

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-520

7風洞による対応風洞試験結果

廣末健一・遠藤浩

1983年9月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 7 風洞の試験担当者

---

防衛庁技術研究本部第三研究所, 垂直兼用風洞, 2.5 M低速風洞

内藤 俊彦, 乙幡 実

航空宇宙技術研究所, 突風風洞

廣末 健一

三菱重工業(株), 2 M低速風洞

杉澤 洸\*, 藤川 敬二

川崎重工業(株), 2.5 M低速風洞

平岡 康一\*, 奥村 純

富士重工業(株), 2 M低速風洞

和仁喜三郎\*, 鈴木 教雄

日本飛行機(株), 2 M低速風洞

佐藤 敏夫

---

\* 前任者

## 目 次

1. まえがき .....	1
2. 記 号 .....	1
3. 模型, 風洞及び計測関係 .....	2
3.1 模 型 .....	2
3.2 風 洞 .....	2
3.3 計測関係 .....	3
4. 試験項目 .....	6
5. 試験結果及びその考察 .....	7
5.1 縦特性 .....	7
5.2 横特性 .....	12
6. むすび .....	19
参考文献 .....	20
付録 1 ストラット天秤支柱干渉の試験 .....	21
付録 2 気流試験 .....	23

# 7 風洞による対応風洞試験結果\*

廣末 健一\*\* 遠藤 浩\*\*\*

## 1. ま え が き

対応風洞試験（以下対応風試と略記する）は風洞の構造型式、模型支持法、および計測装置が必ずしも同一でない複数の風洞で、同一の模型を使って風洞試験を行い、得られたデータ間の対応を明らかにすることを目的として行われるものであるが、究極的には各風洞間の相違を小さくするよう努力することによって、風試データの精度と信頼性の向上をはかることを目標としている。

古くは英国のNPL（国立物理学研究所）が製作した飛行船模型を使った国際対応風試に、日本から東大航研ほか2風洞が（1923）、また、同じく翼模型RAF15には日本の6風洞が参加した（1929）との記録がある<sup>1),2),3)</sup>この時代には対応風試は多分に学術的な意図で企てられたものと思われる。

しかるに、近年、経済活動が国際的規模に拡大するに伴って度量衡や工業規格の国際的標準化が進められたのと同じ理由で、風洞計測の標準化をはかる努力が行われている。それは、航空機が高度に国際的商品であり、また、最近ではほとんどすべての大型商用機は国際共同で開発される気運にあるが、その場合、航空機の性能を保証する風試データが、風洞の相違によらず均質であることが要求されるからである。YX/767の日米伊共同開発に先立ってボーイング社の4 ft×4 ft遷音速風洞と航技研2 m×2 m遷音速風洞の間で同一模型による対応風試が行われた例もある。

地域的、軍事的連帯の強いEC諸国とNATO加盟国を結んで、AGARD標準模型やONERA標準模型による遷、超音速風洞の対応風試が行われているが、航技研でもONERA標準模型M2とM5を複製して試験を行った<sup>4)</sup>。

低速風洞はわが国にも多数あり、それらの風洞で得られた試験結果にもとづいて共同の場での討議も行われているが、その場合、風洞の違いがそのデータにどれ程の差違をもたらすものであるかは、風洞実験に携わる者にとっていつも気になる点であった。とくに、最近のように、いくつかの風洞が同一機種の開発に関与することが多くなると、この疑問は現実的問題として浮び上ってくる。

航空宇宙技術研究所が主催して風洞試験および航空機設計関係者の研究交流の場として、過去約15年間活動を続けてきた風洞研究会議は、昭和52年度の会合で対応風試の問題が提起されたのを機会に、同会議としては初めての共同目的に基づく協力活動として取り上げ、数次にわたってその考え方、進め方などにつき討議を重ねた。

討議の結果決った要旨は、低速風洞についてはとりあえず風洞間の対応に絞って考え、全システムとしてのキャリブレーションの意味から、現用システムのままで試験を行い、データを比較してみることに。模型は既存の適当と考えられる全機模型を使用し、その結果をみて、次段の対応を考えること、などである。遷超音速風洞の対応風試については、関係風洞の間で、別に模型を製作し、対応風試が進められている。

本報告に述べる対応風試結果は、低速風洞に関するもので、前述の要旨に基づいてまとめられたものである。試験はそれぞれの風洞の試験担当者によって自主的に進められ、繁忙な業務の合間を縫って行われた。

## 2. 記 号

$b$	: 主翼翼幅	(m)
$c$	: 空力平均翼弦長	(m)
$C_D$	: 抗力係数	$\frac{\text{抗力}}{\rho S}$
$C_L$	: 揚力係数	$\frac{\text{揚力}}{\rho S}$

\* 昭和58年7月29日受付  
\*\* 新型航空機研究グループ  
\*\*\* 空気力学第2部

$C_m$	: 縦揺れモーメント係数	$\frac{\text{縦揺れモーメント}}{gSc}$
$C_l$	: 横揺れモーメント係数	$\frac{\text{横揺れモーメント}}{gSb}$
$C_n$	: 偏揺れモーメント係数	$\frac{\text{偏揺れモーメント}}{gSb}$
$C_Y$	: 横力係数	$\frac{\text{横力}}{gS}$
$C_{D_{min}}$	: 最小抗力係数	
$C_{L_{max}}$	: 最大揚力係数	
$C_{L_\alpha}$	: 揚力傾斜	$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \text{ (1/deg)}$
$C_{m_\alpha}$	: 縦揺れモーメント傾斜	$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \text{ (1/deg)}$
$C_{l_\beta}$	: 横揺れモーメント傾斜	$\frac{\partial C_l}{\partial \beta} \text{ (1/deg)}$
$C_{n_\beta}$	: 偏揺れモーメント傾斜	$\frac{\partial C_n}{\partial \beta} \text{ (1/deg)}$
$C_{Y_\beta}$	: 横力傾斜	$\frac{\partial C_Y}{\partial \beta} \text{ (1/deg)}$
$g$	: 動圧	(kPa)
$Re$	: レイノルズ数 (C基準)	
$S$	: 主翼面積	( $m^2$ )
$\alpha$	: 胴体基準線の迎角	(deg)
$\beta$	: 横すべり角	(deg)

軸系は安定軸を使用し、基準面積は胴体部を含む主翼面積  $0.3125m^2$  を、モーメントの基準点は主翼の 25% 弦長をとることにしている。

### 3. 模型, 風洞及び計測関係

#### 3.1 模型

試験に用いた模型はアルミ合金製で、図 1 に示したように、上反角、ねじり下げの無い矩形翼を持った単純な形状をしている。この模型は本来天秤支柱の空力干渉を調べるために製作されたものであるが、対応風試用として利用されることになり、“低速対

応風洞試験模型”と呼称されることになった。

模型の主翼、水平尾翼、垂直尾翼等の翼型形状はどれも NACA0012 である。それ等の翼の基準線に対する取付角は総て  $0^\circ$  である。三翼の翼端は垂直に切り落したままで丸味が付けられていない。また翼胴結合部のフィレット整形も付いていない。

