は殆ど無い。両者と基本形状ではフィンの後退角が増加した分フィン自体の抵抗が減少しCAが低くなると考えられ、風試結果でもその傾向が現れている。また風試結果では $C_{n\beta}$ が基本形状に比べて不安定化(負側ヘシフト)している。これはCA同様に上流側のフィンの抵抗が減少したことによってその抵抗により生じていた安定化作用が減少したためと考えられる。

## (4) 翼型フィン

翼型フィンと基本形状では、フィン翼型化に伴いフィン前縁半径が減少したことによりフィン自体の抵抗が低迎角で僅かに減少し、フィン後退角 $60^\circ$ と同様の傾向が生じたと考えられる。また基本形状に比べて $C_{Y\beta}$ が減少(正側ヘシフト)、方向安定 $C_{n\beta}$ が悪化(負側ヘシフト)している。この傾向はフィン前縁後退角 $60^\circ$ 形状の結果と定性的に一致する。

## (5) センターフィン形状

センターフィン形状については基本形状と殆ど差異が見られないが、 $C_{n\beta}$ は低迎角で若干安定化している。

## (6) L/Dについて

図42には各形状のL/D及び基本形状からの差分

$\Delta L/D$ を示した。各形状とも大きな差異はないものの、L/Dが最大となる形状はフィンによる抵抗の無いフィンオフ形状であった。ただし飛行性能としてはCLまたはW/CLS及びその飛行経路を併せて考慮する必要がある。図42にはCLを横軸にした場合のL/Dも示した。CLが0.4以下で飛行可能の場合はフィンオフ形状が最もL/D

が大きい。CLが0.6以上である必要がある場合は、フィンキャント角 $45^\circ$ 形状が有利であることが分かる。現状 $\alpha = 40^\circ$ 程度で飛行する計画であることを考えると、フィンキャント角 $45^\circ$ 形状が有利であると考えられるが、より耐熱性の高い材料の選択することによってより低迎角での飛行も可能であり、またフィンキャント角 $45^\circ$ 形状にはノーズからのパウショックとフィン前縁との衝撃波干渉が生じて、熱的に厳しくなる問題がある可能性もあり、一概にL/Dの観点だけで最適な形状がどれかを決定できず、機体重量評価や飛行経路検討と併せて統合的に評価する必要がある。

## 5.3 胴体上面変更形状

極超音速風試では以下の胴体上面変更形状についてデータを取得した。

- (1) 胴体上面後縁切上スパン小形状
- (2) 胴体上面後縁切上スパン大形状
- (3) 胴体上面盛り上げ形状

図44に上述の形状の比較結果を示す。同図では、胴体上面の変更による空力特性への影響は小さく、低迎角側で若干の効きが見られるのみである。低迎角では基本的に胴体上面後縁切上スパン大、胴体上面盛り上げ、胴体上面後縁切上スパン小の順で基本形状との差が大きい。

## 5.4 操舵効果

極超音速風試では遷・超音速風試同様、基本的な空力舵面であるエレボン及びラダーに対する操舵効果のデータを、基本形状を中心に取得した。また同様にエレボンは対称操舵(エレベータ相当; 図3参照)及び非対称操舵(エルロン相当; 図3参照)についてのデータを取得した。代表的な結果を図45に示す。以下には各操舵形態についての考察をまとめる。

### (1) エレボン操舵角間の比較

エレベータ $\delta_e = 10^\circ$ 、エレベータ $\delta_e = 20^\circ$ 、エルロン $\delta_a = 10^\circ$ /エレベータ $\delta_e = 10^\circ$ 形態の縦特性を比較すると、以下の傾向があることが分かる。

- (a) 負迎角では操舵効果がほとんど見られない。これは操舵部が境界層内に深く埋もれてしまい有効な圧力変化がほとんど生じていないためと考えられる。
- (b) 上記三者の縦特性への操舵効果はエレベータ $20^\circ$ (両舷 $20^\circ$ 操舵)、エルロン $10^\circ$ /エレベータ $10^\circ$ (左舷のみ $20^\circ$ 操舵)、エレベータ $10^\circ$ (両舷 $10^\circ$ 操舵)の順に大きい。またエルロン $10^\circ$ /エレベータ $10^\circ$ 操舵はエレベータ $20^\circ$ 操舵の半分程度の効きになっており、エレベータ $10^\circ$ 操舵はそれに比べてさらに小さい。

なお、ノーズからのパウショックとエレボンからの衝

撃波とによる衝撃波干渉による圧力上昇は、図46に示すシュリーレン写真からは生じているように見られるものの、衝撃波干渉が操舵効果増にはほとんど寄与していないと考えられる。

図45中の $\Delta C_N$ 及び $\Delta C_m$ には、宇宙往還技術試験機HOPE-Xのボディフラップ<sup>20(7)</sup>、HYFLEXエレベータ<sup>20(8)</sup>操舵効果を、面積比などを考慮し、基本形状の舵効き相当に補正したものと併せて示した。

これらの比較から、まずHOPE-XやHYFLEXでは $\alpha = 42^\circ$ 程度で衝撃波干渉によると考えられる操舵効果の急激な上昇が見られるが、図46からはエレボンにショックが衝突しているように見られるものの、本風試の操舵効果には特に同等の傾向が見られない。従って衝撃波干渉による機体への影響は小さかったことが分かる。

## (2) ラダー操舵について

ラダー操舵効果は、 $\alpha = 15^\circ$ より高迎角で操舵効果が増加し、 $\alpha = 45^\circ$ まで操舵効果が減少することがない。 $C_N$ はラダー操舵をしない場合の $\beta = 6^\circ$ 程度での $C_N$ に相当する。これはフィンが外側に $20^\circ$ キャントしてラダー舵面が気流に十分さらされているためと考えられる。またキャント角の効果により、ラダー操舵に伴い $C_N$ だけでなく $C_l$ も $C_N$ の40%程度生じている。

## 5.5 Re数変更効果

極超音速風試では基本的に $Re = 1.1 \times 10^6$  ( $P_0 = 4\text{MPa}$ )でデータを取得したが、Re数変更効果を見るために、基本形状やエレベータ<sup>20</sup>操舵形態についてRe数を $0.34 \times 10^6$  ( $P_0 = 1\text{MPa}$ )及び $1.6 \times 10^6$  ( $P_0 = 6\text{MPa}$ )に変更した場合のデータも取得した。代表的な結果を図47に示す。同図より基本形状(操舵角 $0^\circ$ )の $C_A$ がRe数の低下にともない増加していることが分かる。これはRe数の低下/増加に伴い粘性力の増加/減少することによる。 $C_N$ はわずかに大きくなっているが、これはRe数の低下により境界層の排除厚さが増加することによって胴体下面の有効迎角が増加するためであると考えられる。また $C_m$ には殆どその影響が出ていないことが分かる。

エレベータ操舵効果についてはRe数の低下にともなって、効きが減少していることが分かる。これは境界層厚の増加による舵面の有効面積の減少や剥離領域の拡大などによる。またRe数を増加させた場合はRe数の変化量が小さいため操舵効果にも差異が生じなかったと考えられる。

## 5.6 迎角変化に伴う下面衝撃波形状の変化と $C_m$ 特性との関連

5.1項でも述べたように、本風試で取得した $C_m$ 特性には $\alpha = 15^\circ$ から $22^\circ$ 程度の範囲で頭下げの傾向が見られ

る。またシュリーレンで観測した迎角変化に伴う衝撃波形状も特徴的な変化を示した。この $C_m$ 特性とシュリーレン写真の比較を図48に示す。

同図中にはフィンオフ形状やフィンキャント角 $45^\circ$ 形状も示した。これらの形状も同様の傾向を示すことや $\alpha > 15^\circ$ の現象であることから、この $C_m$ 特性の傾向は胴体下面での現象が支配的であると考えられる。また $\alpha = 25^\circ$ 程度以上の下面の衝撃波はその形状が $\alpha = 15^\circ$ 以下と違い変曲点が存在し、ノーズ近傍で前胴部下面との距離が、迎角の変化を考慮しても、大きく縮小していると考えられる。これはノーズ付近の流れ場の傾向が $\alpha = 15 \sim 25^\circ$ 程度の範囲で大きく変化したためと考えられる。原因の一つとしてノーズ近傍の機体表面曲率の急激な変化による同部位での過膨張(局所的な圧力低下)が考えられるが、詳細な検討にはCFDなどによる流れ場解析が必要である。

## 6. 結果及び考察～マッハ数効果及び風洞間のデータのつながりについて～

前項で示した各風試結果を、基本形状のマッハ数変化で整理した結果を図49に示す。同図より $M = 1.4$ での遷音速風試/超音速風試のつながりや超音速風試の $M = 4.0$ から極超音速風試の $M = 10$ 程度までの傾向を見ると、縦特性については風洞間のつながりは概ね良好であることが分かる。横方向特性については基本形状の非線形性が強いこともあり、 $M = 1.4$ でのつながりは $\alpha = 10^\circ$ でその差異が他迎角に比べて大きい。図50にはフィンオフ形状についてマッハ数毎に整理した結果を示すが、フィンオフ形状には横方向の非線形性がない分、風洞間のつながりは基本形状にくらべて良好であることが分かる。

基本形状とフィンオフ形状の空力特性のマッハ数方向の変化の傾向を見ると、胴体上面後部の剥離に伴う複雑な流れの存在する基本形状の方が、縦/横方向特性ともに遷音速域で空力特性の変化が激しいことが分かる。また基本形状で迎角毎にマッハ数依存性の傾向が異なっていることが分かる。

## 7. まとめ

リフティングボディ型再突入機の空力特性を取得し形状設計のためのデータや経験を蓄積するために、亜音速から極超音速の範囲について風洞試験を、NALの $2\text{m} \times 2\text{m}$ 遷音速風洞、 $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞及び $1.27\text{m}$ 極超音速風洞で実施した。風洞試験は基本形状の他、形状変更効果を見るために各種変更形状についてデータを取得した。またエレボンやラダーなどの操舵面の効果を見るため、それぞれの操舵形態についてもデータを取得した。

- (1) 遷/超音速風洞試験結果を以下にまとめる。
- (a) 基本形状の遷音速域空力特性は、フィン取り付けによる胴体上面の早期剥離の影響で、低迎角から非線形な傾向があることが分かった。またフィンの前縁後退角を増加させるとその傾向が緩和される（より高迎角で非線形性が現れる）ことが分かった。
- (b) 基本形状については風試前の事前検討において遷音速域での風圧中心の後方移動がトリム上問題となっており、その対策として胴体上面の後縁部を胴上ボディフラップまたはスピードブレーキを操舵した状態の様に切り上げる（上方に傾斜させる）形状が有効であると考えられたため、風試でその空力特性データを取得した。切り上げスパン幅が小さい胴体上面後縁切上スパン小形状について当初から予想された遷音速域での風圧中心の後方移動の抑制効果に加え、基本形状の非線形性による横方向特性の不安定化なども改善する効果があることが分かった。さらに切り上げスパン幅を左右フィン間全体に広げた胴体上面後縁切上スパン大形状についてもデータを取得し、同形状の風圧中心位置は遷音速以下で大幅に前方移動し、縦トリム能力の面で問題があることが分かった。また胴体上面後縁切上形状（スパン小&大）に比べ構造的に有利な胴体盛り上げ形状についてもデータを取得したところ、 $C_m$ については胴体上面後縁切上形状スパン小形状と同等であった。
- (c) 縦静安定性の向上を狙ったフィンキャント角 $45^\circ$ 形状については風圧中心も併せて後方移動してしまい重心位置を後方移動させる必要があるため、結果的に縦静安定性への効果は小さいことが分かった。胴体後方の中央に垂直尾翼またはセンターフィンを取り付けた形状については基本形状の遷音速域での $C_n\beta$ の不安定化を大きく改善する効果があったものの、他特性へ効果は小さかった。
- (d) 本風試では、基本的な空力舵面であるエレボン及びラダーについての操舵効果データを、基本形状と胴体上面後縁切上スパン小形状について取得した。遷音速域でのエレボン非対称操舵（エルロン操舵相当）において基本形状では非線形性が見られたが、胴体上面後縁切上スパン小形状については大幅に緩和されていた。
- (e) ラフネス付きの試験の結果では、 $M=1.1$ の低迎角を除きその効果は殆ど見られず、ラフネスなしでもほぼ全域で境界層が乱流に遷移していることが分かった。
- (f) 再現性についてはラン中および風試シリーズ間について評価した結果、どのケースについても概ね良好であった。また圧力応答性が悪いと考えられていた

超音速風試でのスweepによる圧力計測もピッチアンドポーズと比較し概ね良好に一致した。

- (2) 極超音速風洞試験結果を以下にまとめる。
- (a) フィンオフを含む全ての形状で $\alpha=15^\circ\sim 22^\circ$ 程度の範囲で $C_m\alpha < 0$ となる傾向が見られた（それ以外の迎角範囲では $C_m\alpha > 0$ ）。
- (b) フィンキャント角 $45^\circ$ 形状では $C_n\beta$ が高迎角で安定化（正側へシフト）する傾向が見られた。
- (c) 胴体上面の形状変更についてはほとんど空力特性への効果が見られなかった。
- (d) 操舵効果については、本機体のエレボン左右対称操舵（エレベータ操舵）効果を、HYFLEXのエレベータ操舵効果及びHOPE-Xのボディフラップ操舵効果と比較し、HOPE-Xのボディフラップ操舵効果と同等の効果があることが分かった。
- (e)  $Re$ 数の低下によりCAが増加する傾向や、操舵効果が減少する傾向があることが確認された。

- (3) 各風試で取得したデータをマッハ数について整理することにより風洞間のつながりを確認した。縦特性については概ね良好であったが、横方向特性について基本形状では $M=1.4$ 、 $\alpha=10^\circ$ において遷音速風試/超音速風試間での若干の差異が見られた。

今回の風試により取得したリフティングボディ型再突入機形状に対する風試結果を基に、今後はCFD解析結果を検証すると共にCFDによる流れ場の詳細な分析により現象の流れ理解をより一層深め、リフティングボディ形状の空力設計技術の向上を図る予定である。

## 8. 謝辞

本風洞試験の実施にあたり、風洞技術開発センターの遷音速風洞グループ、超音速風洞グループ及び極超音速風洞グループには大変お世話になりました。また著者以外の宇宙輸送システムプロジェクトセンターフライト実証技術グループ員及び宇宙開発事業団の辻本副主任開発部員にも試験にご協力頂きました。ここに改めて感謝の意を表します。

## 参考文献

- (1) Akimoto, T., Ito, T., Yamamoto, M., Bando, T., and Inoue Y., "Orbital Re-entry Experiment (OREX)-First Step of Space Return Flight Demonstrations in Japan," IAF-94-V.2.525, Oct. 1994.
- (2) Shirouzu, M., and Yamamoto, M., "Overview of

- the HYFLEX Project,” AIAA Paper 96-4524, November 1996.
- (3) Nakayasu, H., and Nagayasu, M., “On the Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX),” NAL SP-39T, 1998.
- (4) Miyazawa, Y., Yanagihara, M., Sarae, W., Akimoto, T., Cretenet, J. C., and Bonnal C., “HOPE-X High Speed Flight Demonstrator research program,” 22nd ISTS Paper 2000-g-19, May-June 2000.
- (5) Fujii, K., Tsuchiya, T., Kai, T., Ito, T., Watanabe, S., Nakamura, T., Ishimoto, S., Kawato, H., Nishiwaki, K., and Shirouzu, M., “Concepts of Reentry Technology Experimental Vehicles,” AIAA Paper 2002-5264, September-October 2002.
- (6) Ware, G. M. and Cruz, C. I., “Aerodynamic Characteristics of the HL-20,” J. Spacecraft and Rockets, Vol. 30, No. 5, pp. 529-536, September-October 1993.
- (7) Tsujimoto, T., Sakamoto, Y., Akimoto, T., Kouchiyama, J., Ishimoto, S., and Aoki, T., “Aerodynamic characteristic of HOPE-X configuration with twin vertical tails,” AIAA Paper 2001-1827, April 2001.
- (8) Braslow, A. L., and Knox, E. C., “Simplified Method for Determination of Critical Height of Distributed Roughness Particles for Boundary-Layer Transition,” NACA TN 4363, September 1958.
- (9) HYFLEX空力特性研究チーム：極超音速飛行実験機（HYFLEX）の空力特性，航技研報告 TR-1334, 1997年12月