胴体は円形断面で最大直径 160mm、頭部 540mm の範囲は長楕円体、尾部は急に絞った形状をしている。

主翼位置は胴体基準線上の中翼形態とその 50mm 上方の高翼形態にすることができ、対応風試はこの中翼、高翼の両形態についてなされている。

モーメント計算の基準点は主翼の 25% 弦長を取ることとした。従って基準点は機首からの水平距離 677.5mm にあり、中翼の場合は胴体基準線上に、高翼の場合は胴体基準線の上 50mm 位置にある。

なお主翼前縁には幅 700mm 位置にワイヤ吊り用の金具が付いていて、総ての試験はこの金具を付けたままで行うことにした。

尾翼なし形態は、垂直、水平の両尾翼を取り外した状態である。全機の場合、水平尾翼は上中下位置に変えられるが、中翼位置のみとした。

#### 3.2 風洞

低速対応風洞試験模型の試験がなされた風洞は、防衛庁技術研究本部第 3 研究所垂直兼用風洞、同 2.5 M 低速風洞<sup>5)</sup>、航空宇宙技術研究所突風風洞<sup>6)</sup>、三菱重工業 K.K. 2 M 低速風洞<sup>7),8)</sup>、川崎重工業 K.K. 2.5 M 低速風洞<sup>9)</sup>、富士重工業 K.K. 2 M 低速風洞<sup>10)</sup>、日本飛行機 K.K. 2 M 低速風洞の 7 風洞で、どれも単回路の回流型である。

これ等風洞の風路の配置は、川崎の風洞を除き横置型(測定部と風路の中心線が同一の水平面にある)である。これの回流する気流の方向は、大部分が左廻り(測定部に置かれた正吊り模型の左翼が外側になる)で、三菱の風洞のみが右廻り(右翼が外側)である。川崎の風洞は測定部が二階に相当する上方にある縦置型で、気流方向について見れば測定部の天井が外側に当る。