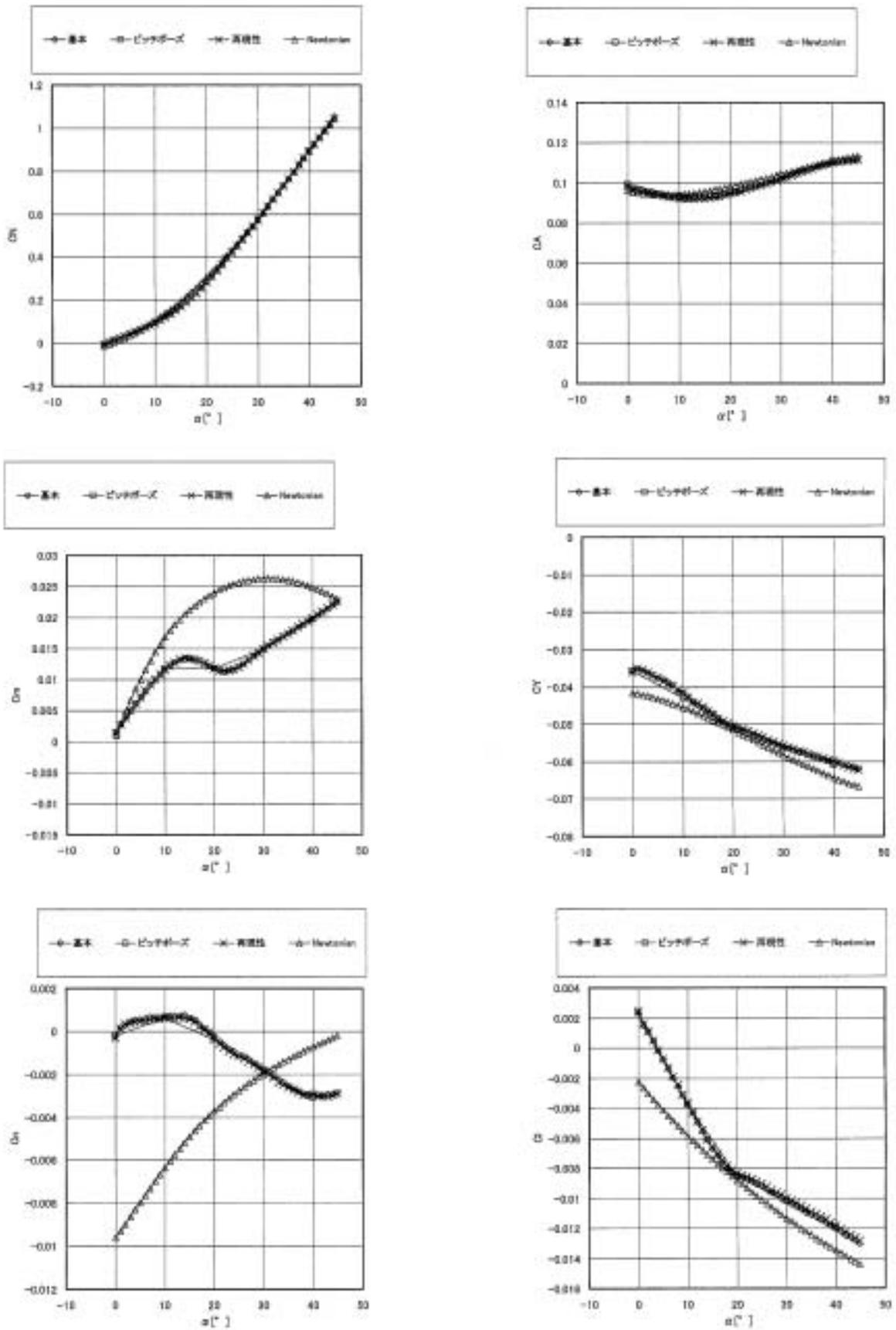


図39 基本形状 6分力特性 再現性(含ピッチ&ロール)/Newtonianとの比較 極超音速風試  $\beta = 5^\circ$

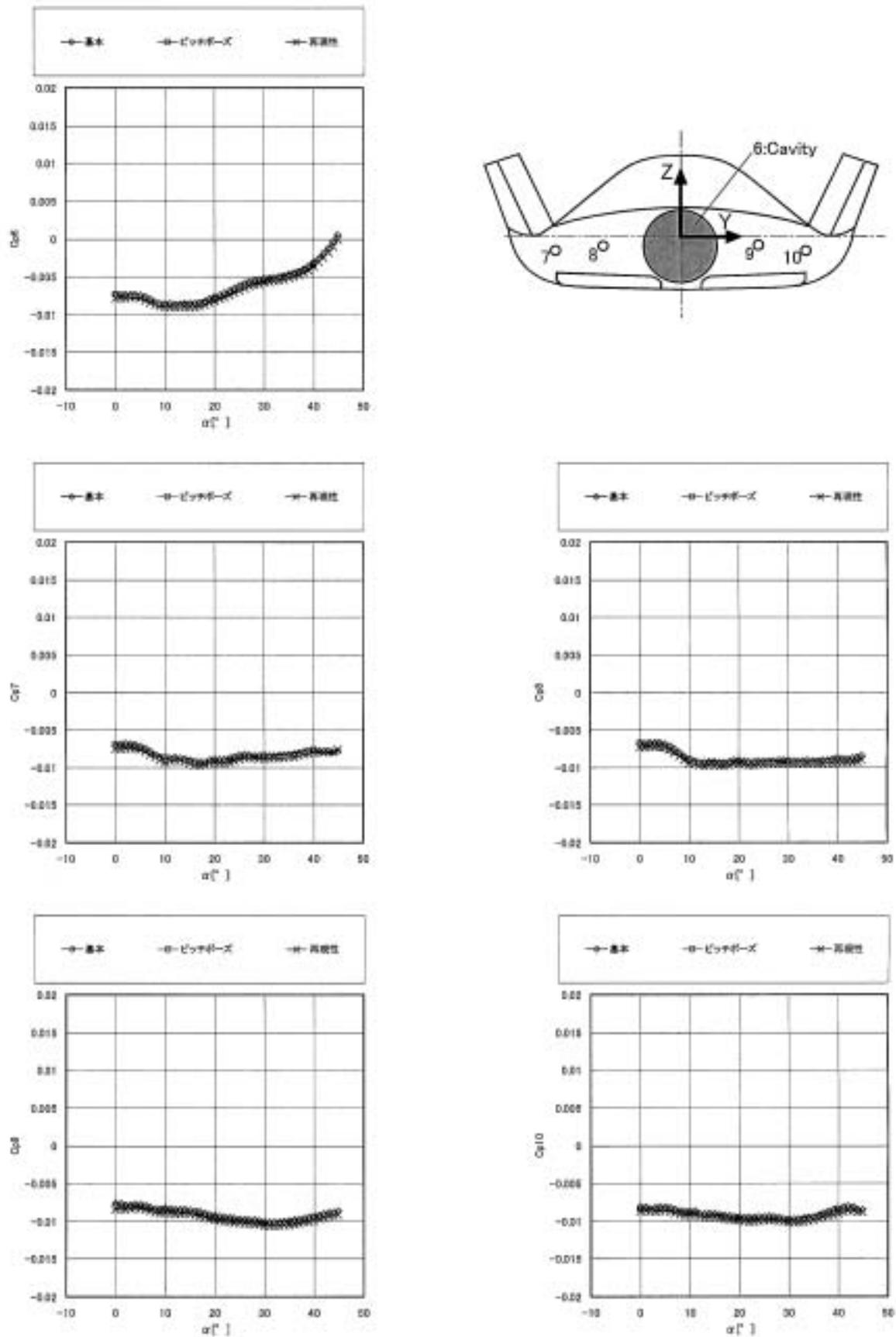


図40 基本形状 ベース圧特性及び再現性(含ピッチ&ポーズ)極超音速風試  $\beta = 5^\circ$

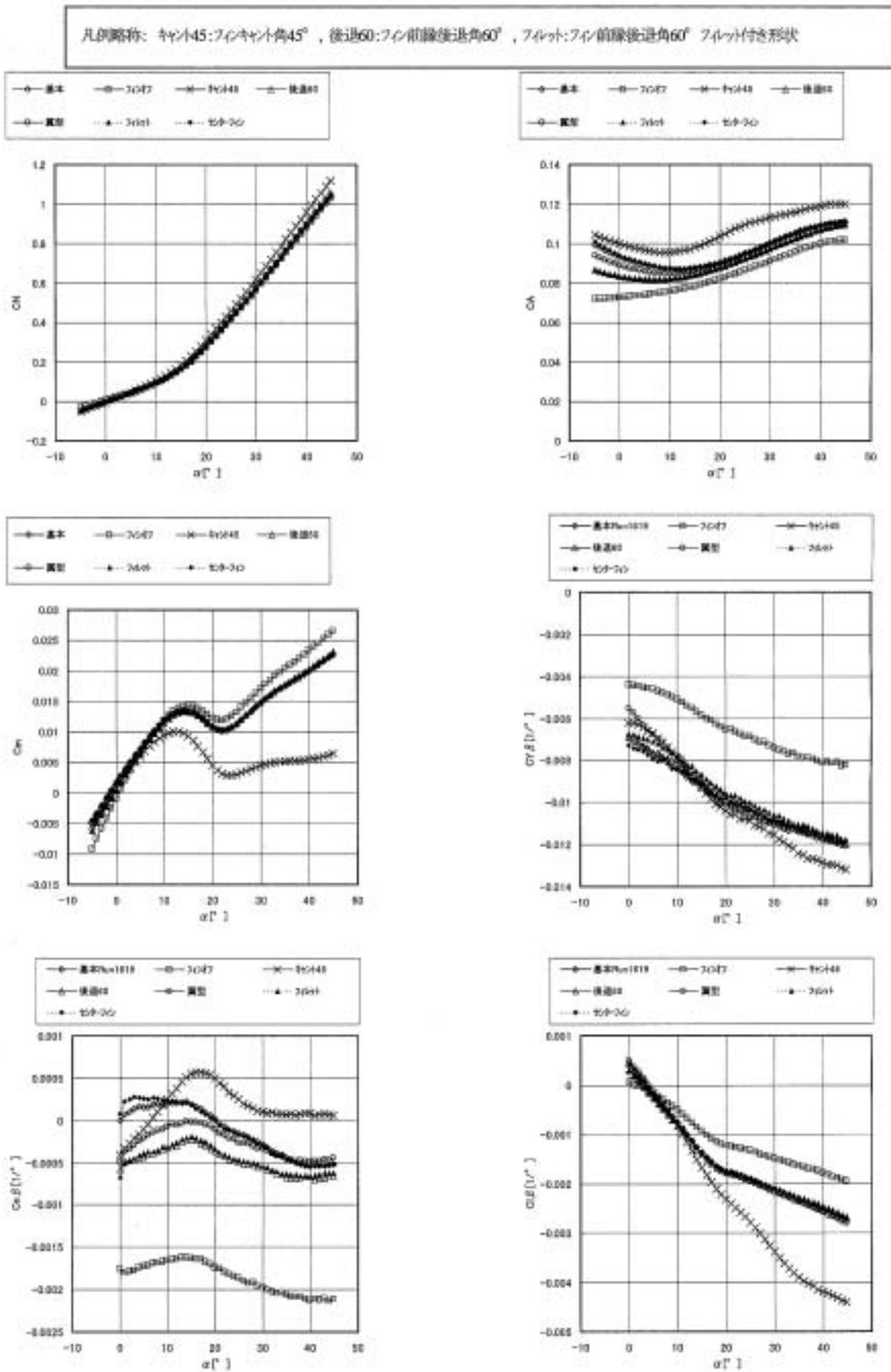


図41 フィン変更/追加効果 6分力特性 極超音速風試

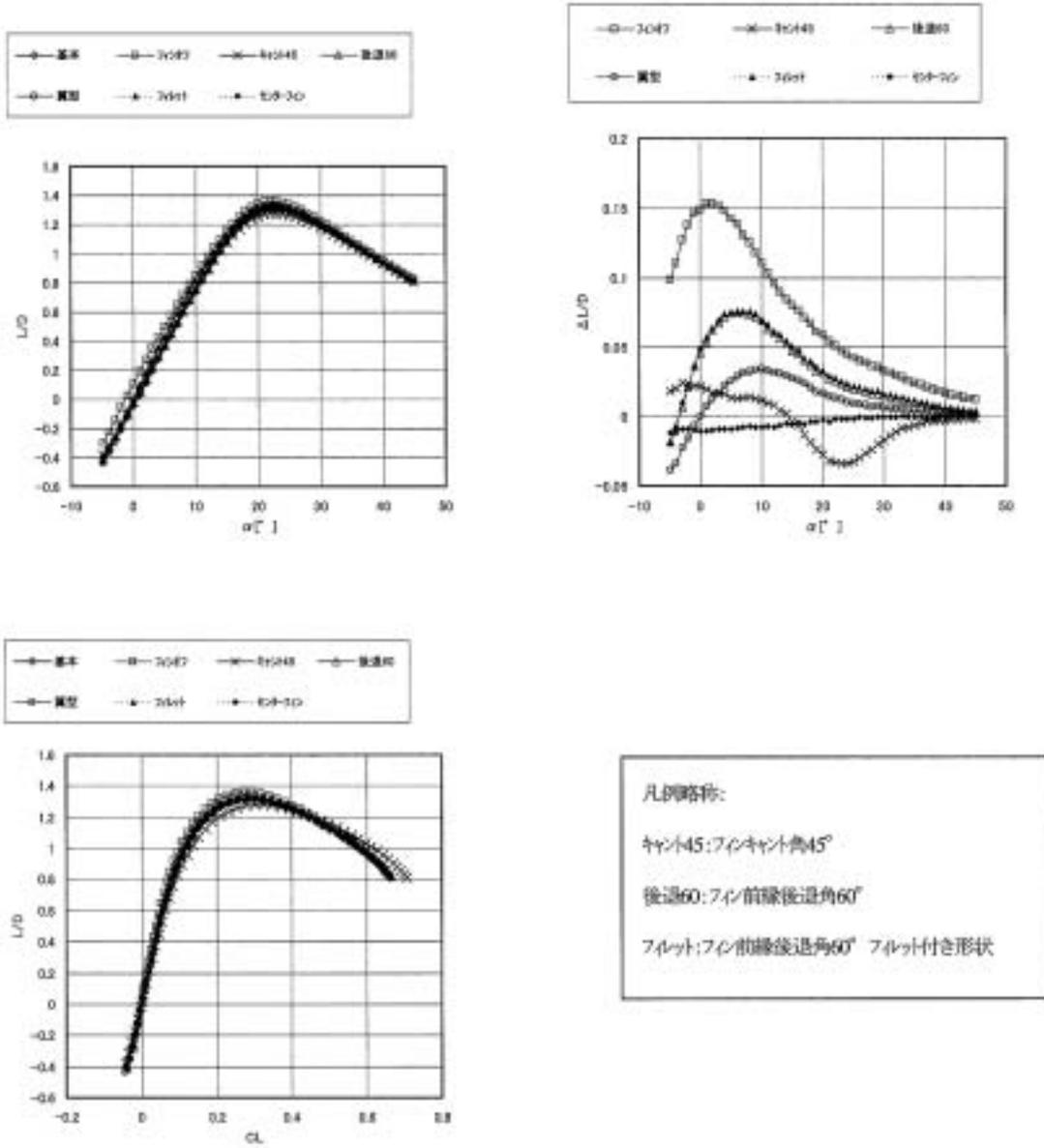


図42 フィン変更 / 追加効果及び形状変更効果  $L/D, \Delta L/D \sim \alpha, L/D \sim CL$  極超音速風試

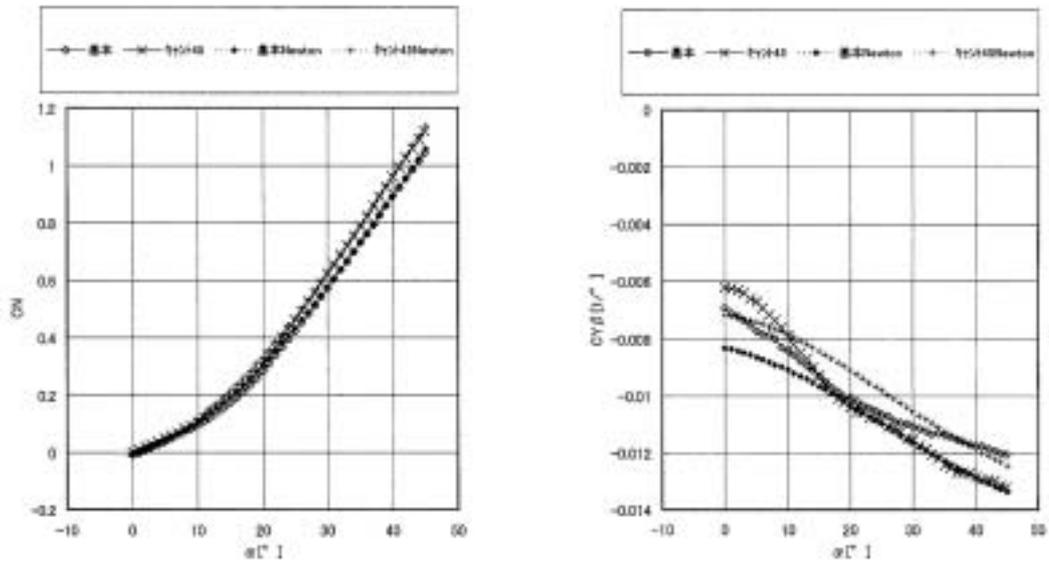


図43 フィンキャント角45 形状Newtonianとの比較 極超音速風試

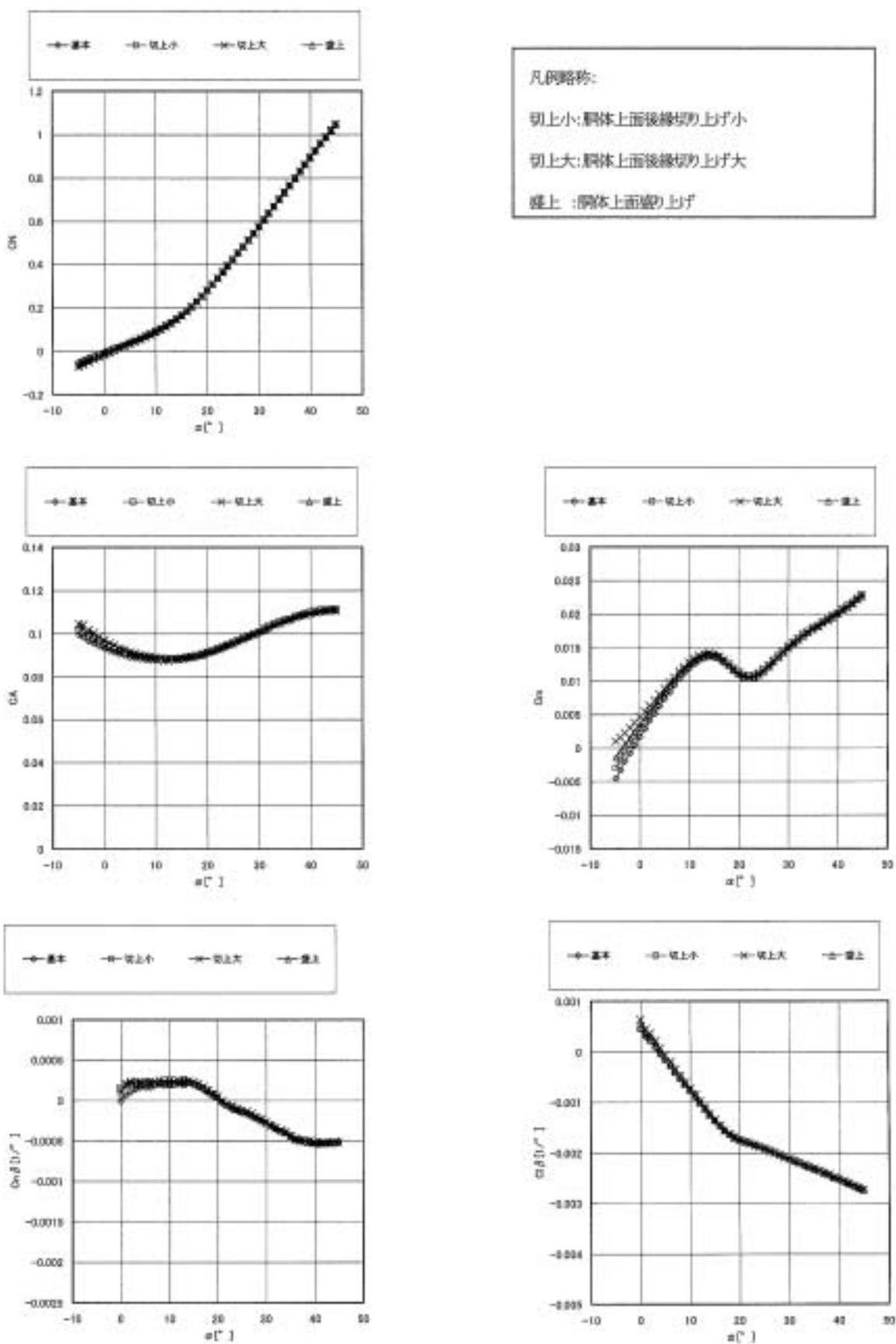


图44 胴体上面变更效果  $C_N, C_A, C_m, C_{N\beta}, C_{A\beta} \sim \alpha$  極超音速風試

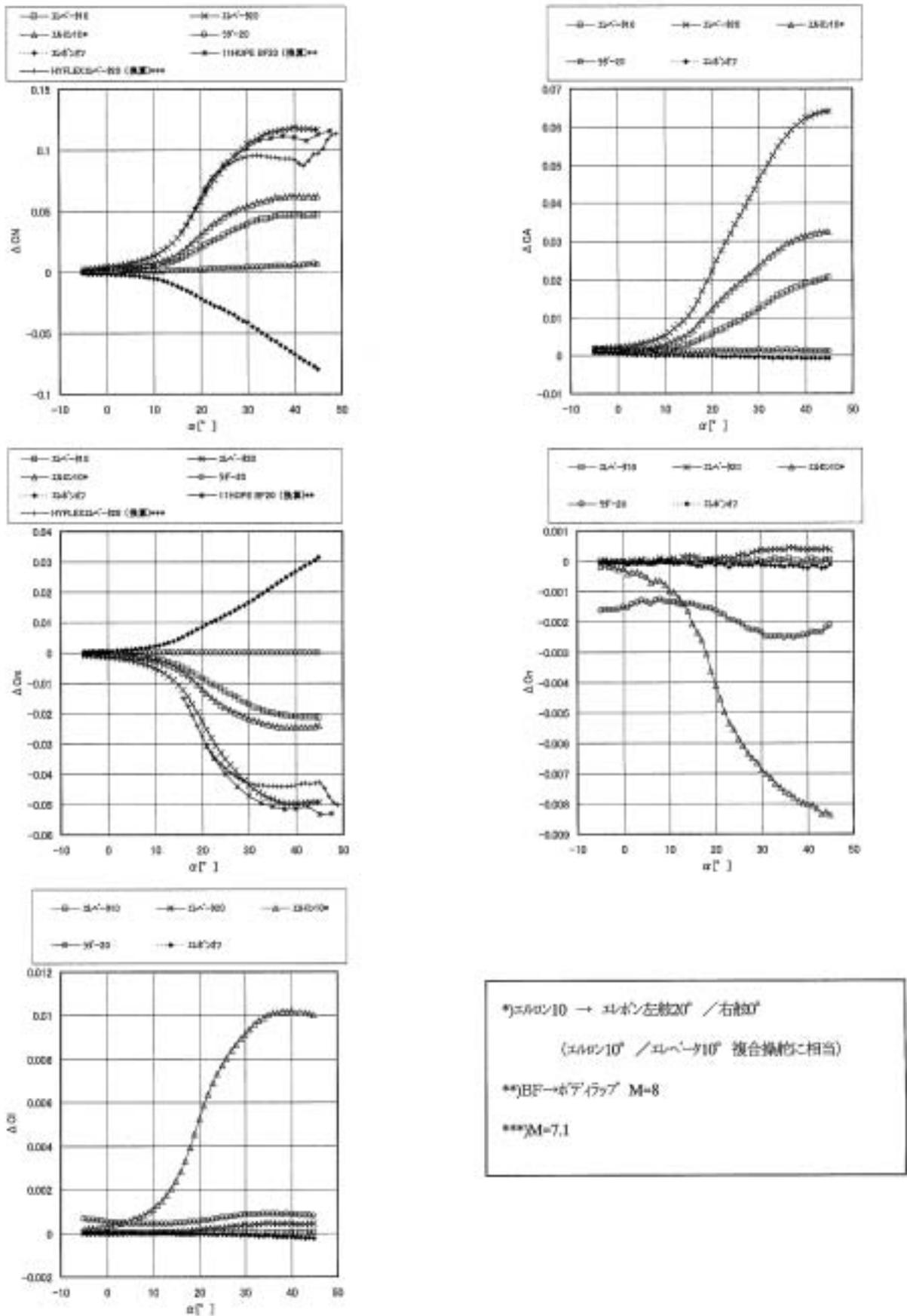


図45 エレボン/ラダー操舵効果  $\Delta C_N, \Delta C_A, \Delta C_m, \Delta C_n, \Delta C_l \sim \alpha \quad \beta = 0^\circ$  極超音速風試