以後、これ等風洞名の記述は便宜のため三研垂直、三研 2.5 M、航技研突風、三菱 2 M、川崎 2.5 M、

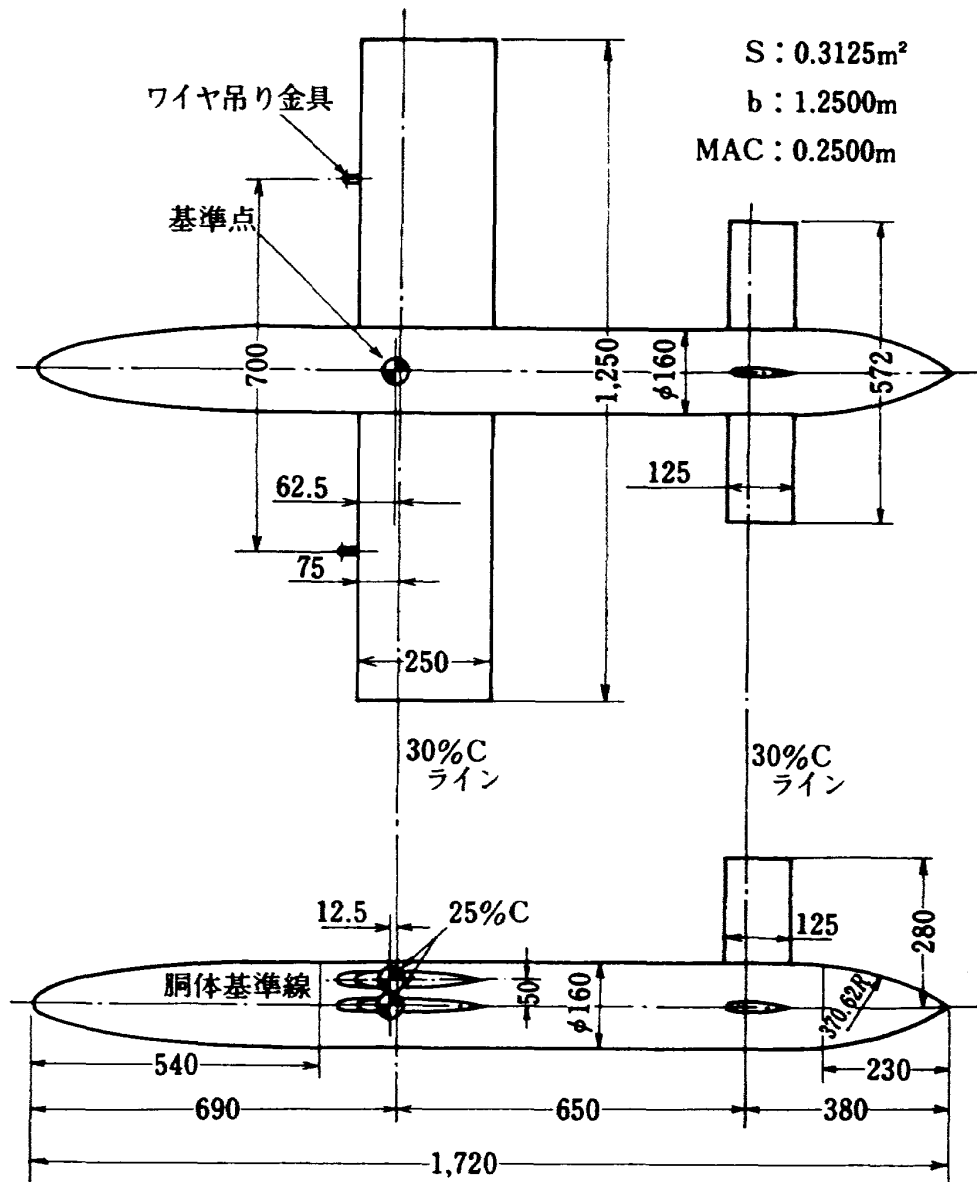


図1 低速対応風洞試験模型

富士2M, 日飛2Mのように略称する。更に短くするため風洞の寸法を省いて示す場合もある。

7風洞の測定部と模型及び模型の支持方法等はそれぞれ異っているので、比較し易いように同じ縮尺で描いたものを図2～4に示す。

風洞の測定部、吹口の形状、寸法、気流境界の開放、固定壁の違い等は同図から直ちにわかるが、天秤の説明等を含めて表1にまとめて記載してある。

風洞壁の境界修正は各風洞とも風洞試験規程<sup>11)</sup>に基づいて $\alpha$ ,  $C_D$ ,  $C_m$ に対し施されている。

### 3.3 計測関係

#### (1) 計測装置

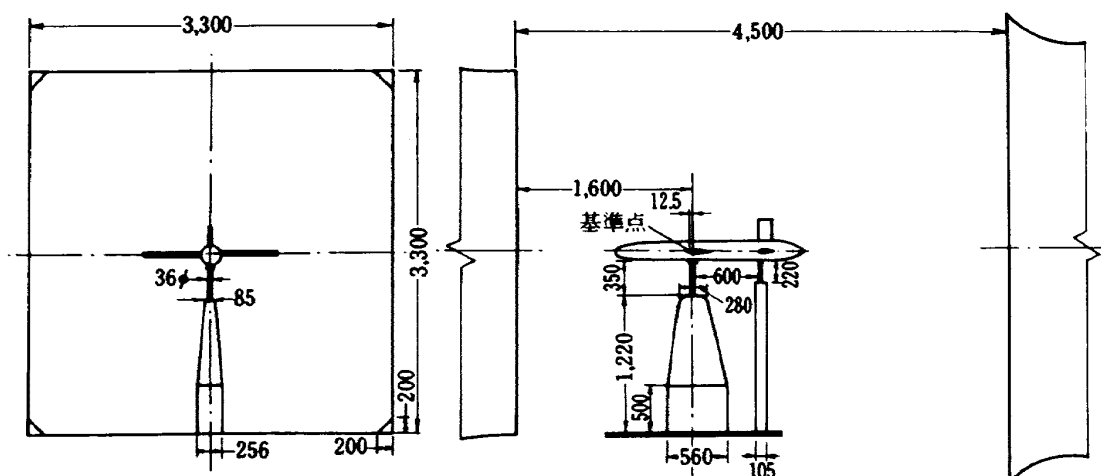
ピラミッド型6分力天秤を使用しているのは、三研垂直、川崎2.5M、航技研突風、富士2Mの4風洞である。それ等風洞の模型支持方法は図2, 3に見られるように突風風洞が前2本支柱、後1本支柱の3点支持、他の3風洞は前後各1本支柱による2点支持である。この天秤支柱の露出部の空気抵抗は、4風洞とも別に $\alpha=0^\circ$ で測定して求めその抵抗分を全体の測定値から差引いてデータの整理を行っている。

表 1 試験された状態の比較

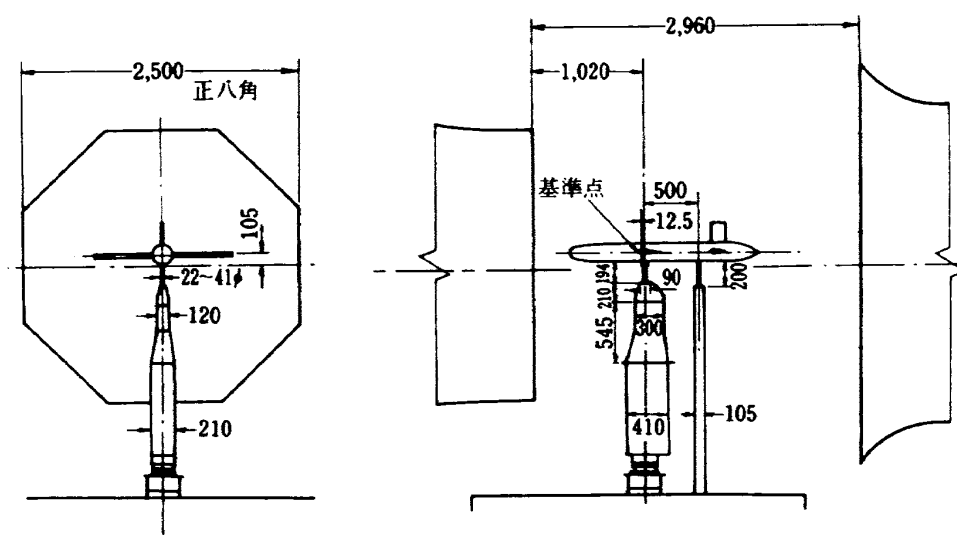
風洞 項目		三 研		航 技 研	三 菱	川 崎	富 士	日 飛
		垂 直	2.5 M	突 風	2 M	3.5 M	2 M	2 M
試 験 年 月		56 年 10 月	56 年 10 月	54 年 11 月 55 年 6 月 55 年 10 月 57 年 3 月	55 年 4 月 57 年 2~3 月	56 年 7 月	56 年 8 月	56 年 12 月~ 57 年 2 月
模型の主翼位置		中、高	中	中、高	高	中、高	中、高	中、高
全機形態の尾翼位置		中	中	中	中	中	中	中
主翼吊線用金具		付	付	付	付	付	付	付
軸 系		安定軸	同 左	同 左	同 左	同 左	同 左	同 左
モーメント の基準点	中 翼	胴体基準線上の 25%MAC	同 左	同 左		胴体基準線上の 25%MAC	同 左	同 左
	高 翼	胴体基準線の 50mm上方の 25%MAC	同 左	同 左	同 左	同 左	同 左	同 左
風洞測定部境界		開 放	開 放	固定壁	固定壁	開 放	開 放	開 放
映 口 の 形 状		正方形	円	正方形	八角形	正八角	正方形	円
測定部幅×長 (m)		3.3 × 4.5	2.5 × 3.5	2.0 × 4.0	2.0 × 2.5	2.5 × 2.96	2.0 × 2.85	2.0 × 3.02
主翼翼幅/測定部幅		0.379	0.5	0.625	0.625	0.5	0.625	0.625
試験風速 (m/s)		50	50	50 一部 (40)	40	50	40 一部 (50)	40
風 洞 天 秤		ピラミッド天秤 ストラット前(1), 後(1)の2点支持	ワイヤ吊り 6分力天秤	ピラミッド天秤 ストラット前(2), 後(1)の3点支持	内装天秤 フォーク型 1本支柱	ピラミッド天秤 ストラット前(1), 後(1)2点支持	同 左	ワイヤ吊り 6分力天秤
風 洞 壁 修 正 ( $\alpha$ , $C_D$ , $C_m$ )		実 施	実 施	実 施	実 施	実 施	実 施	実 施
そ の 他 の 修 正		天秤支柱抵抗 の差引き	吊線抵抗 の差引き	天秤支柱抵抗 の差引き	フォーク支持の 挽き補正, 支柱 干渉の補正	天秤支柱抵抗 の差引き	天秤支柱抵抗の 差引き, 水平浮 力の補正	吊線抵抗 の差引き
データの サンプリング方法		LPフィルタなし 50回/秒 1点/1回	アナログ計器 の読み	LPフィルタ (2.24Hz) 10回/秒 5点平均	フィルタなし 100回/秒 1000点平均	フィルタなし 30回/秒 100点平均	LPフィルタ (1Hz) 33回/秒 50点平均	LPフィルタ (0.1Hz) 1点/1回
A/D変換器の ビット数		12bit		12bit	14bit	12bit	12bit	14bit

ワイヤ吊り6分力天秤を使用しているのは三研2.5M, 日飛2Mの2風洞である。吊線には径1.2mmのピアノ線が用いられており, その吊線の空気抵抗はT棒あるいは丸棒3本を用いた測定から求められており, その抵抗分が差引かれている。

三菱2M風洞では1本支柱のフォーク支持で内装天秤が使用されるので, 天秤を胴体に収めるために専用の中部胴体が新製された。また今回の模型のように主翼が胴体を貫通する構造では主翼位置が高翼に限定されると共に中部胴体の寸法的制限のため天



三研垂直兼用風洞



川崎2.5M低速風洞

図2 風洞測定部、模型及び模型支持の概略

秤中心が主翼の中心に対し後方につれている。内装天秤の場合には支持系に働く空気力は計測量に含まれず模型にかかる力のみが検知される。計測結果には天秤-支持系の撓みの影響及び支持ストラットの空力的干渉に対する補正が施されている。

各風洞とも天秤の精度は十分高く0.5%より小さいものと予想される。

## (2) データ処理

6分力等測定量のデータのサンプリング方法は各風洞で少しずつ異っている。例えば天秤出力を増幅後A/D変換する前にローパス・フィルターを通し

ているもの3, フィルターを通していないもの3, 或測定点につき各測定量を同時に何回か計測してその平均値を求めているもの4, 1回の測定値によっているもの2等である。これ等に使用されているA/D変換器のビット数は12ビットのものが4, 14ビットのものが2である。

三研2.5M低速風洞の場合はアナログ計器から天秤の出力を直接読み取る方法が取られている。

これ等の具体的な数値については表1にまとめて記載してある。



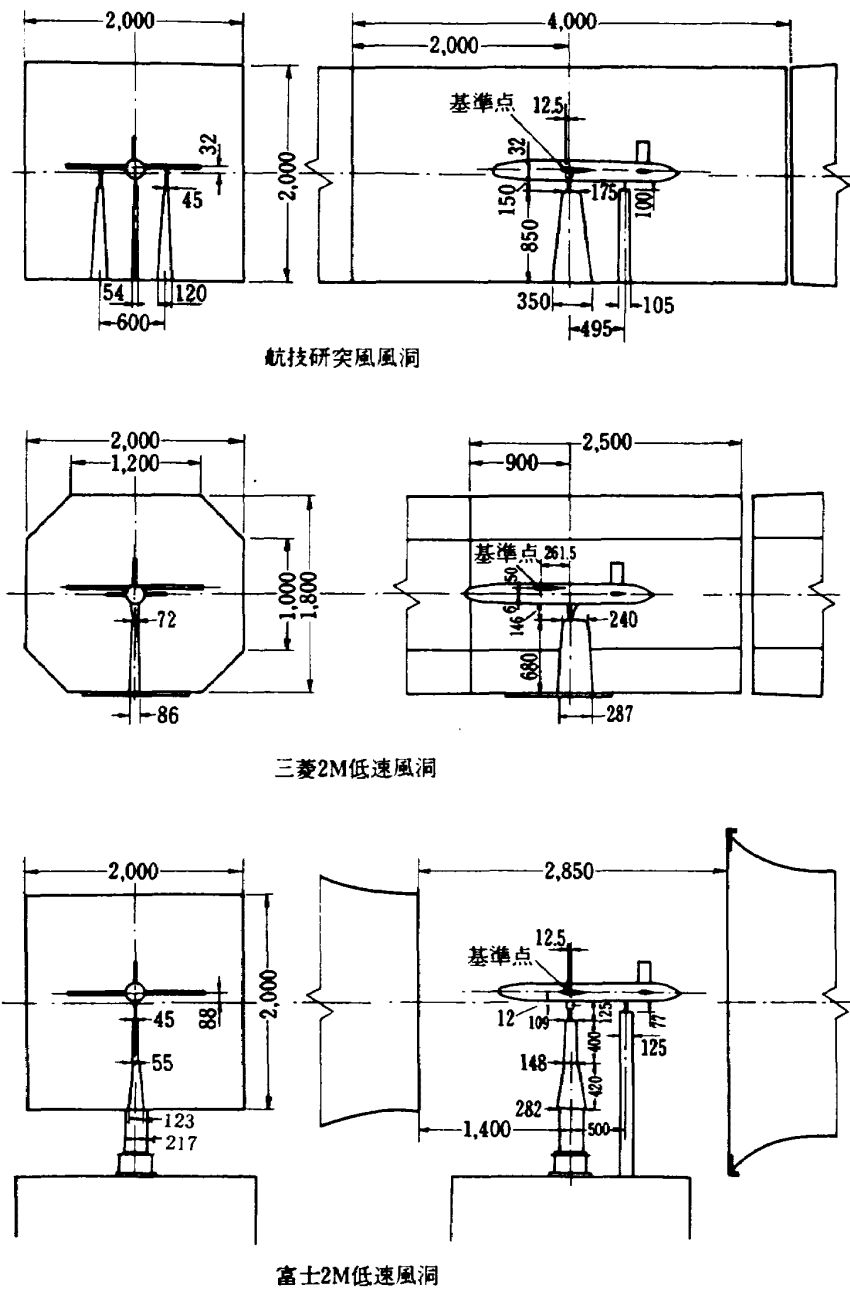


図3 風洞測定部、模型及び模型支持の概略

#### 4. 試験項目

各風洞は、その風洞が通常行っている試験のやり方及びデータ処理の方法に基づいて6分力試験を行うこととし、試験風速、試験する模型の形態、変角範囲等は表2に従って実施することにした。しかし実際には試験できる期間に制限があったもの、或いは模型が振動して試験風速、 $\alpha$ 、 $\beta$ の変角範囲に制約を受けたものがあるが総て表2の内容通りに実施されたわけではない。

そのような理由で各風洞でとられた試験風速は50m/sのものと40m/sの2種類になる。これ等

表2 試験項目

項目	内容
試験風速	50m/s
模型の形態	主翼：中翼位置，高翼位置 尾翼（垂直，水平の両尾翼）： あり，なし
変角範囲	$\alpha$ ： $-10^{\circ} \sim 20^{\circ}$ $\beta$ ： $0^{\circ}$ ， $\pm 5^{\circ}$ ， $\pm 10^{\circ}$ ， $\pm 15^{\circ}$ ， $\pm 20^{\circ}$ ( $\alpha=0^{\circ}$ ， $\pm 5^{\circ}$ ， $10^{\circ}$ ， $15^{\circ}$ について)
その他	総ての試験は主翼前縁のワイヤ吊り金具を付けた状態で行う。