図46 エレボン左右対称操舵時 シュリーレン写真  $\delta e = 20^\circ$ ,  $\alpha = 45^\circ$   $\beta = 0$  極超音速風試

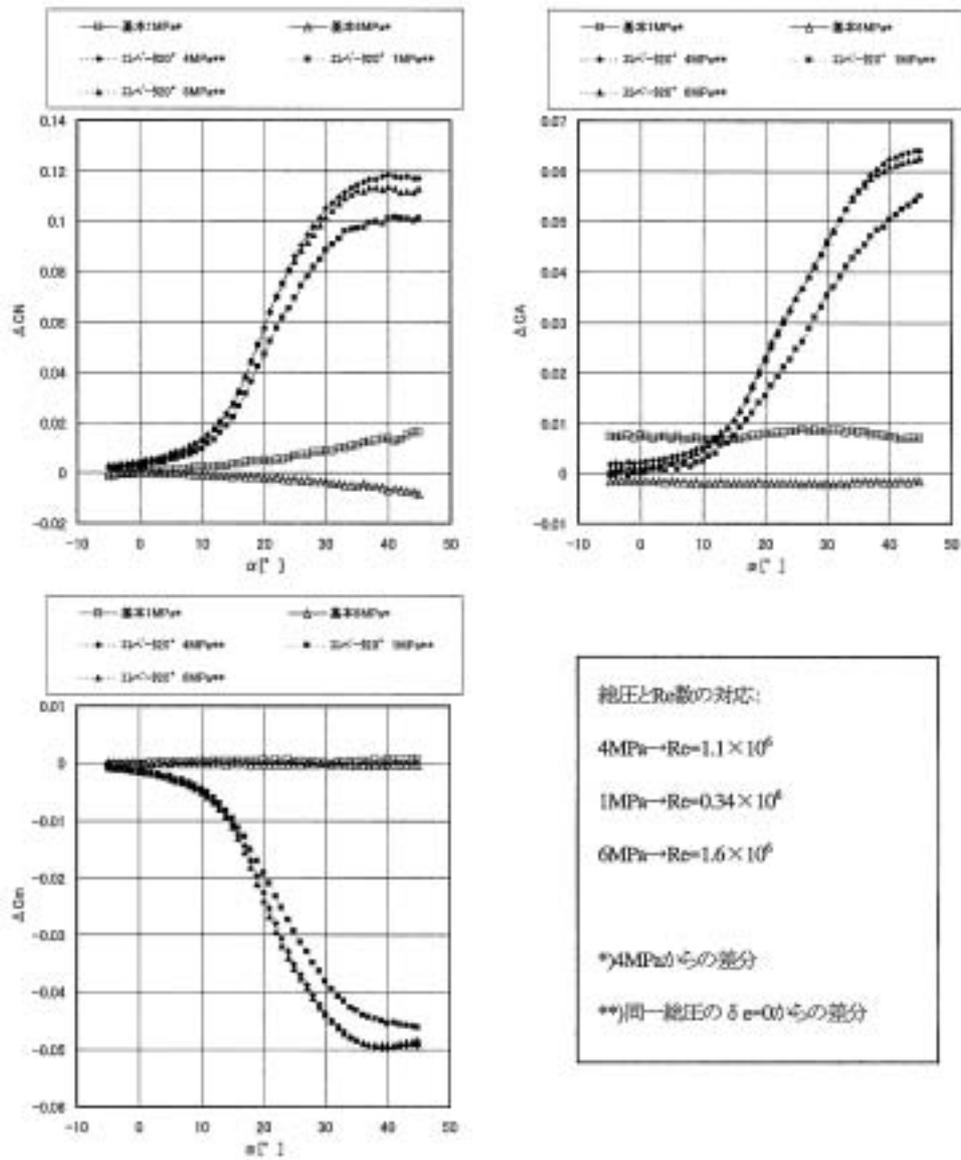
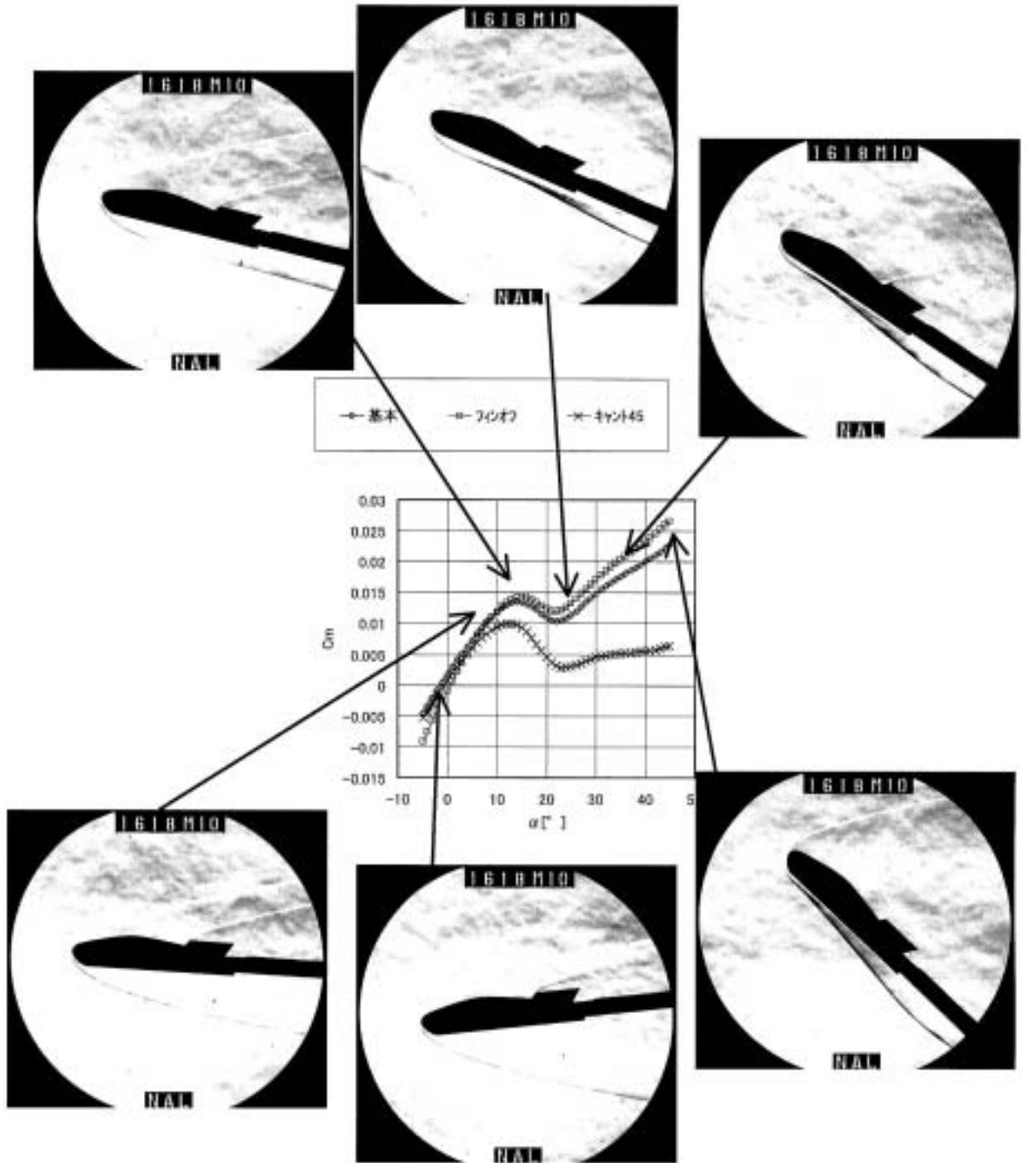