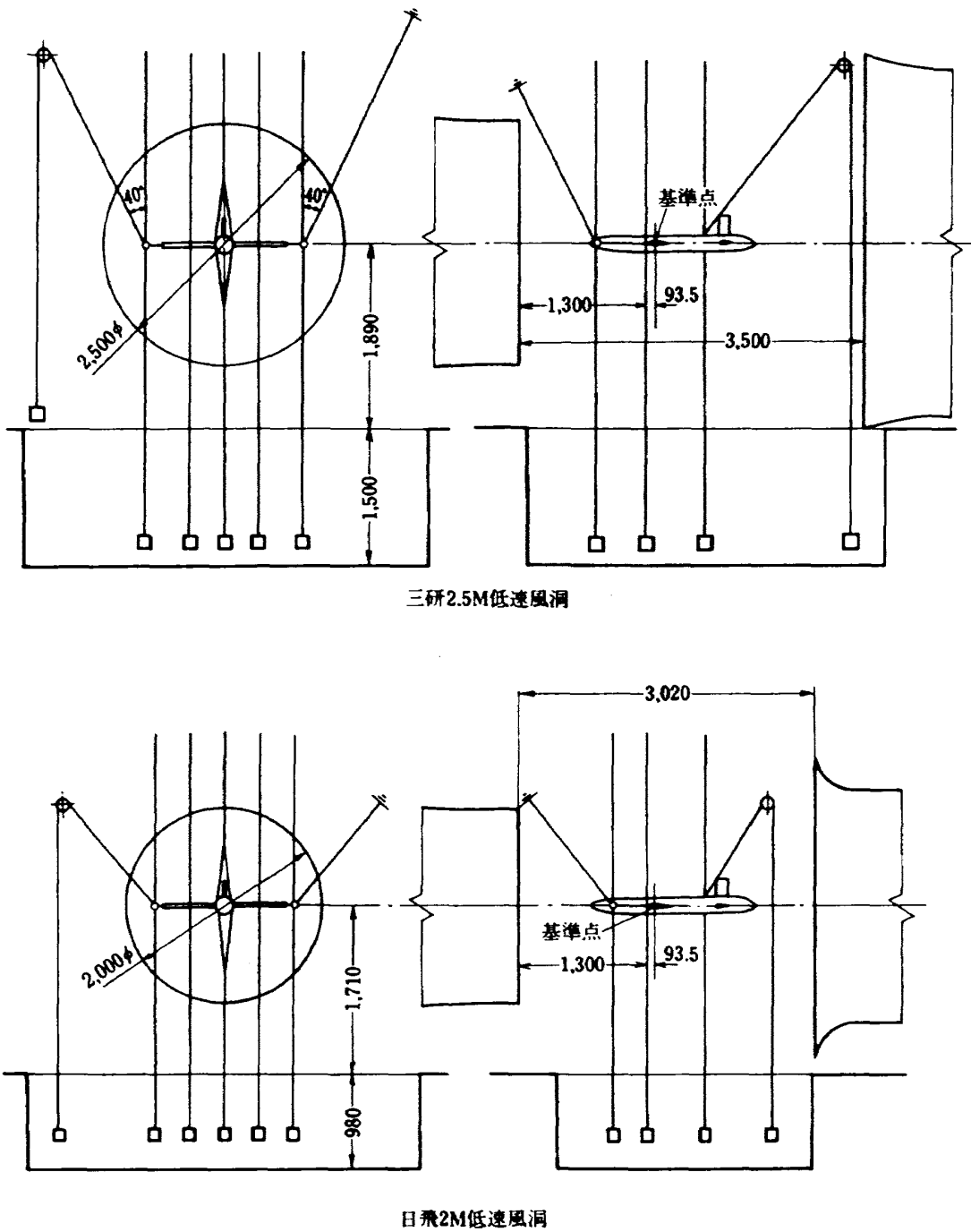


図4 風洞測定部、模型及び模型支持の概略

の具体的な数値、変角の範囲等は表1及び図5～15の試験結果を参照せられたい。

### 5. 試験結果及びその考察

各風洞から出された結果は、そのまま取り上げ典型的なものについて同じ図に重ね描きで示してある。

#### 5.1 縦特性

中翼及び高翼の全機形態の縦特性は、 $\beta=0^\circ$ で $\alpha=-10^\circ\sim 20^\circ$ に変化させた時の $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m\sim\alpha$ を

図5、6に示す。参考のため風洞ごとの試験 $Re$ 数を記号欄に入れて置く。 $Re$ 数は試験風速が同じものについても、試験時の気流の圧力、温度が異なるため若干の差異を生じている。富士の $Re$ 数については相当 $Re$ 数が示されており、これは幾何学的な $Re$ 数にT.F. (Turbulence Factor) 1.23を乗じた値である。

図6に用いられている各風洞を示す記号は以下の図についても総て同じである。

図5の $C_L$ 、 $C_m$ については大迎角のもの(特に $C_L$ )

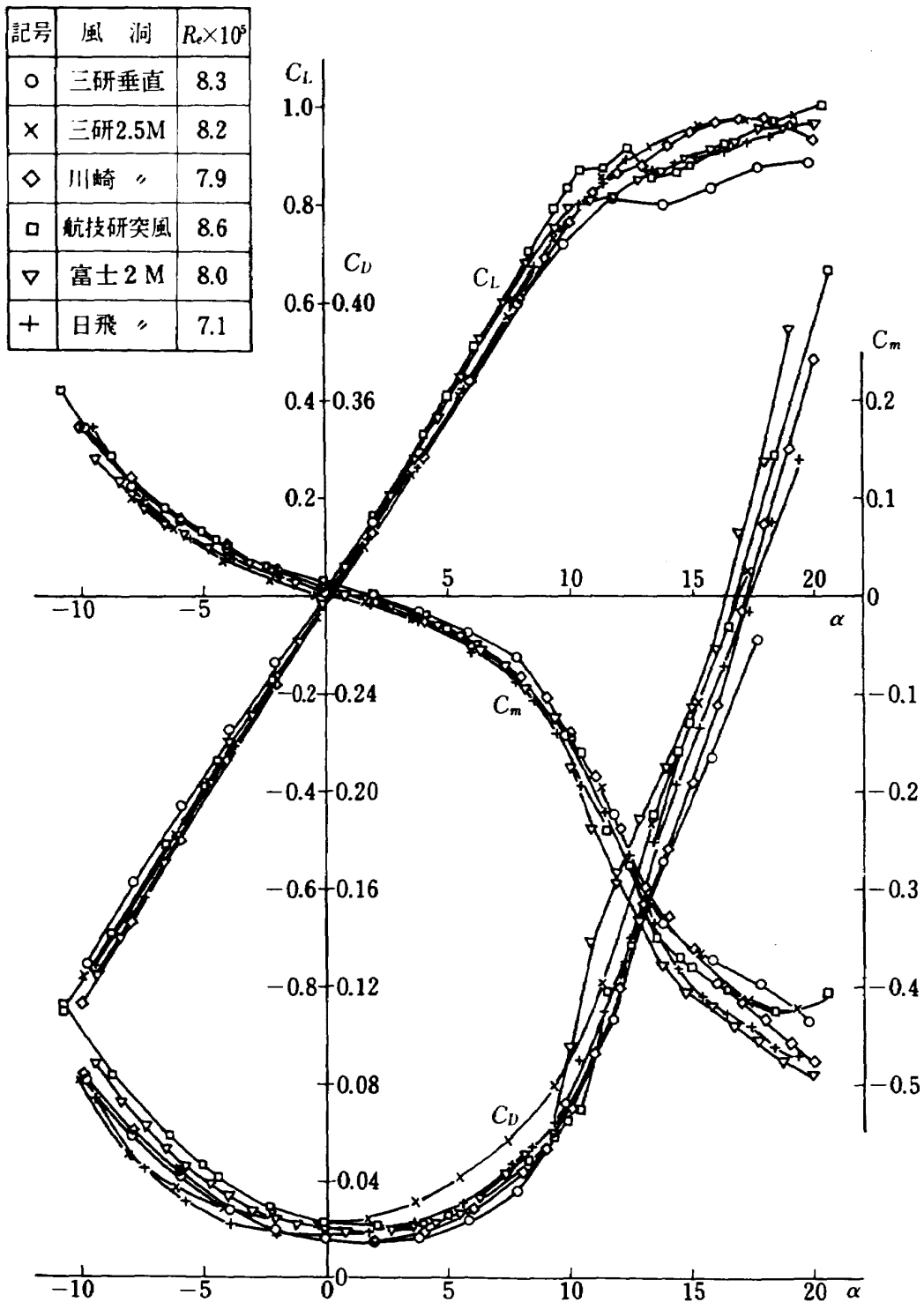


図5 中翼全機形態の縦特性,  $\beta=0^\circ$

を除いて概ね良く合っているものとする。理想としては1本の線上に載れば申し分ないが、風洞、天秤、データ処理の方法、 $Re$ 数が各風洞によって違うことを考えればこの程度のばらつきはやむを得ないであろう。

$C_D$ の合い方は余り良くない。正負の大迎角における違いが顕著である。負の迎角についての違いはストラット天秤を使用しているものの $C_D$ が大きく

なっており、前2本の天秤支柱を使っている航技研突風の結果が特に大き目に出ている。これは天秤支柱干渉の影響を含んでいるためである。この天秤支柱干渉の影響は $C_{D_{min}}$ の迎角にも表われている。対称な翼型及び形状を持った模型であるから $C_{D_{min}}$ は $\alpha=0^\circ$ にあるべきと考えられるのに $\alpha=2^\circ$ にある。天秤支柱干渉を求める試験は非常に面倒であり、特に大きな風洞での実施が困難なためその実施は義務

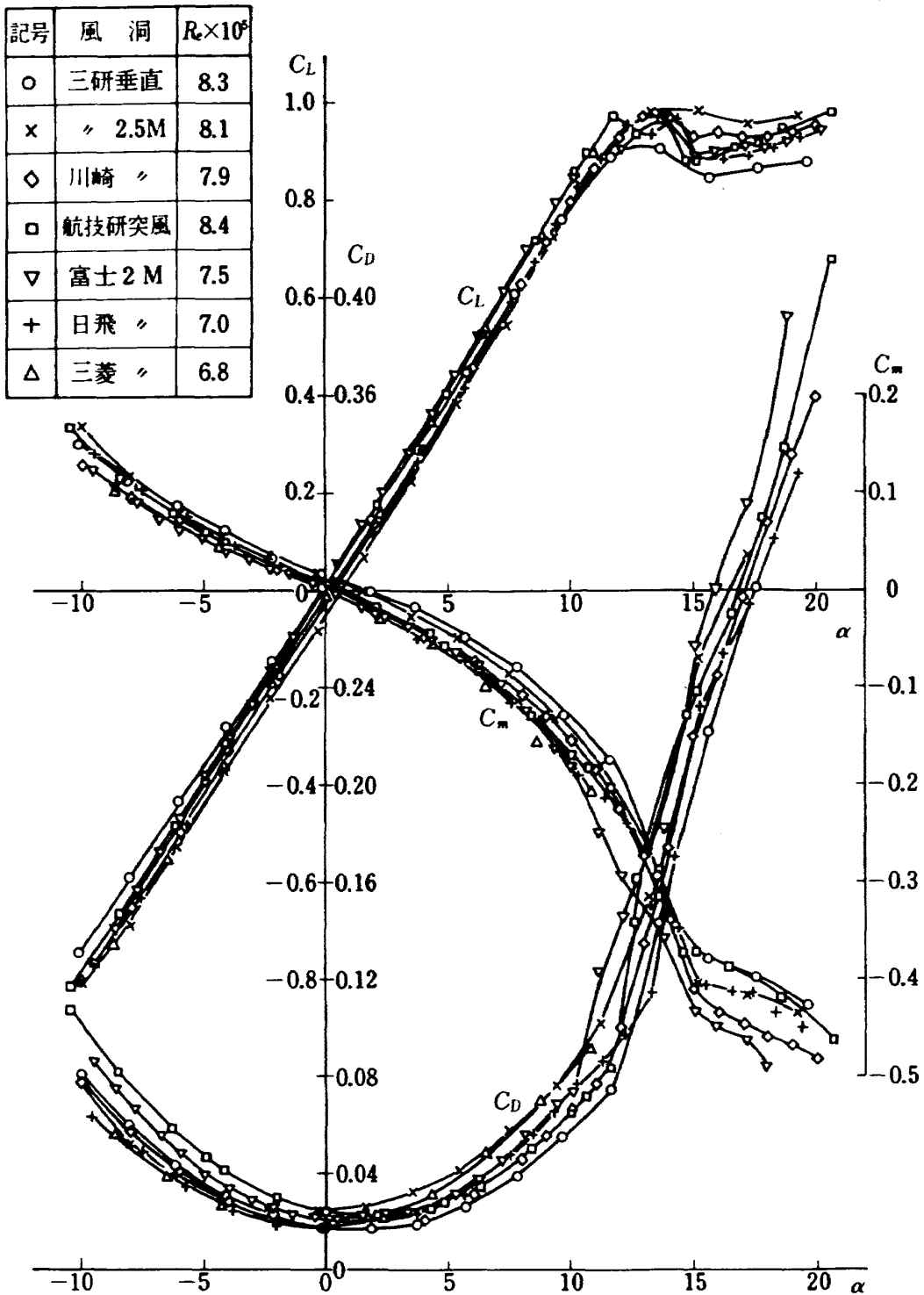


図6 高翼全機形態の縦特性,  $\beta=0^\circ$

づけられていない。

航技研突風の場合、参考のためこの天秤支柱干渉を求める試験を実施している（付録1参照）。この結果を当てはめると  $C_{D_{min}}$  の位置は  $\alpha=0^\circ$  になり負の迎角における  $C_D$  は低く目の値の三菱、日飛、三研2.5Mの結果に合ってくる。

三研垂直、川崎、富士の  $C_D$  についても天秤支柱干渉が含まれているから、この修正ができれば  $C_D$

は小さくなり、 $C_D$  のばらつきも小さくなるのが予想できる。大迎角における  $C_D$  のばらつきが大きいのは、 $C_L$  の形状の違いによるもので、失速する迎角は風洞によって異っており、失速が起こればその迎角で  $C_D$  が急激に増すためである。

ワイヤ吊りの日飛の  $C_D$  は  $\alpha=0^\circ$  を基準に  $\alpha = \pm 10^\circ$  の範囲で対称性が良く、ワイヤ吊りの良さの一端を示すものと考えられる。三研2.5Mの  $C_D$  は正の迎

角で大き目に出ているが、それが如何なる理由によるものか明らかでない。

ワイヤ吊り天秤は天秤支柱干渉といった厄介なものが無い点で理想的とも考えられるが、二風洞間の違いが大きいため、ワイヤ吊り天秤を使用した結果がもう一例位欲しいという意見が風洞試験担当者の中に多くあった。