図47 基本形状及びエレベータ20°操舵効果に対するRe数効果  $\beta = 0$  極超音速風試



\*シユエリーレン写真は基本形状

図48  $C_m$ と衝撃波形状の比較 基本/フィンオフ/フィンキャント角45 形状  $\beta = 0$  極超音速風試

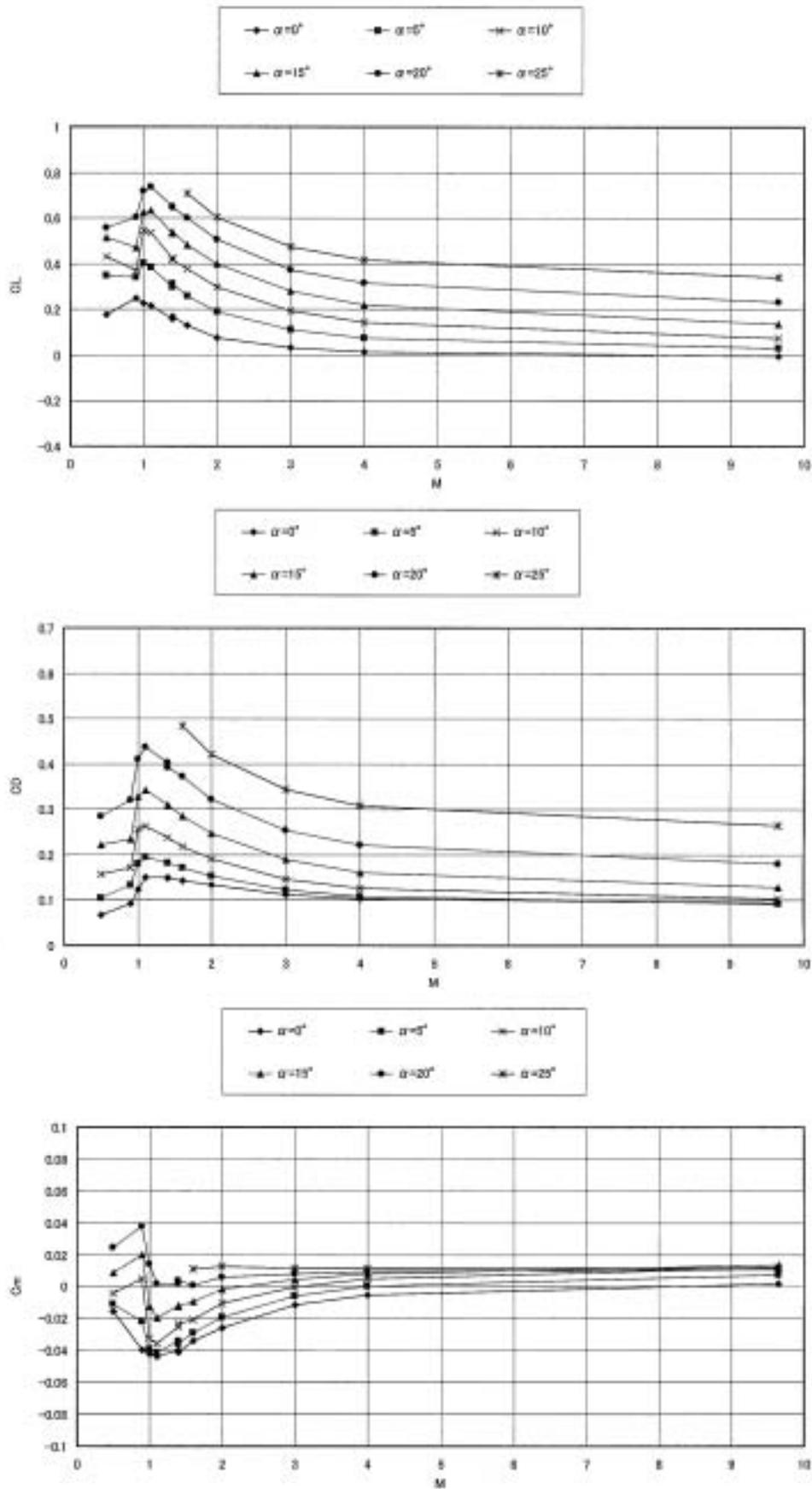


図49 (1/2) 基本形状6分力特性 マッハワイス 縦特性

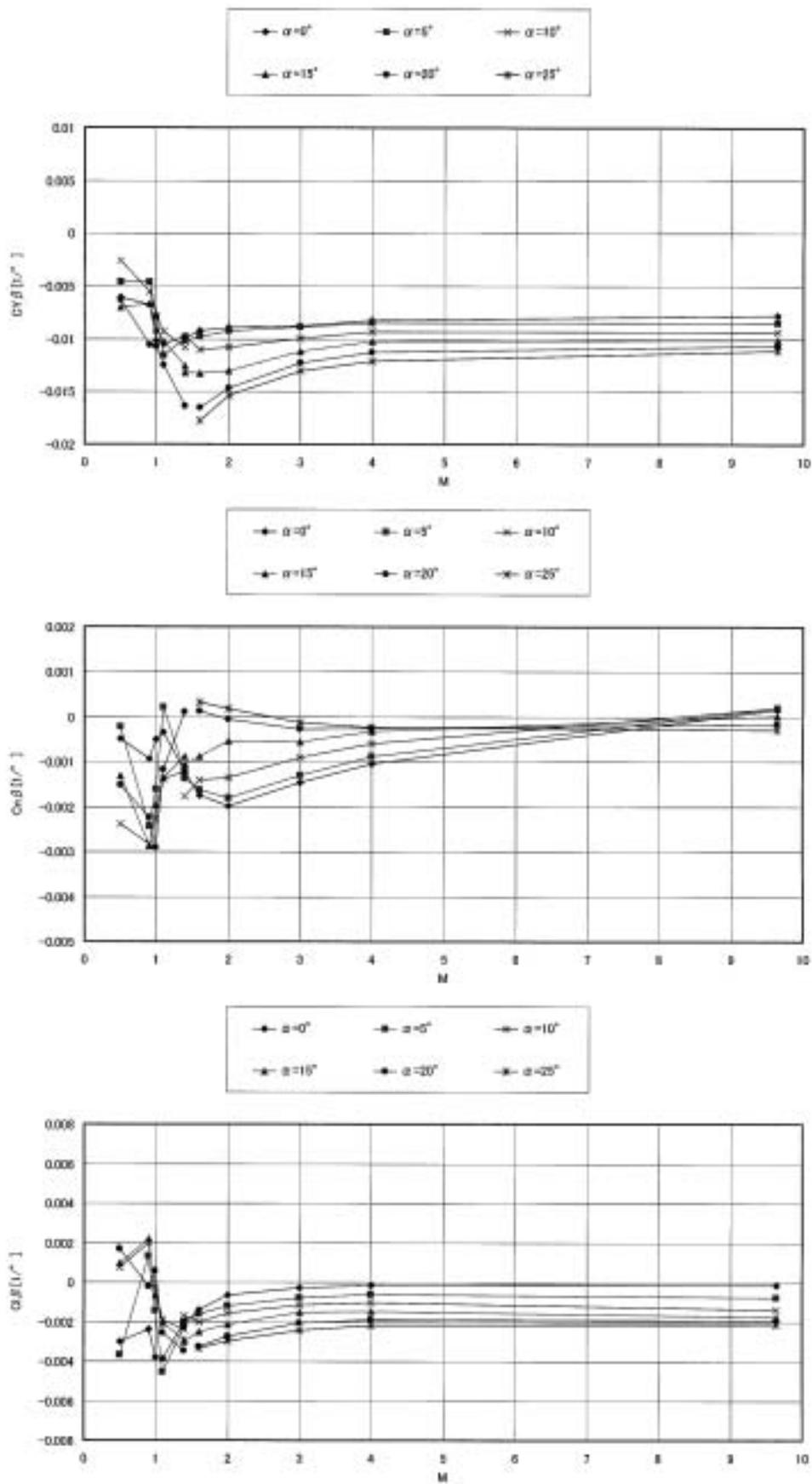


図49 (2/2) 基本形状6分力特性 マッハワイス 横方向特性

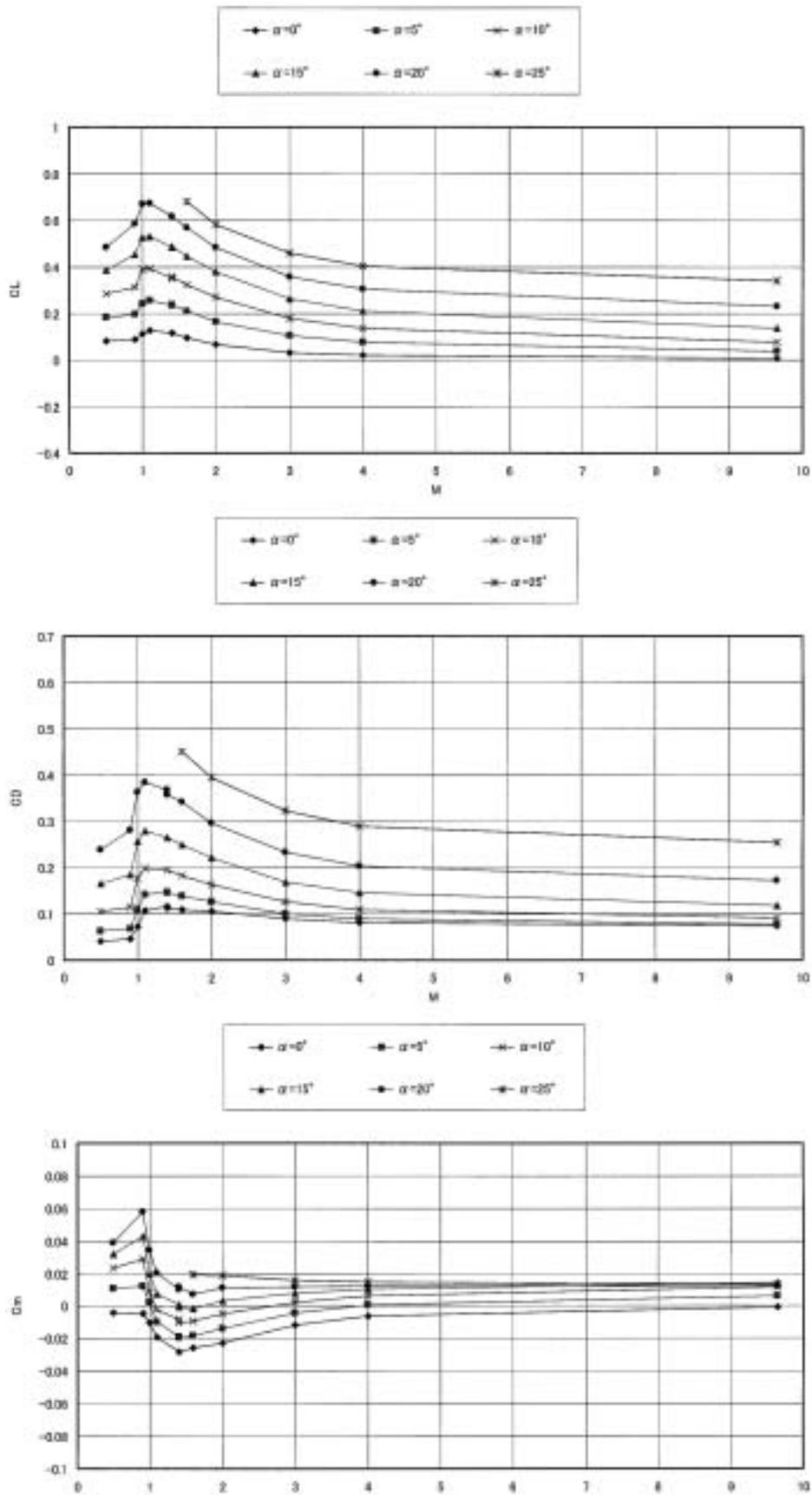


図50 (1/2) フィンオフ形状6分力特性 マッハワイズ 縦特性

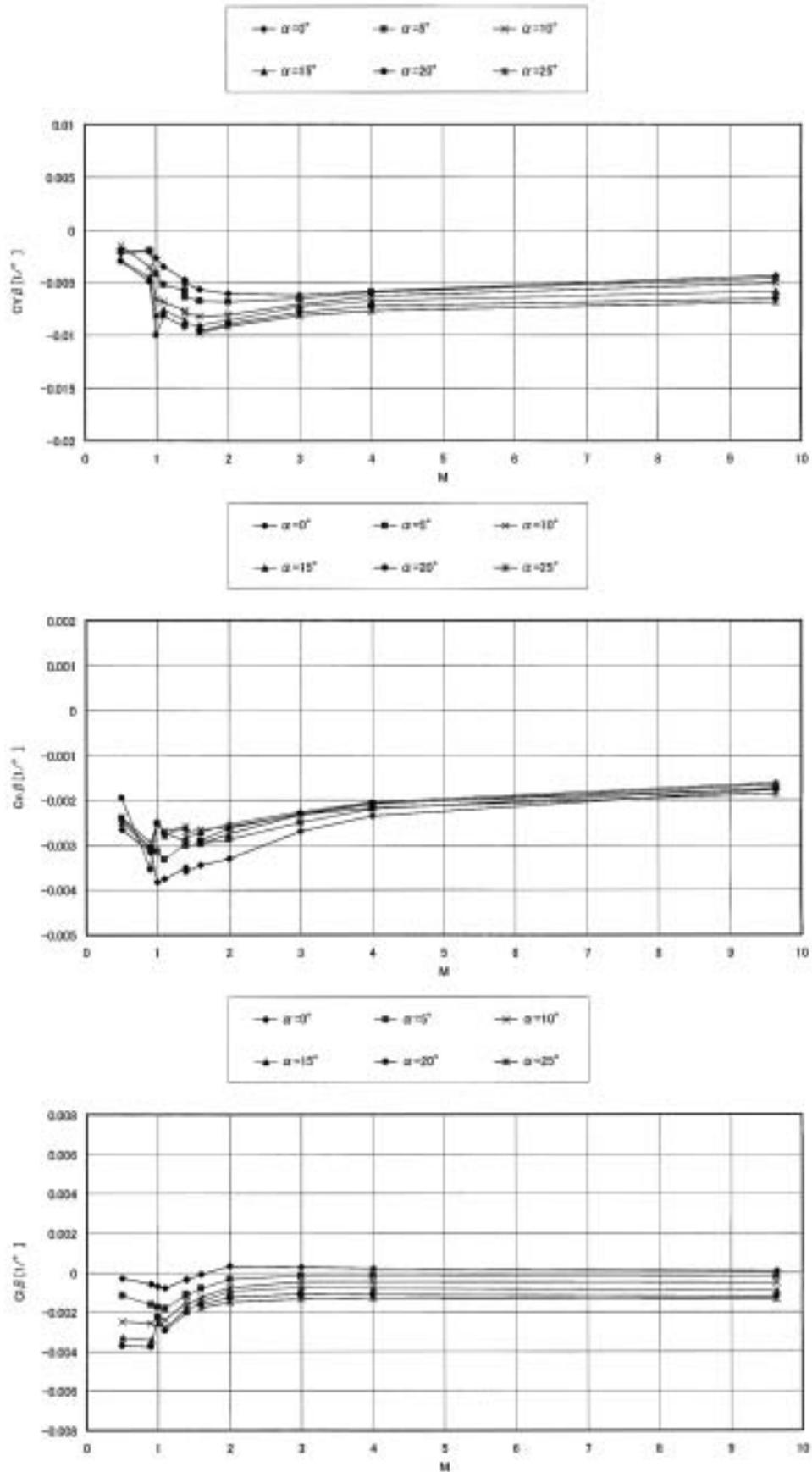


図50 (2/2) フィンオフ形状6分力特性 マッハワイズ 横方向特性

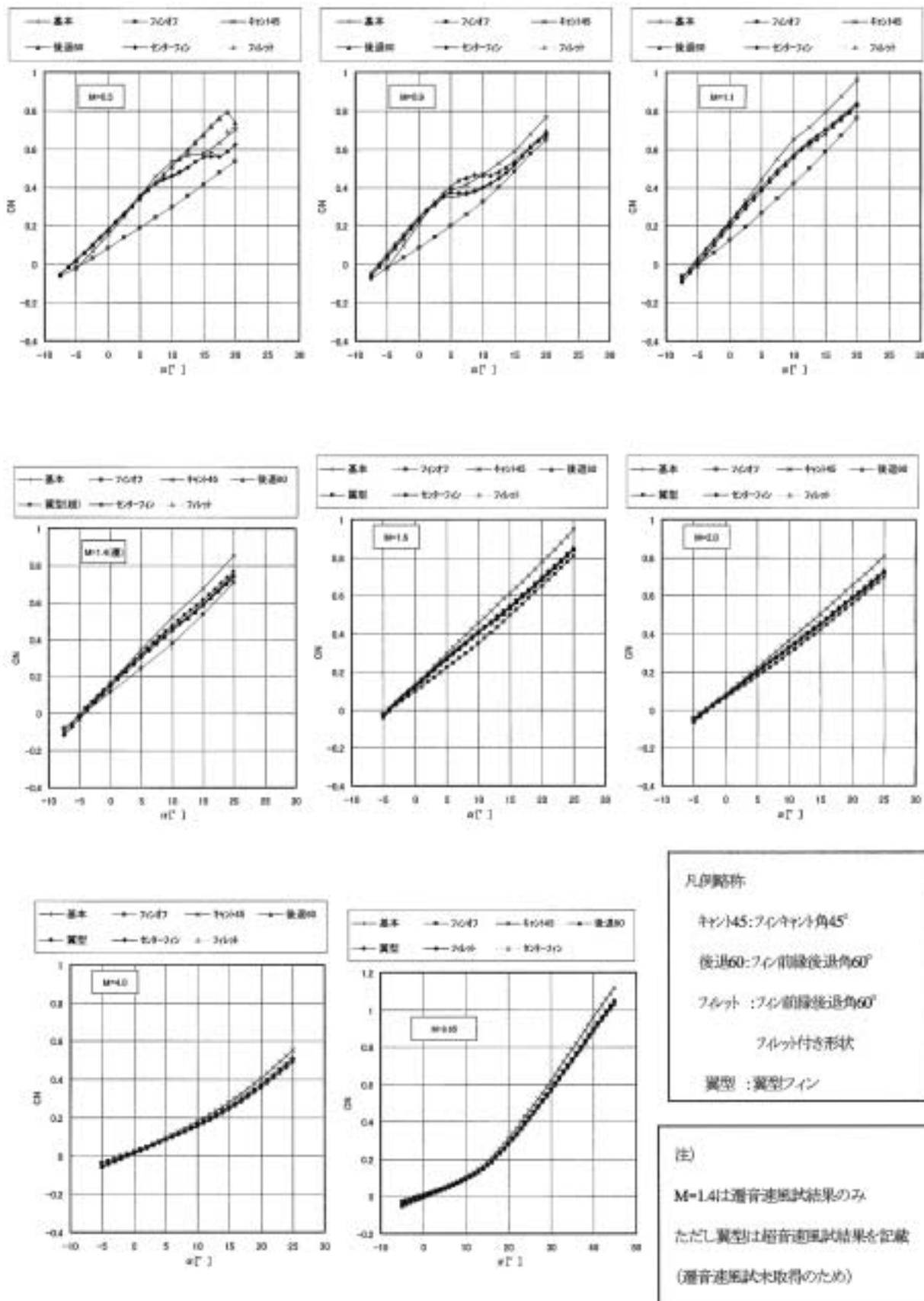
## 付録

### 1. フィン変更/追加効果一覧

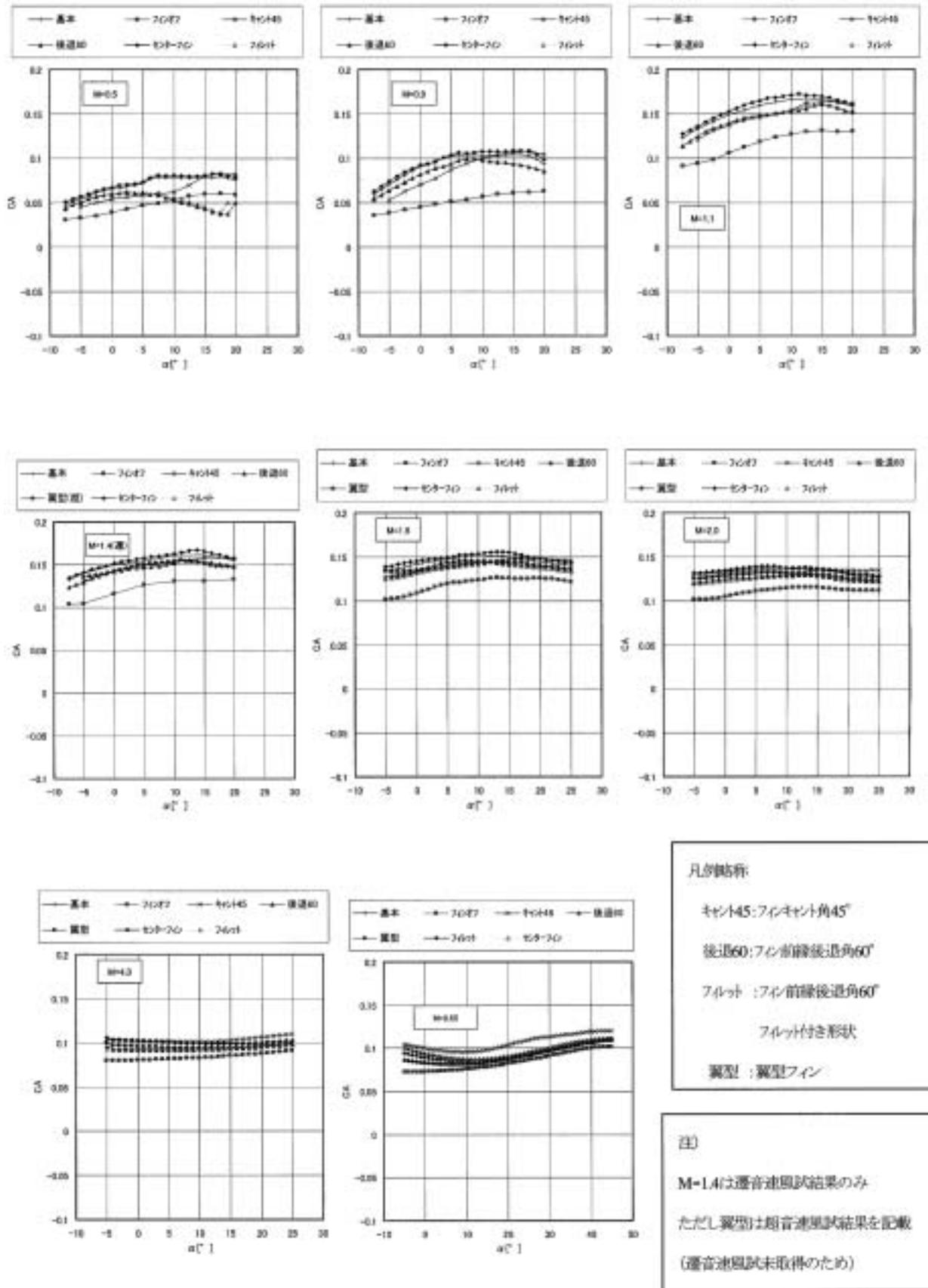
フィン変更/追加効果を各係数 ( $C_N$ ,  $C_A$ ,  $C_{AF}$ ,  $C_m$ ,  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $L/D$ ,  $X_{cp}/LB$ ,  $X_{np}/LB$ ,  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ )、各マッハ数毎に整理した結果を付図1～12に示す。  
なお、データ処理基準量については本文表4参照。

### 2. 胴体上面変更効果一覧

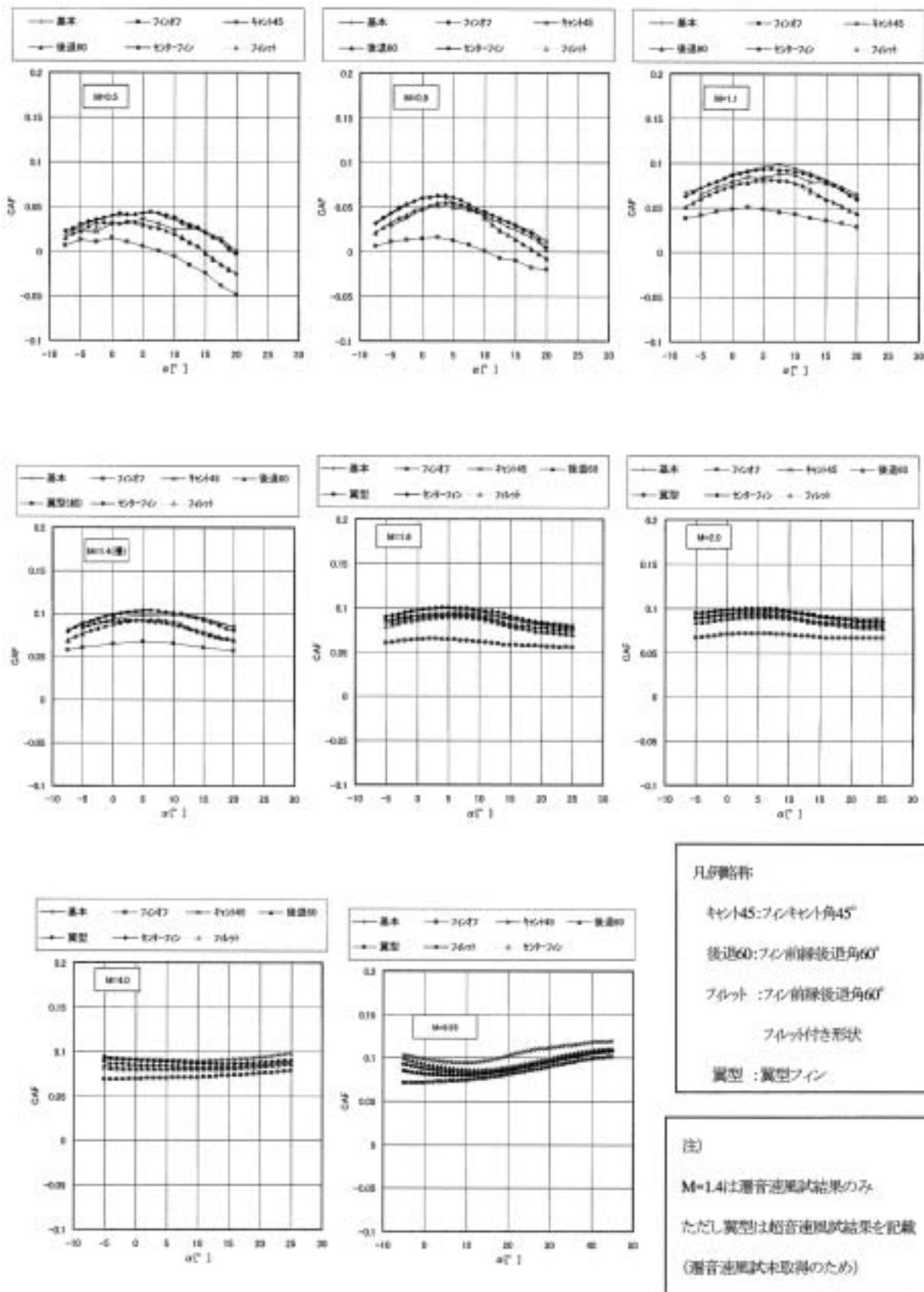
胴体上面変更効果を各係数 ( $C_N$ ,  $C_A$ ,  $C_{AF}$ ,  $C_m$ ,  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $L/D$ ,  $X_{cp}/LB$ ,  $X_{np}/LB$ ,  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ )、各マッハ数毎に整理した結果を付図13～24に示す。  
なお、データ処理基準量については本文表4参照。



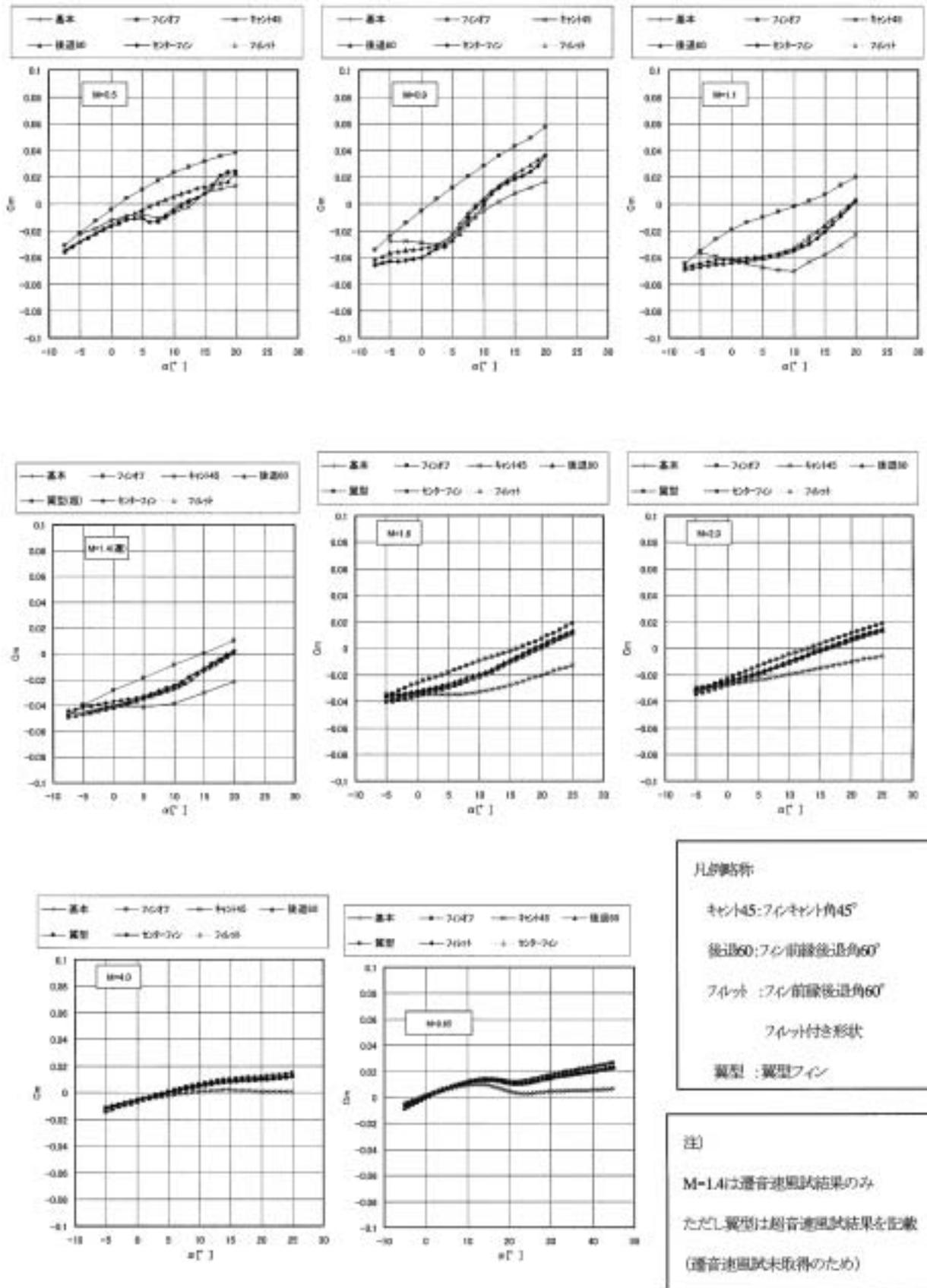
付図1 フィン変更/追加効果比較 CN ~ α M = 0.5 ~ 9.65



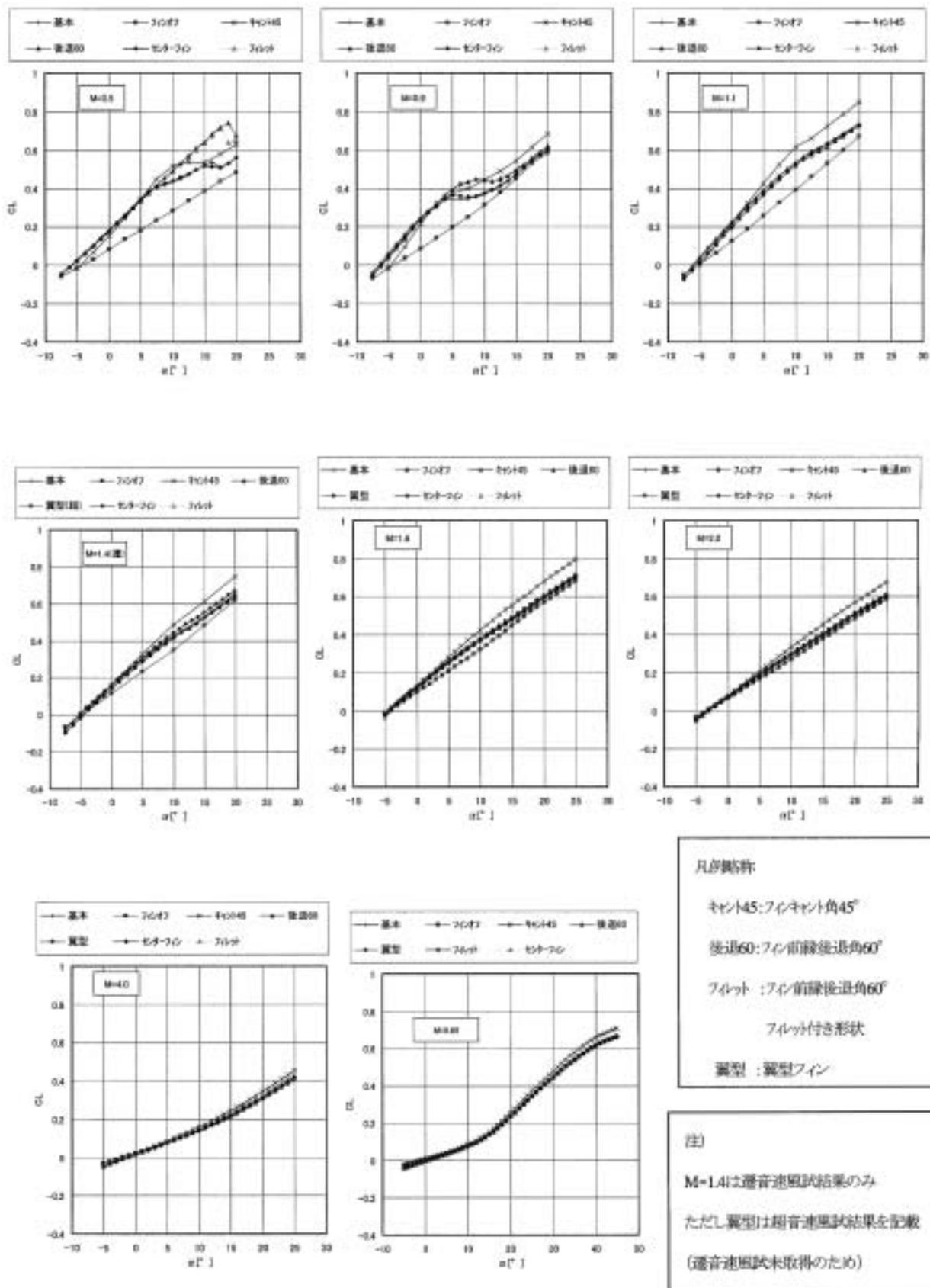
付図2 フィン変更/追加効果比較 CA ~  $\alpha$  M=0.5 ~ 9.65



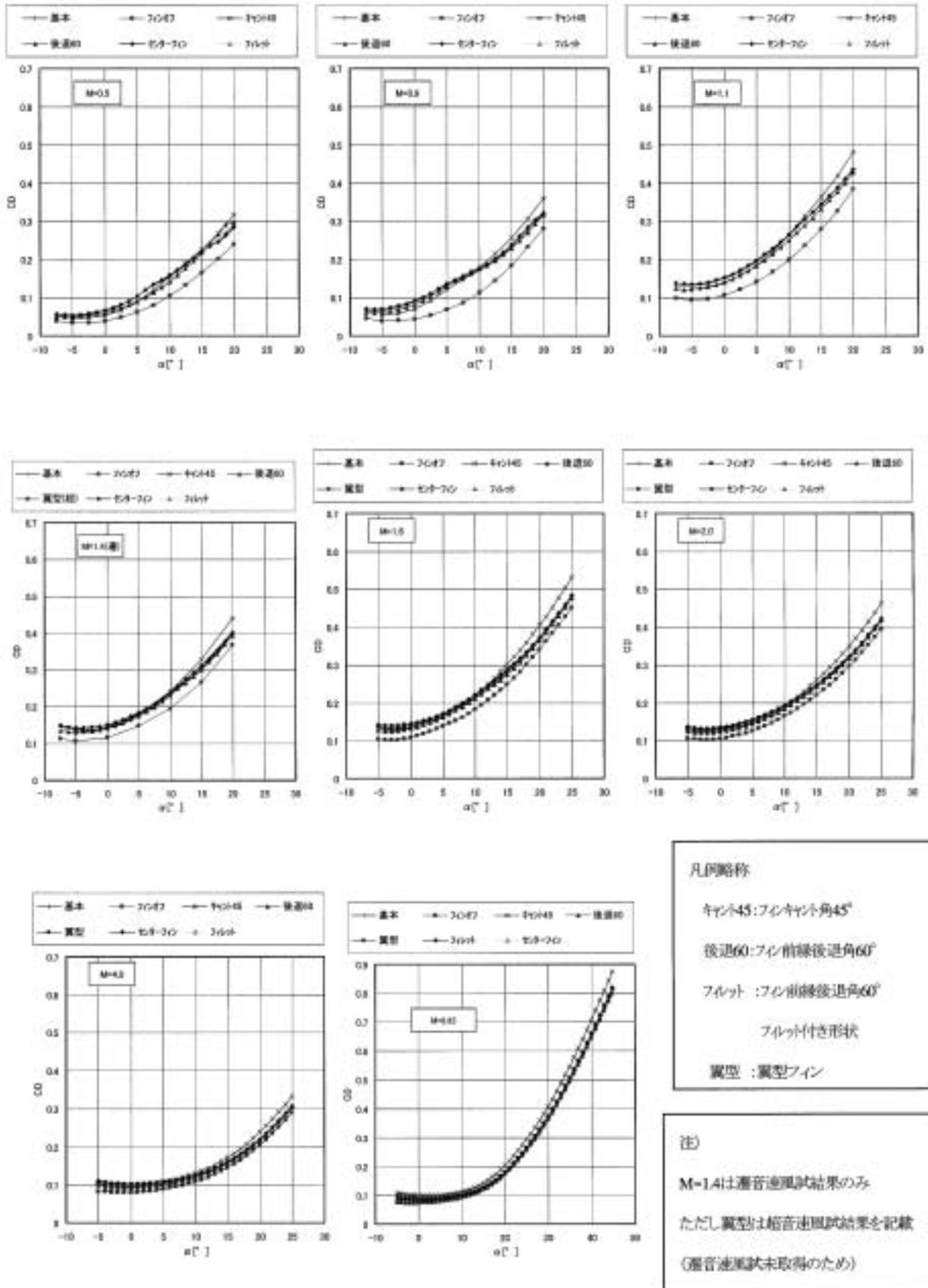
付図3 フィン変更/追加効果比較 CAF ~  $\alpha$  M = 0.5 ~ 9.65



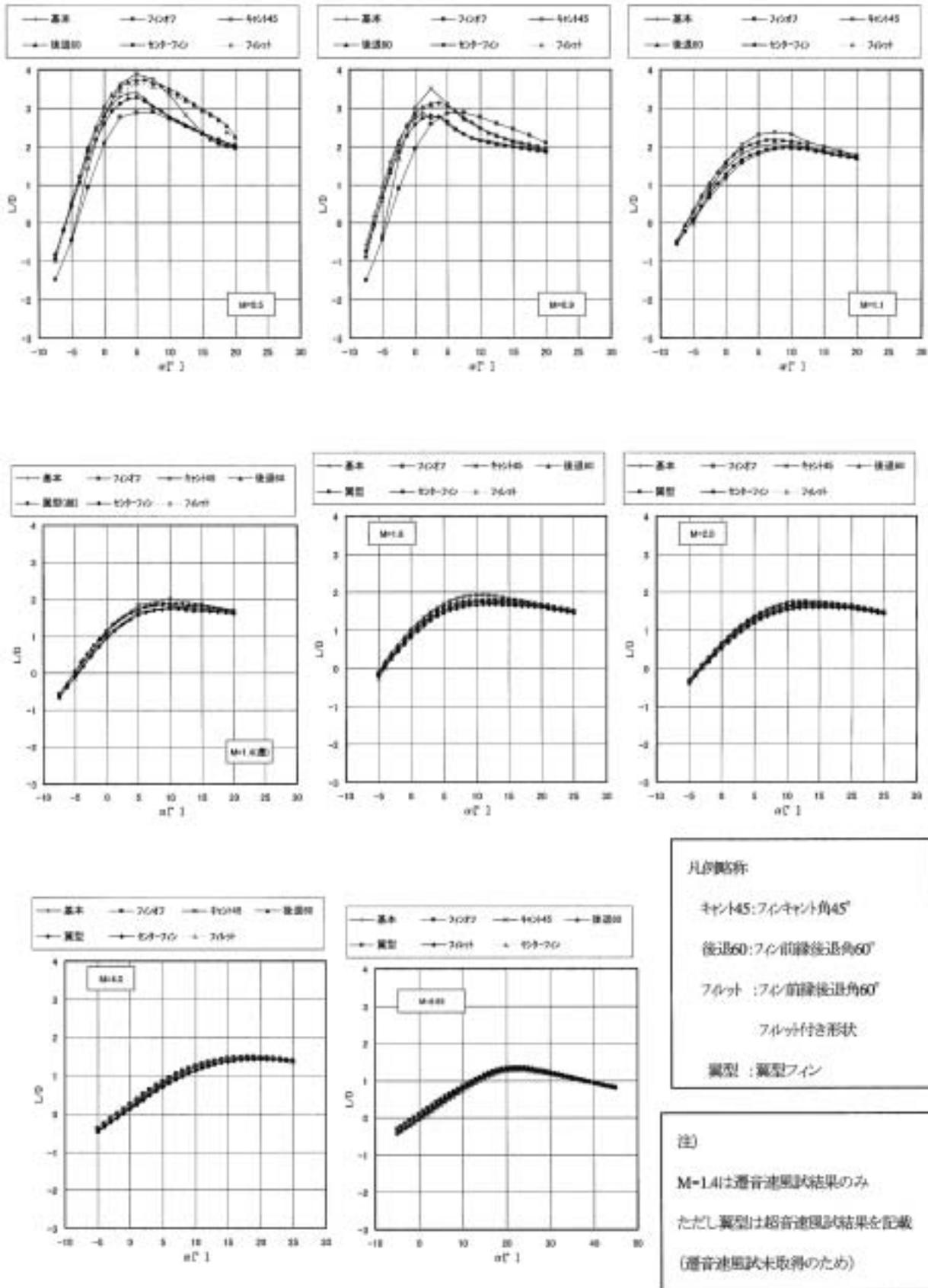
付図4 フィン変更/追加効果比較  $C_m \sim \alpha$   $M = 0.5 \sim 9.65$



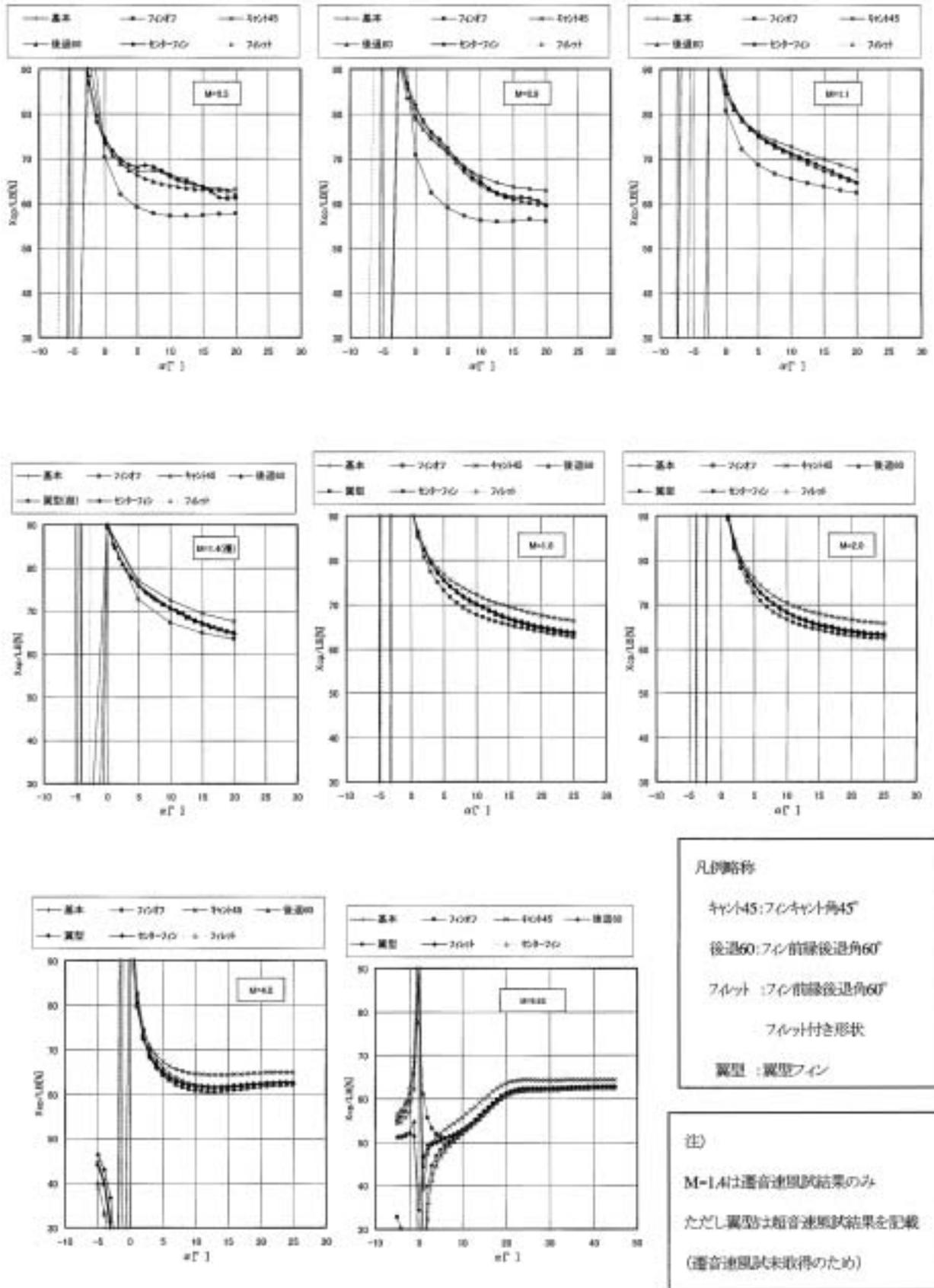
付図5 フィン変更/追加効果比較 CL ~  $\alpha$  M = 0.5 ~ 9.65



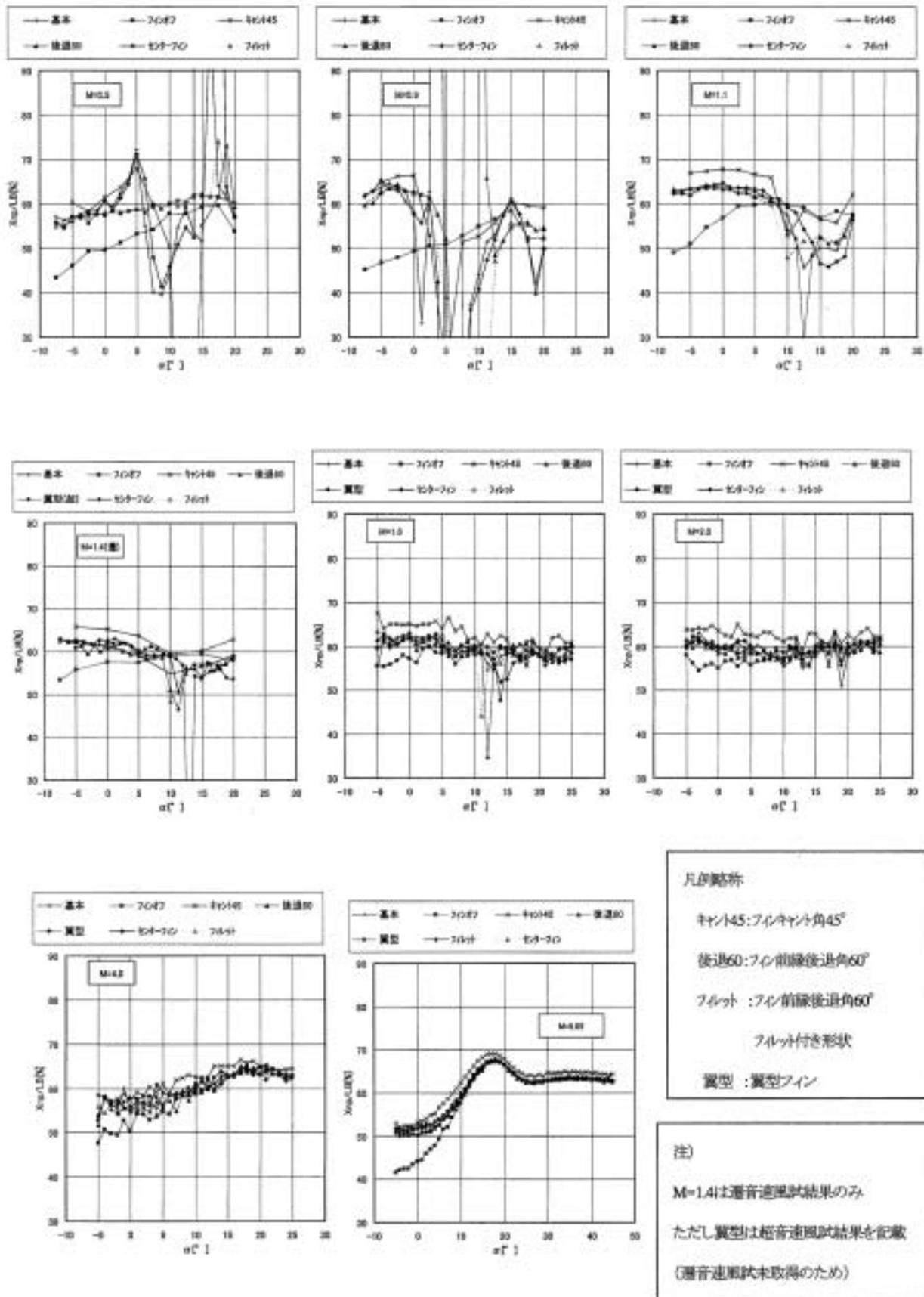
付図6 フィン変更/追加効果比較 CD ~  $\alpha$  M = 0.5 ~ 9.65