その他として、富士の結果には水平浮力の修正<sup>11),12)</sup>が  $C_D$  になされている。これは非常に小さな値 ( $\Delta C_D = 0.0006$  程度) であるので、今議論している大きなばらつきに対しては未だ問題にしなくて良いものとする。

大迎角の  $C_m$  はそのばらつきの度合いが幾分増し

ている。これはその迎角で  $C_L$ ,  $C_D$  のばらつきが大きくなっている影響によるものである。

図 6 の高翼形態について見れば縦特性は、中翼形態で述べた傾向と本質的に同じである。 $C_L$ ,  $C_m$  のばらつきは中翼形態に比らべ若干大きくなっている。主翼位置が 50mm 高くなったこと、試験風速は同じでも試験日時の違いによる  $Re$  数の若干の変化以外、特に変わった点は考えられないが、このようにばらつきが大きくなっていることに対し興味を引かれる。通常の試験においてはこの程度の差異が生じ得ると言うことであろうか。

大迎角 ( $\alpha = 5^\circ \sim 20^\circ$ )  $C_L$  の形状を見易くするため図 5, 6 の  $C_L$  を同じ  $\alpha$  に対し零点をずらして描き

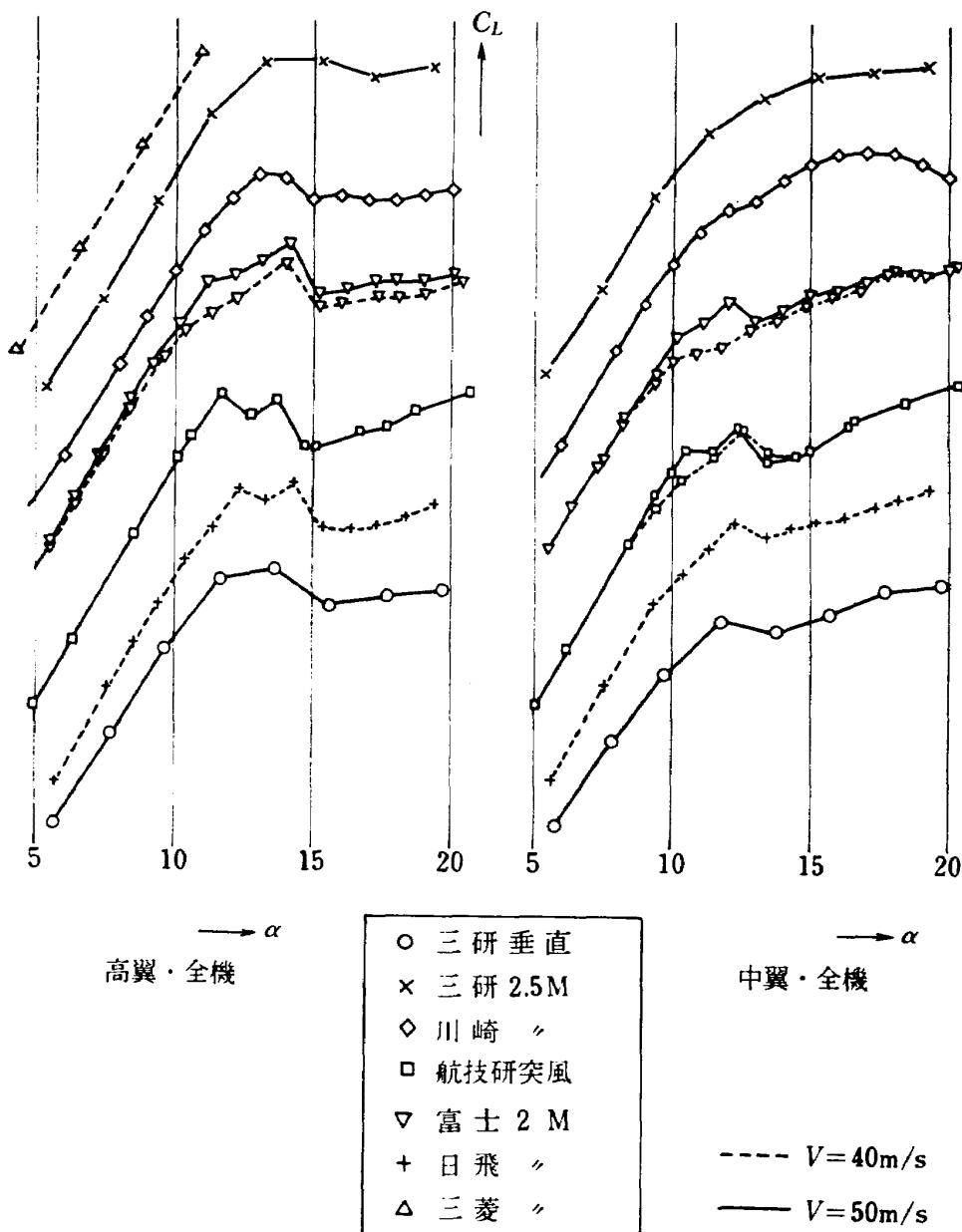


図 7  $\alpha = 5^\circ \sim 20^\circ$  における  $C_L$  の変化

直したものを図7に示す。

$C_L$ の形状はなだらかな山の形をしたもの、ピークが表われた後なだらかに伸びているもの等風洞によってそれぞれ異っている。この形状は $Re$ 数によっても変ると考えられるので、試験風速50m/s、40m/sで行われた結果の有るものについては両方が示してある。 $C_L$ 及び $C_L$ のピークは50m/sの方が僅かながら上方に伸びていることがわかる。

$C_L$ のピークができる理由は付録2の気流試験を参照して、迎角を増して行くと $\alpha = 10^\circ \sim 11^\circ$ で左翼の翼根部が失速して $C_L$ が少し落ち、更に迎角を増して行くと $C_L$ も伸び $\alpha = 12^\circ \sim 13^\circ$ で両翼の翼根部が失速して $C_L$ が急激に落ちるためと思われる。しかしこのピークは三研2.5M、川崎2.5M風洞の場合それ程顕著に表われていない。

$C_L$ のピークの位置、山の形状等は中翼形態と高翼形態でいくらか異っている。

このように大迎角における $C_L$ 曲線の形状が風洞によって非常に異っているが、これは恐らく気流の乱れ度の違い、ねじれ、偏向等の存在、風速分布の違い等によって生じたものと考えられる。

次に縦特性の代表的な係数 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{Dmin}$ 、 $C_{Lmax}$ 、 $C_{m\alpha}$ を風洞別にプロットしたものを図8に示す。同図には尾翼なし形態の結果も示してある。 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ の微係数は $\alpha = \pm 4^\circ$ の範囲について求めたものである。

$C_{L\alpha}$ については三研垂直が低く目で、日飛もやや低く目、三菱がやや高目に出ている。高翼の $C_{L\alpha}$ は約1%中翼より大である。全機と尾なしの $C_{L\alpha}$ については10%程度尾なしの方が小さい。