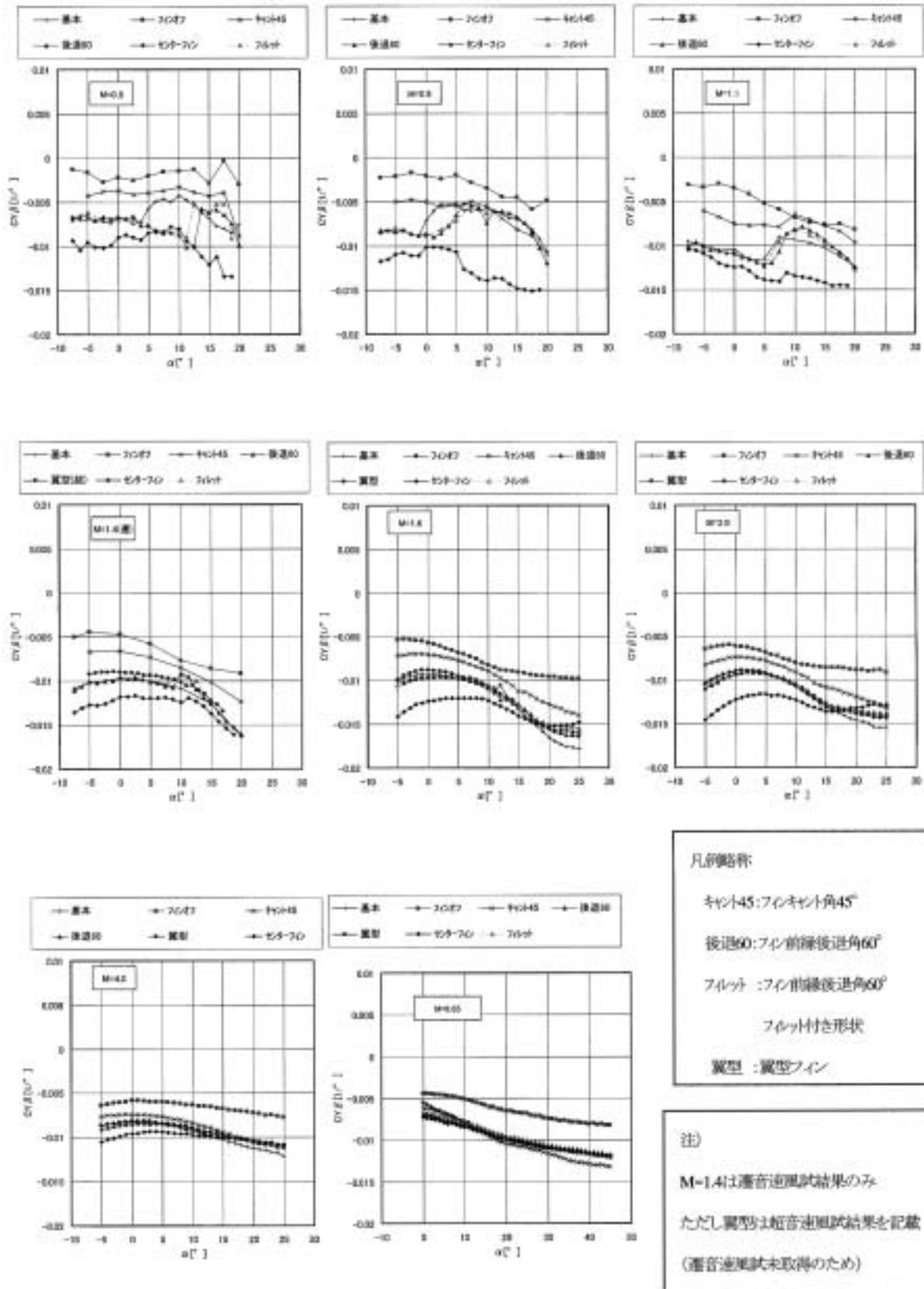
付図7 フィン変更/追加効果比較 L/D ~  $\alpha$  M = 0.5 ~ 9.65



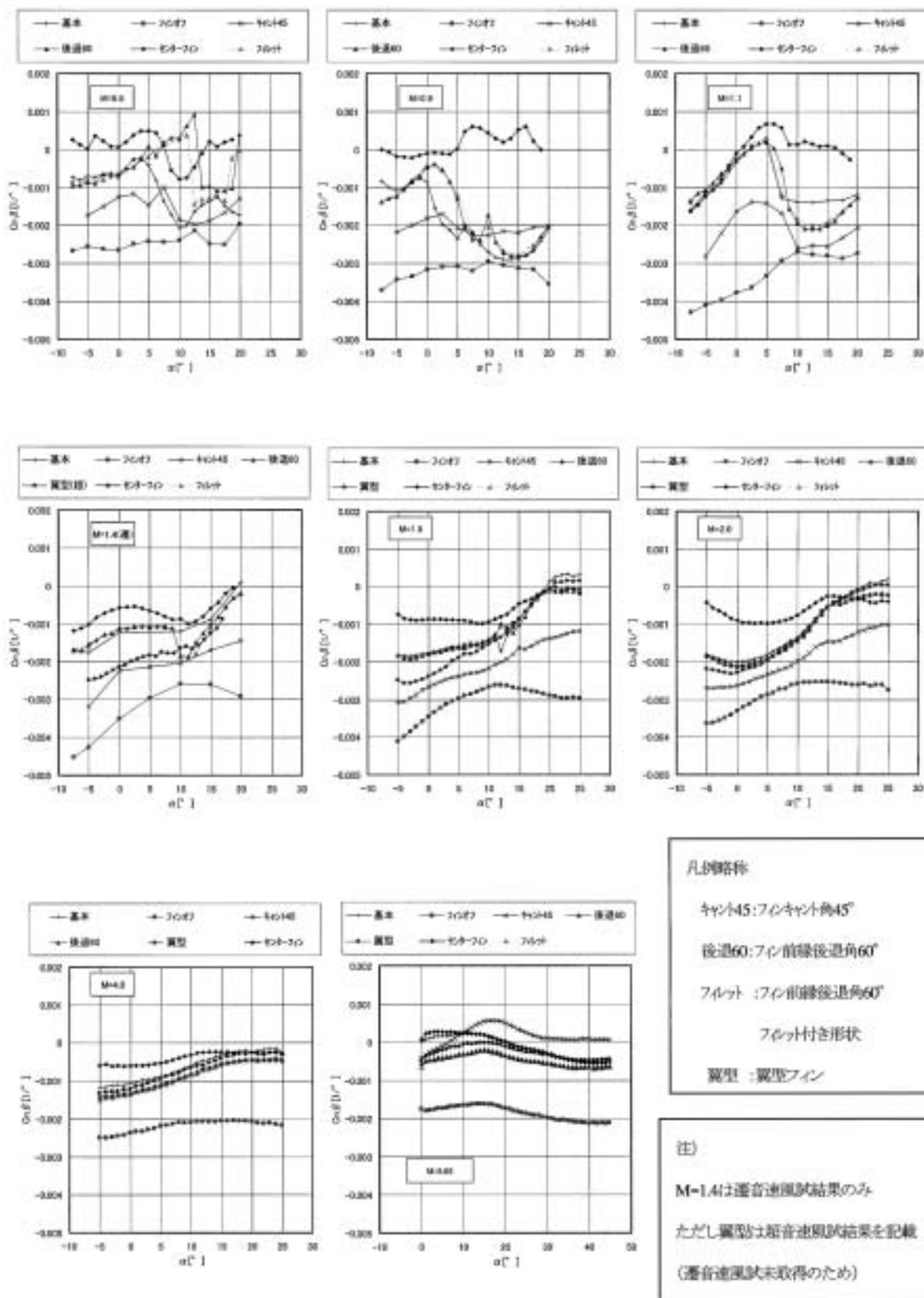
付図8 フィン変更/追加効果比較  $X_{cp}/LB \sim \alpha$   $M=0.5 \sim 9.65$



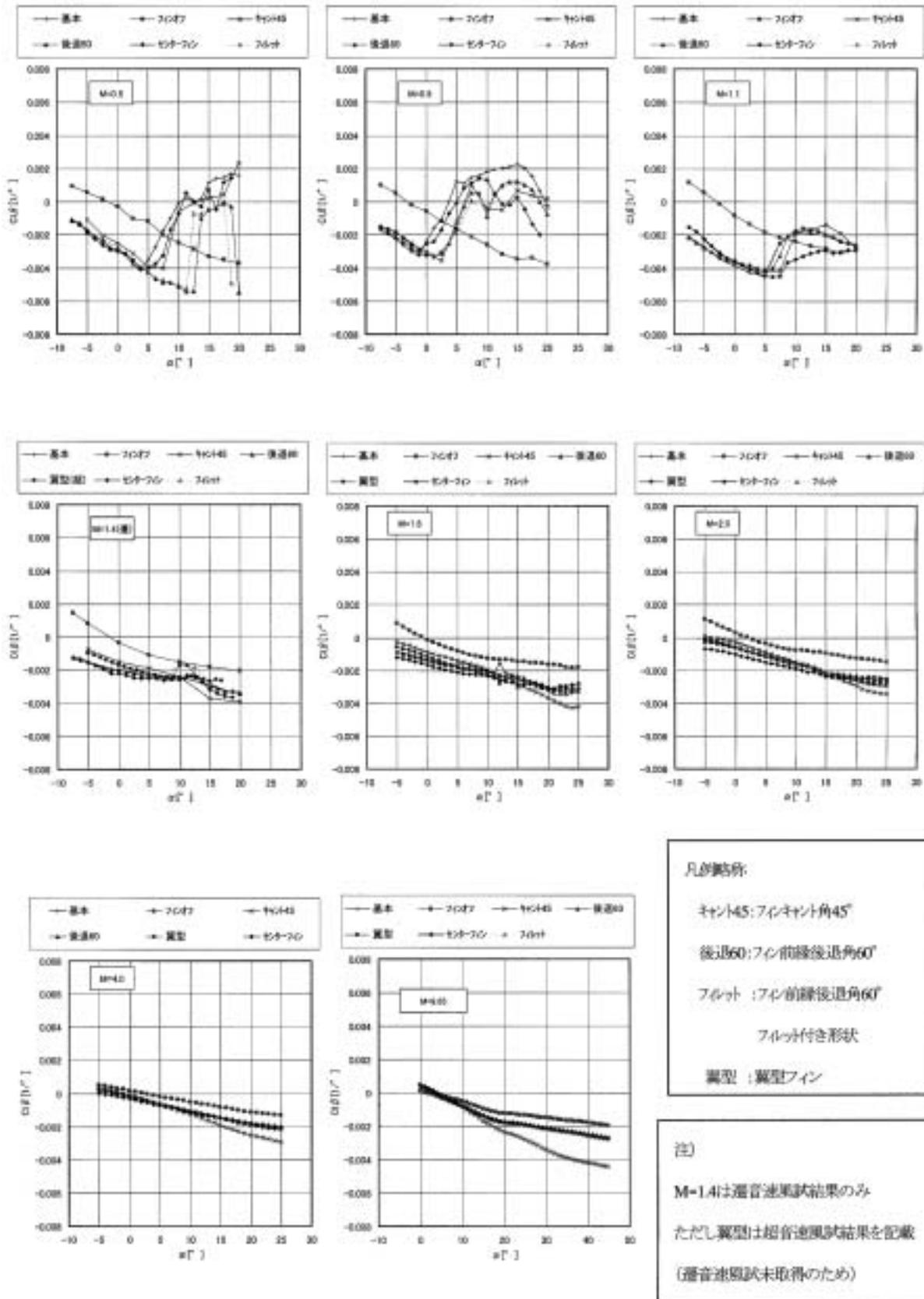
付図9 フィン変更/追加効果比較 Xnp/LB ~ α M = 0.5 ~ 9.5



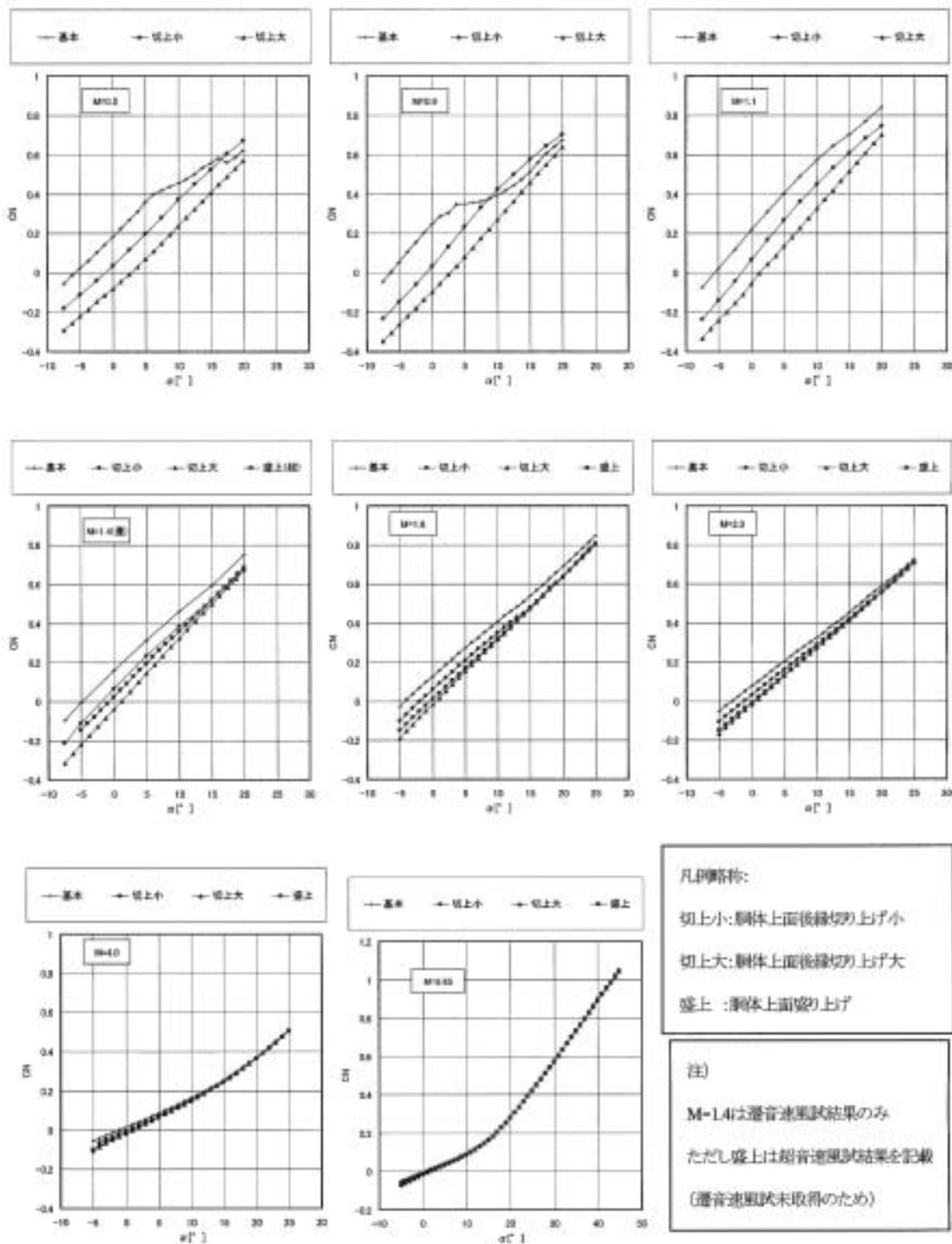
付図10 フィン変更/追加効果比較  $CY\beta \sim \alpha$   $M=0.5 \sim 9.65$



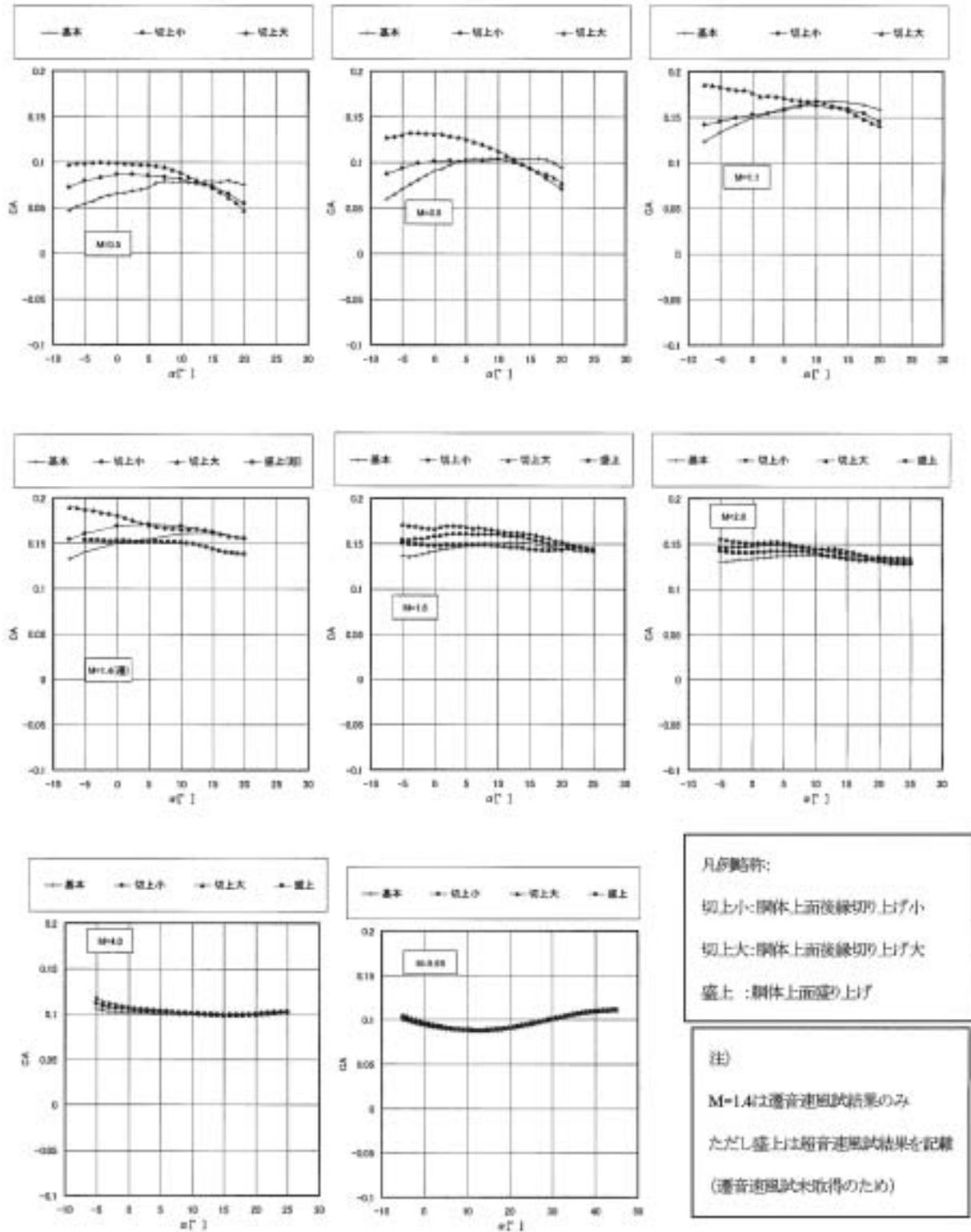
付図11 フィン変更/追加効果比較  $C_n\beta \sim \alpha$   $M=0.5 \sim 9.65$



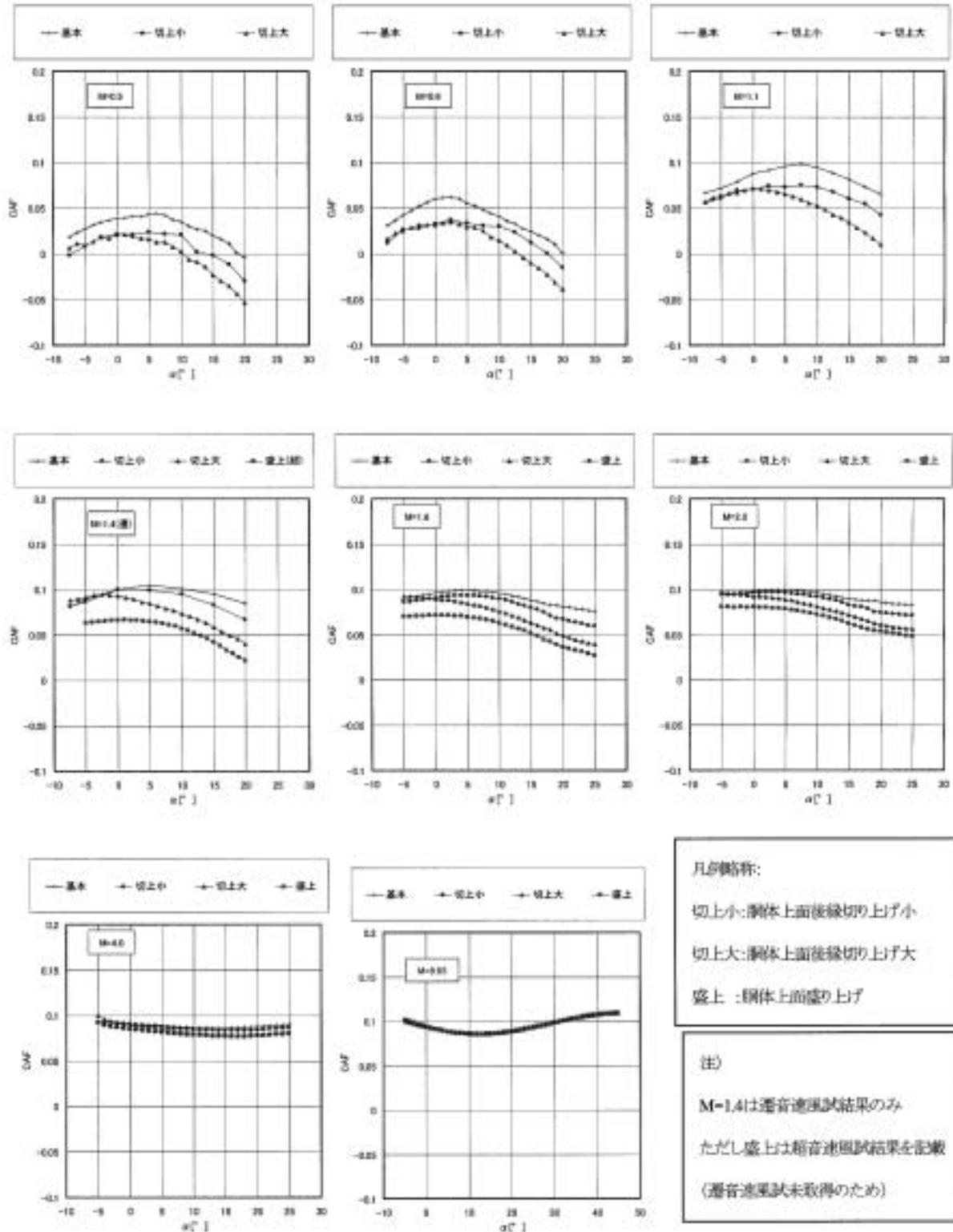
付図12 フィン変更/追加効果比較  $Cl\beta \sim \alpha$   $M=0.5 \sim 9.65$



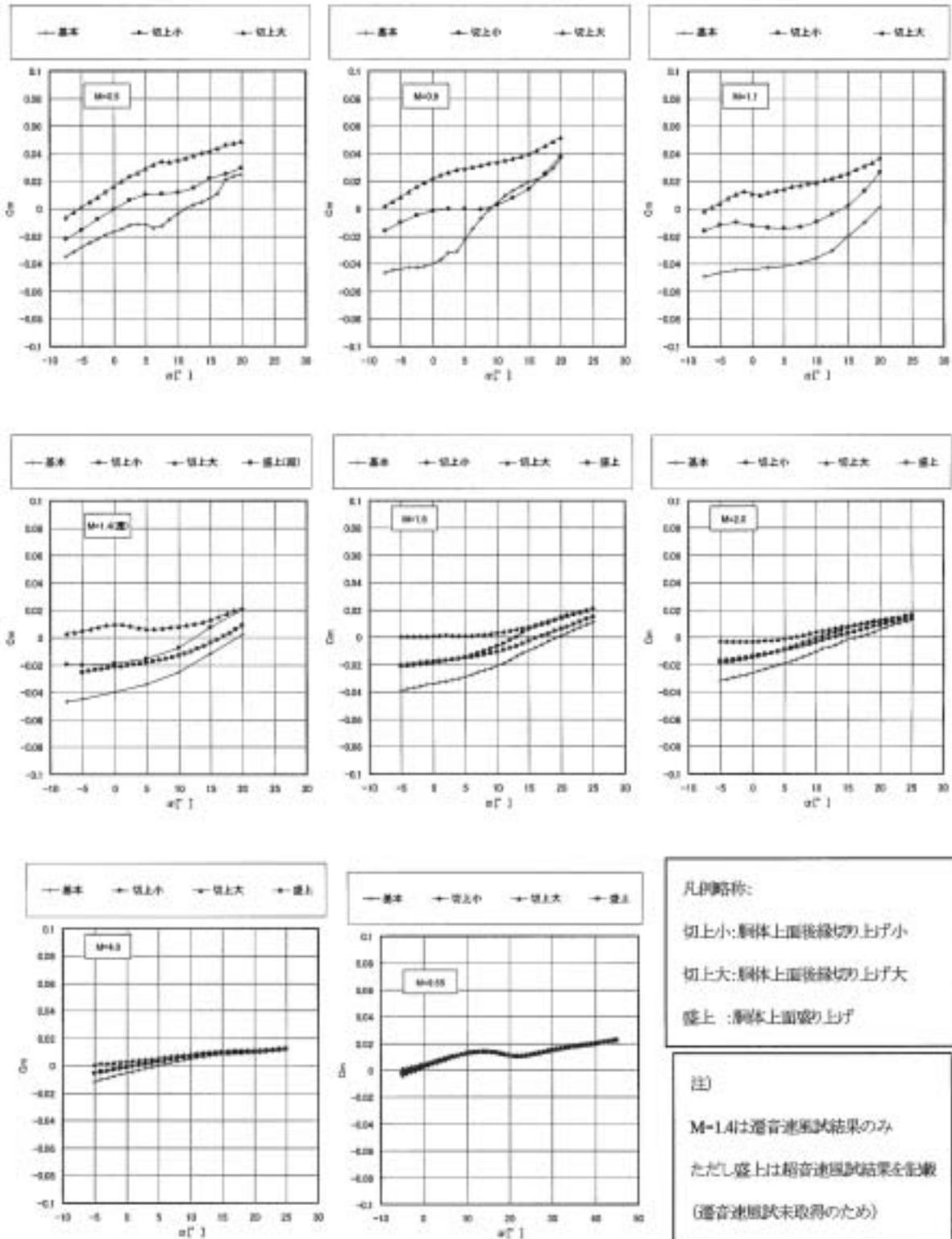
付図13 胴体上面変更効果比較 CN ~  $\alpha$  M = 0.5 ~ 9.65



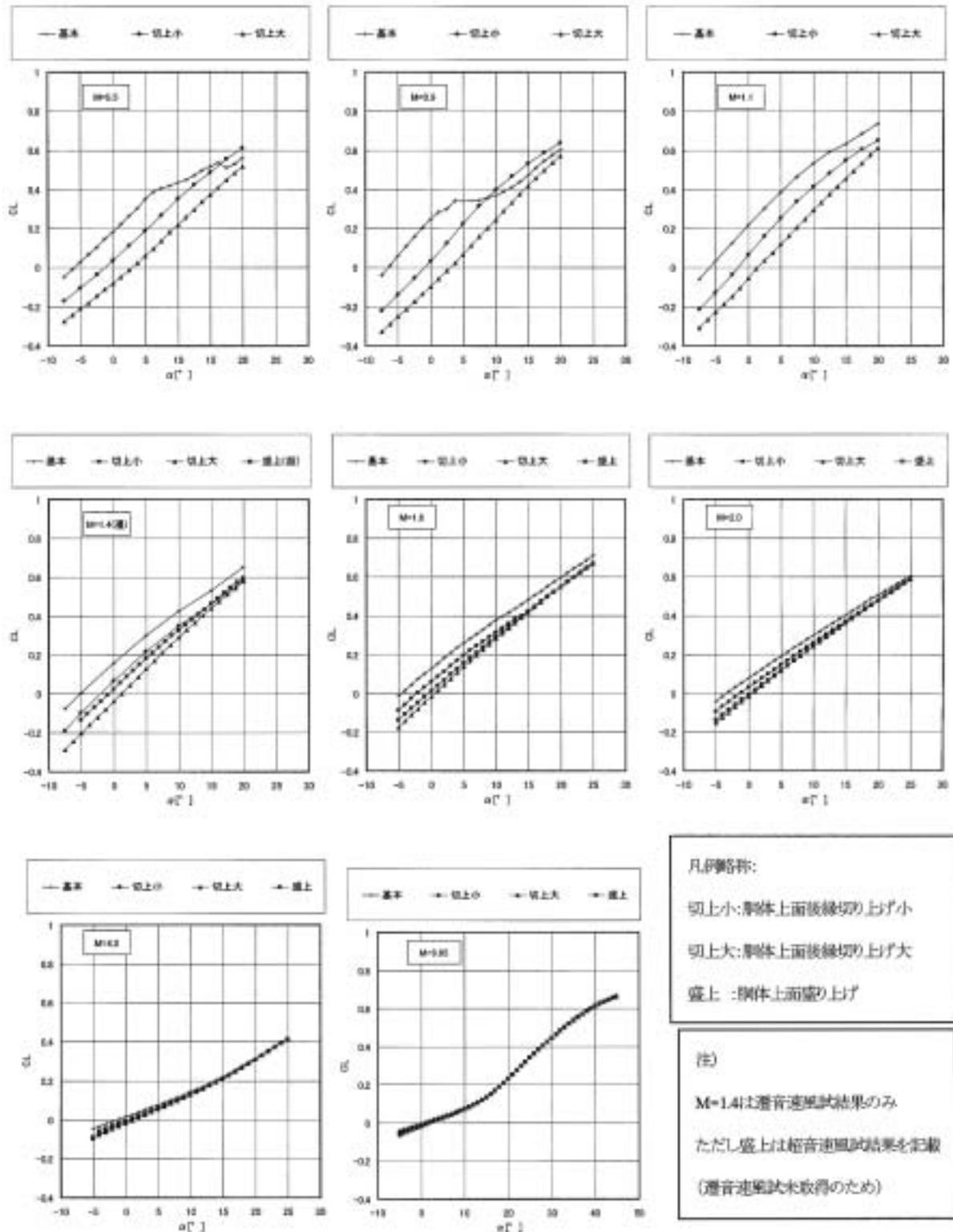
付図14 胴体上面変更効果比較 CA ~  $\alpha$  M = 0.5 ~ 9.65



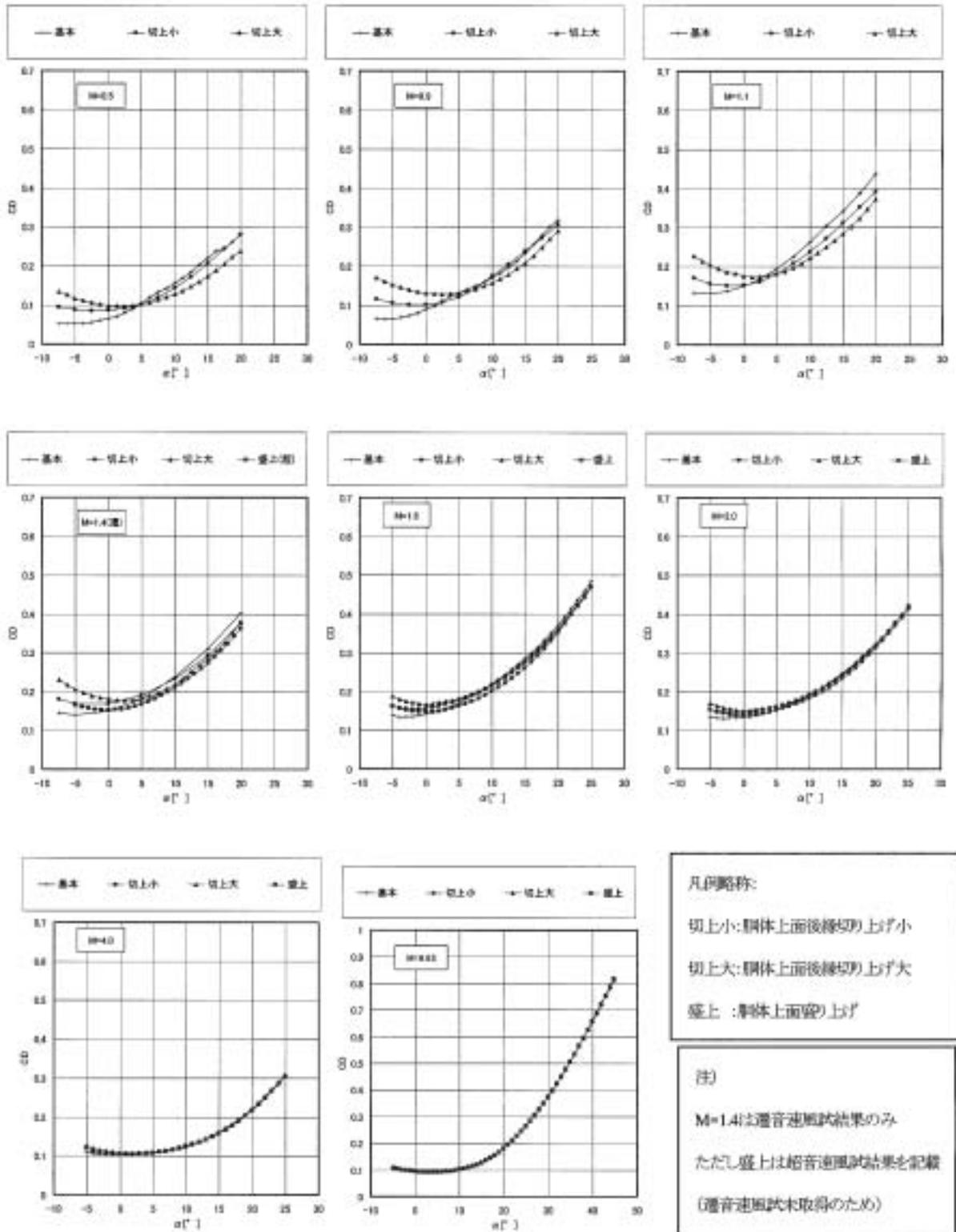
付図15 胴体上面変更効果比較 CAF ~  $\alpha$  M=0.5 ~ 9.65



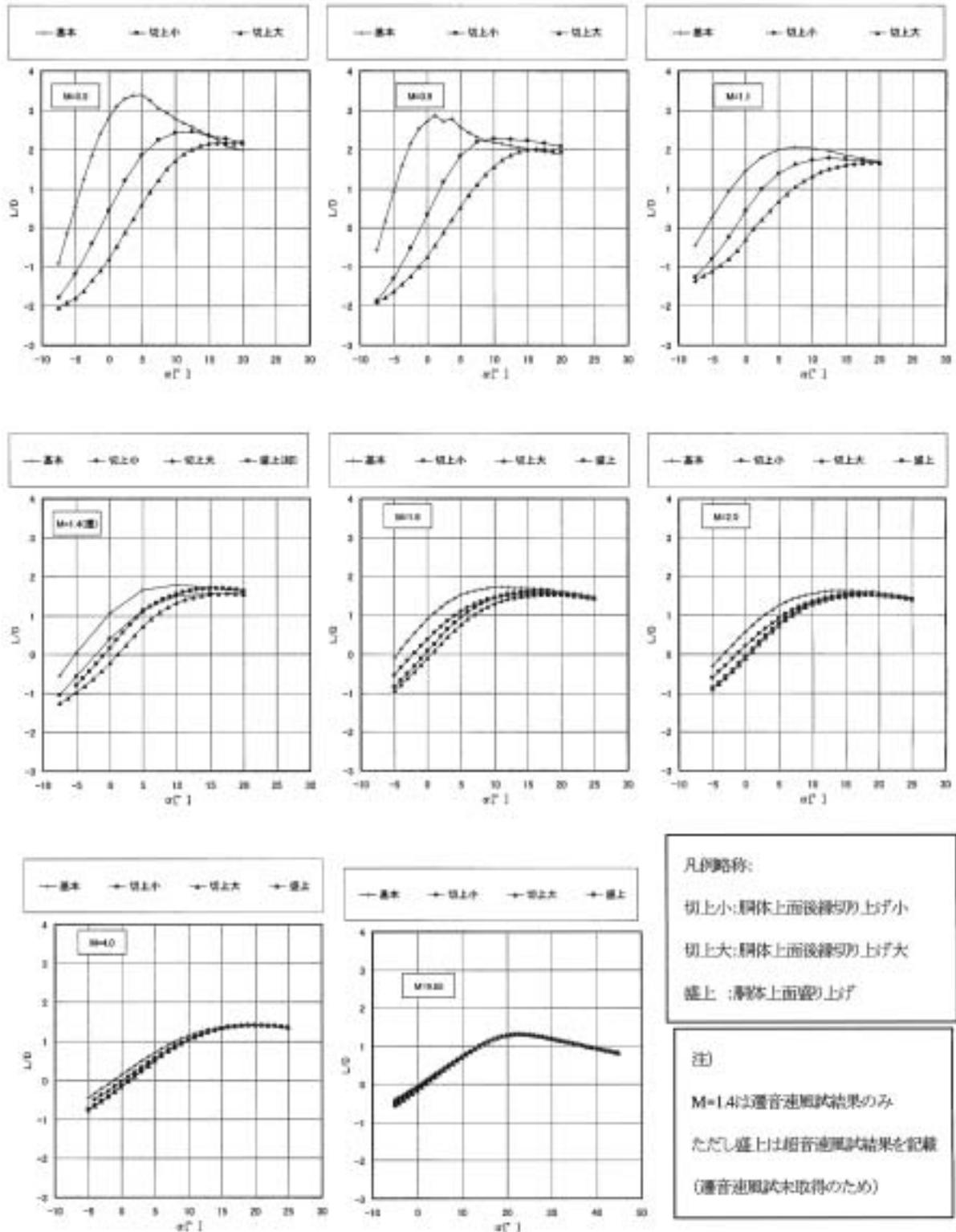
付図16 胴体上面変更効果比較  $C_m \sim \alpha$   $M = 0.5 \sim 9.65$



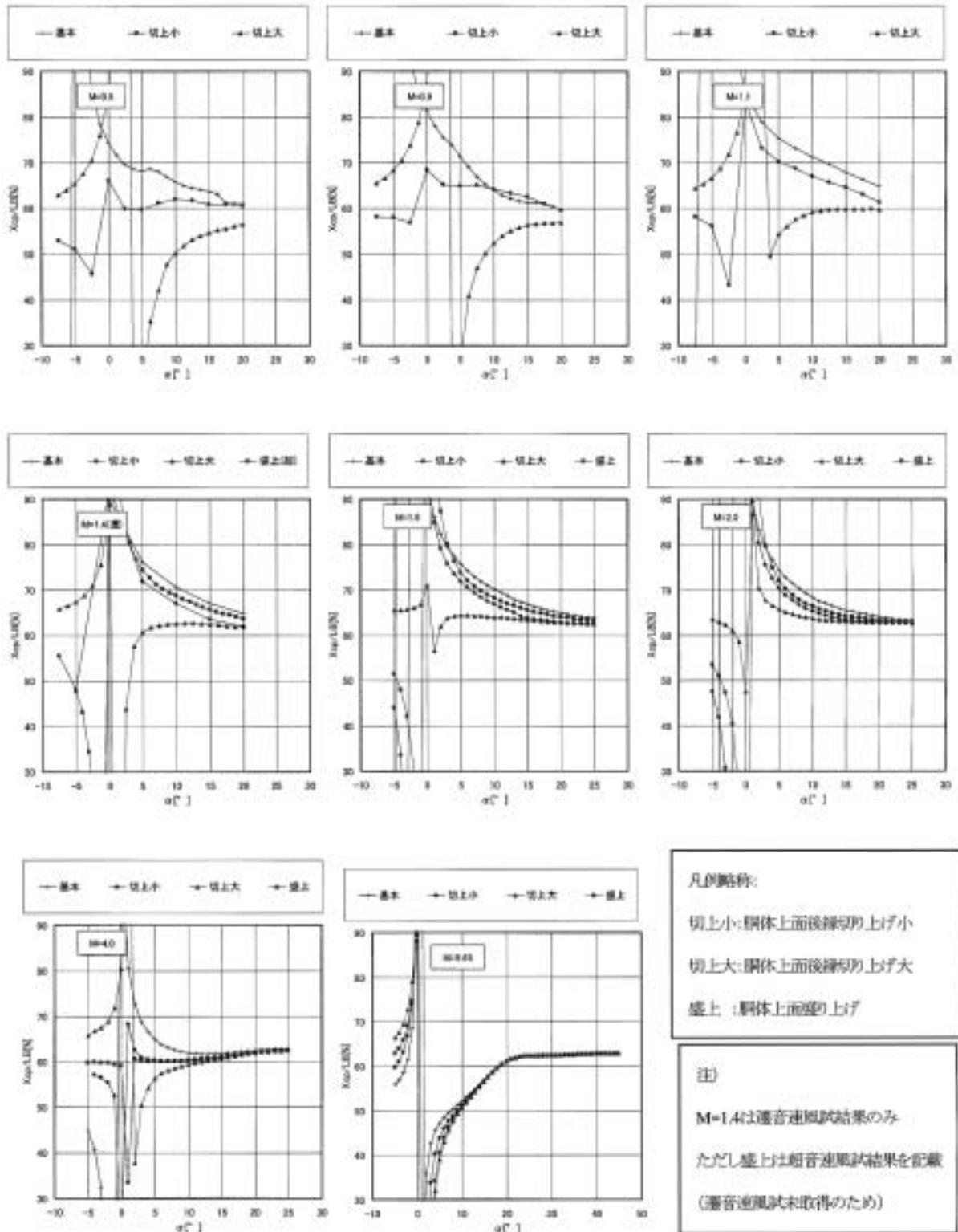
付図17 胴体上面変更効果比較 CL ~  $\alpha$  M = 0.5 ~ 9.65



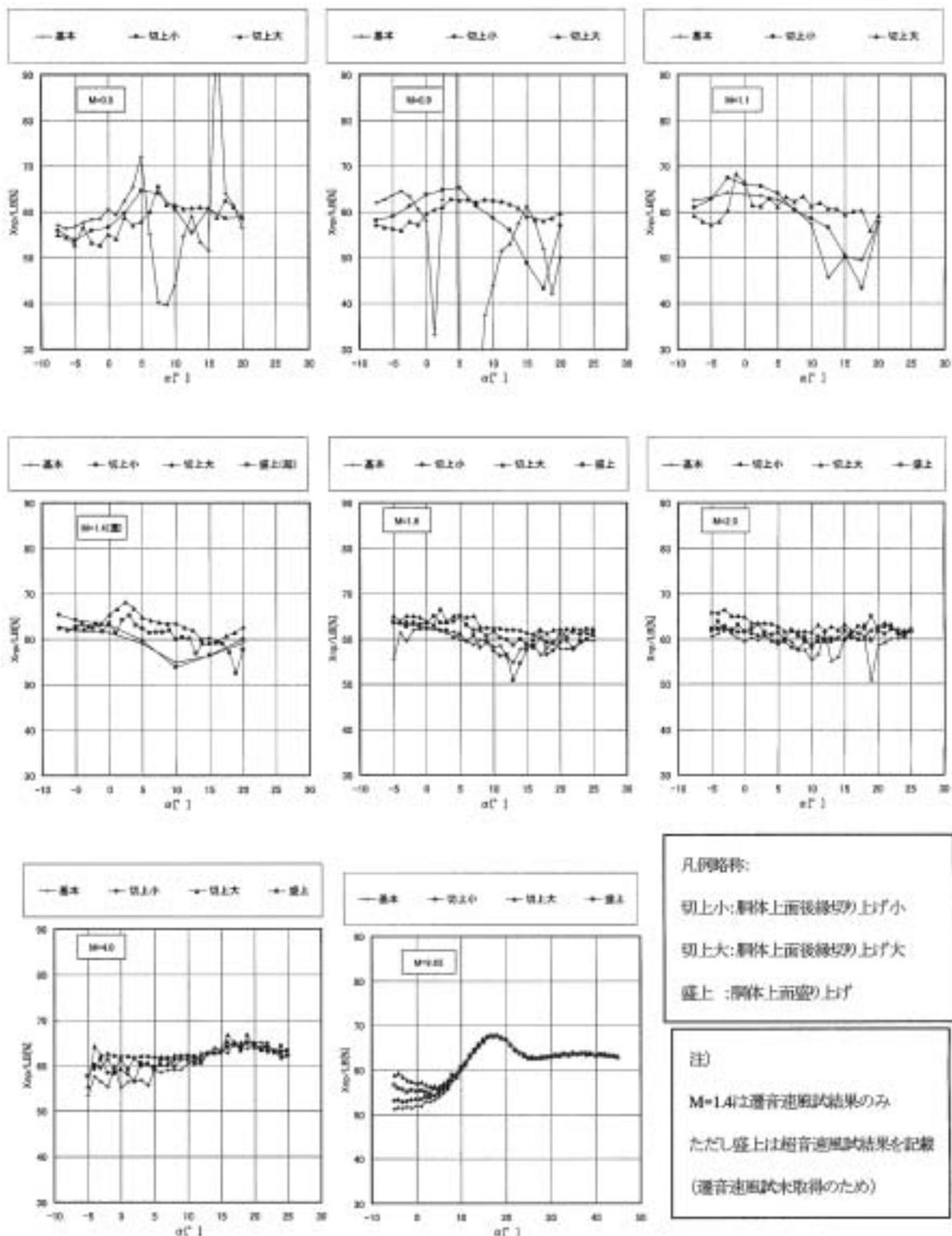
付図18 胴体上面変更効果比較 CD~ $\alpha$  M=0.5~9.65



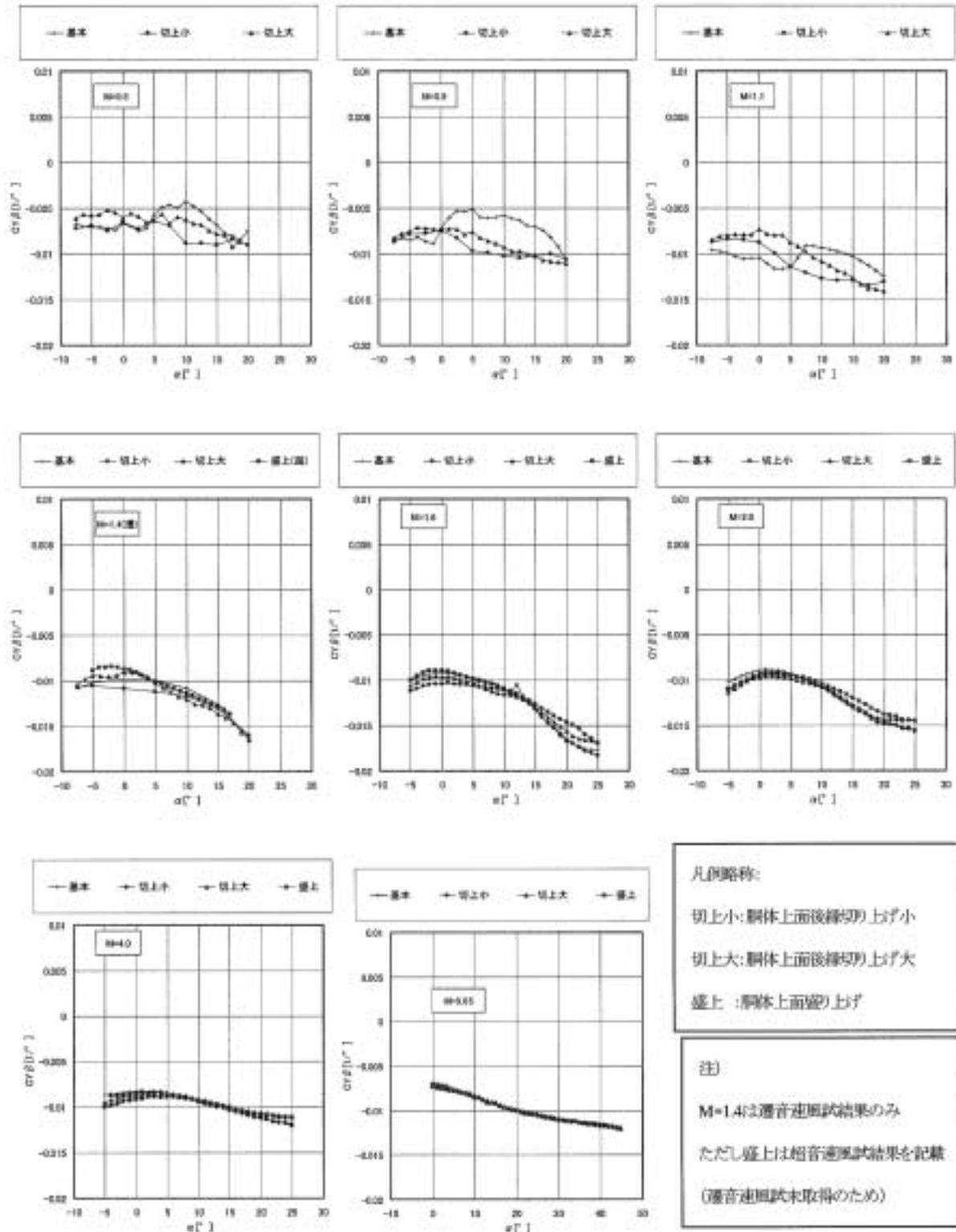
付図19 胴体上面変更効果比較 L/D ~  $\alpha$  M = 0.5 ~ 9.65



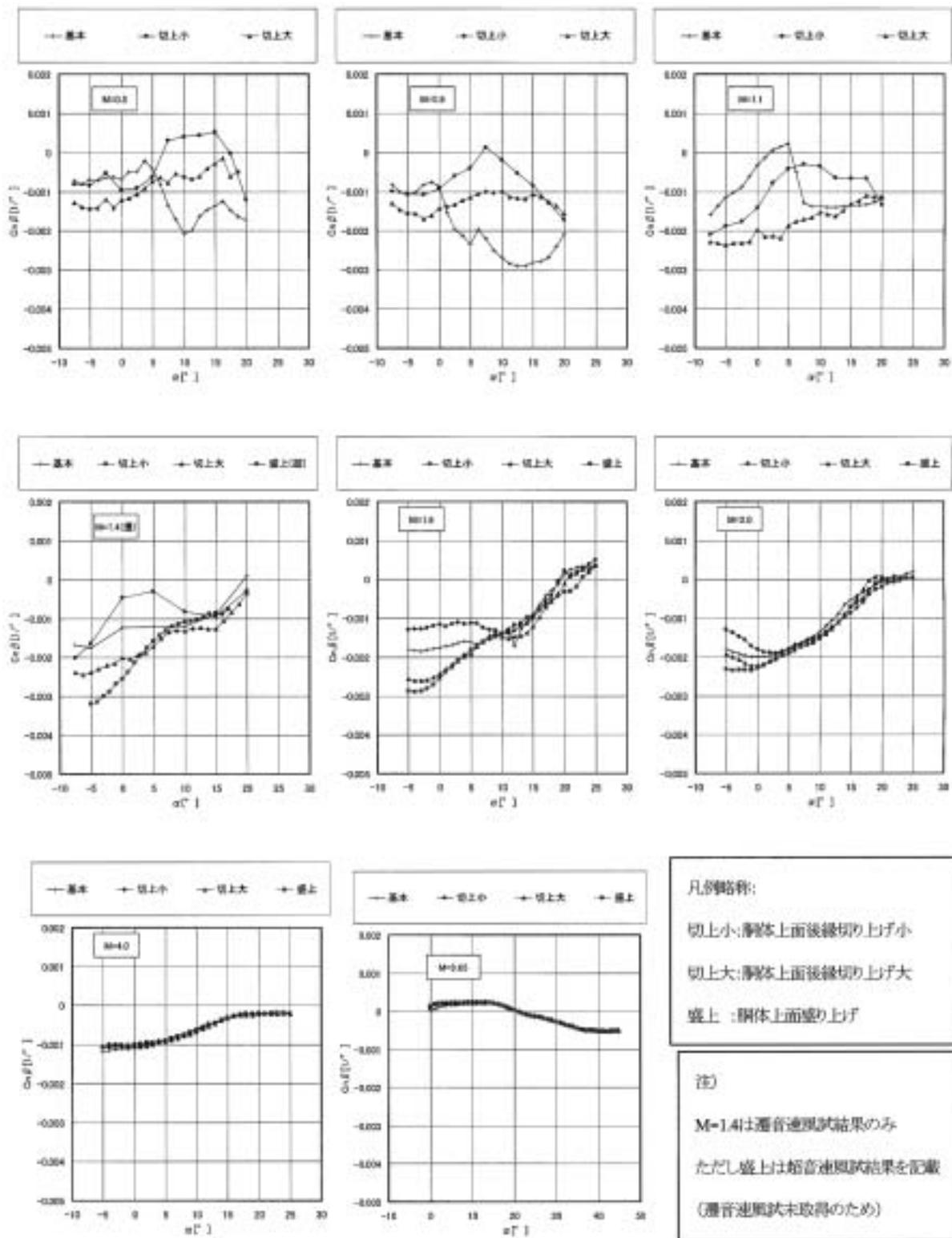
付図20 胴体上面変更効果比較  $X_{cp}/LB \sim \alpha$   $M=0.5 \sim 9.65$



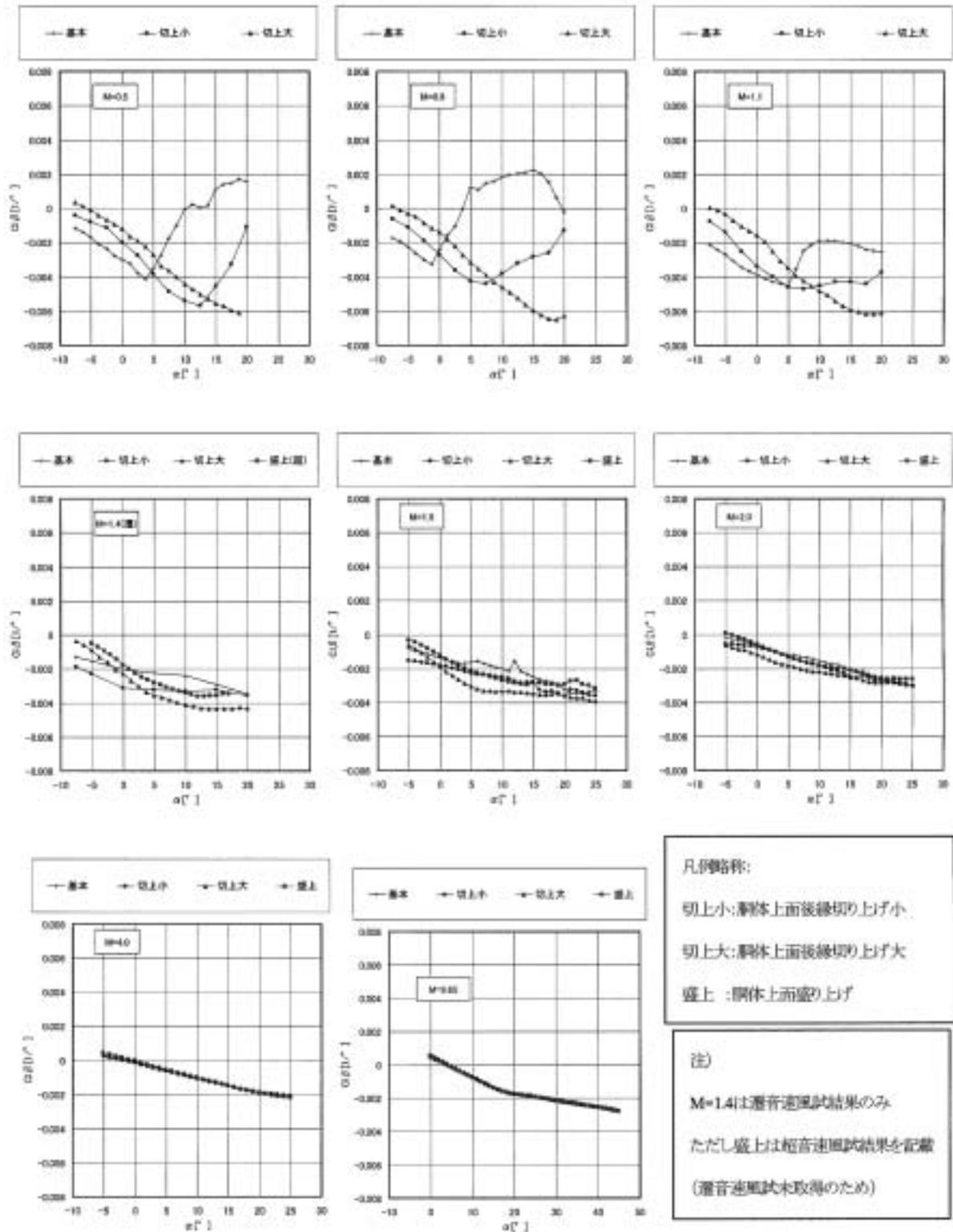
付図21 胴体上面変更効果比較  $X_{np}/LB \sim \alpha$   $M = 0.5 \sim 9.65$



付図22 胴体上面変更効果比較  $CY\beta \sim \alpha$   $M=0.5 \sim 9.65$



付図23 胴体上面変更効果比較  $Cn\beta \sim \alpha$   $M=0.5 \sim 9.65$



付図24 胴体上面変更効果比較  $Cl\beta \sim \alpha$   $M = 0.5 \sim 9.65$



---

**独立行政法人航空宇宙技術研究所報告1468号**

平成15年8月発行

発行所 独立行政法人 **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(0422)40-3935 〒182-8522

印刷所 株式会社 **実業公報社**

東京都千代田区九段北1-7-8

---

© 2003 独立行政法人航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複製、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複製、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。

本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