$C_{Dmin}$ については全機の場合0.022~0.016の範囲にあり、尾なしの場合0.020~0.014の範囲とかなりの差異がある。この差異は天秤支柱干渉の修正を施せば一段と縮まり三菱の結果に近くなるものと

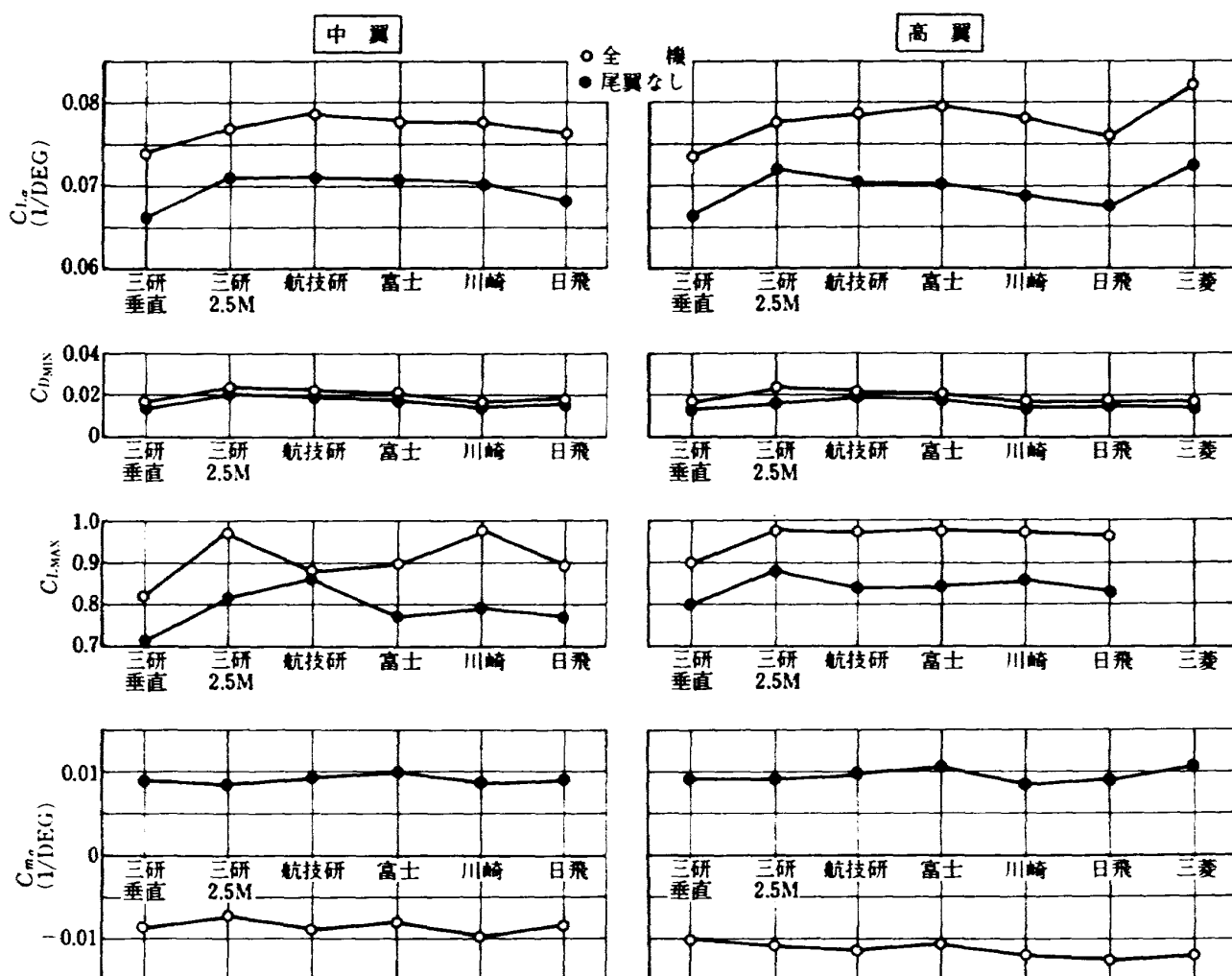


図8 縦の空力特性の比較

予想できる。しかしこのことはワイヤ吊りでやや高目に出ている三研の 2.5 M には適用できない。

$C_{Lmax}$  については、図 7 に見られるように  $C_L$  の形状が  $\alpha = 20^\circ$  でも落ちないで伸びているもの、 $\alpha = 10^\circ \sim 12^\circ$  に  $C_L$  のピークが生じ以後は漸増して伸びているもの等非常に異っているので何の位置を  $C_{Lmax}$  取るかによってその値も大分変る。ピークを持った  $C_L$  曲線については折れ曲り点を取ることとした。この点では  $C_D$ ,  $C_m$  も急変している。中翼全機形態の三研 2.5 M, 川崎 2.5 M のようにピークが出ないものは高い値となっている。高翼形態の場合はほぼ一様な値となっている。なお比較している各風洞間の  $C_{Lmax}$  は  $Re$  数が合っていないので、大差は無いと思われるが幾分問題を含んでいる。富士の  $C_{Lmax}$  には高い値の出ている 50m/s ( $Re \times 10^5$  は中翼の場合 9.7, 高翼の場合 9.2) で試験された結果が入れている。

$C_{m\alpha}$  については風洞間のばらつきが若干あるけれども概ね近い値を示している。高翼形態の  $C_{m\alpha}$  は中翼形態の同じ状態に比べ全機が大体 30% 程度大で、尾翼なしが 0~5% 大である。

これ等の傾向が  $Re$  数によって変らないかという疑問を生ずるが、航技研究風洞では試験風速 20, 30, 40, 50m/s (中翼形態の場合  $Re \times 10^5 = 3.5, 5.2, 6.9, 8.6$ ) の試験をしており  $C_{Lmax}$  が生じている付近 ( $\alpha = 8.5^\circ \sim 14.5^\circ$ ) を除いて余り変化していないことを確かめている。 $\alpha = 8.5^\circ \sim 14.5^\circ$  の  $C_L$  については、図 7 の  $V = 50\text{m/s}$  と  $40\text{m/s}$  の  $C_L$  の差を  $4C_L$  とすれば  $V = 30, 20\text{m/s}$  の  $C_L$  は大体この  $4C_L$  分だけそれぞれ小さくなった形状の  $C_L$  曲線と見なして良い。この迎角範囲では当然  $C_L$  の影響が  $C_D$ ,  $C_m$  にも及んでいてそのばらつきの幅が幾分大きくなっている。

この試験した  $Re$  数範囲については、5.2 で述べる横特性に対しても縦特性の場合と同じように、 $Re$  数によってほとんど変化していない結果が得られていて、 $Re$  数による影響は小さいものと見なせる。

このような傾向は他の風洞についても、 $Re$  数によって変化しない同じような結果が得られるものと推察する。

## 5.2 横特性

横特性の図示は縦特性の場合と同じように中翼及び高翼の全機形態について行う。 $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$  についての  $C_Y \sim \beta$  は図 9, 10 に、 $C_I \sim \beta$  は図 11, 12 に  $C_n \sim \beta$  は図 13, 14 にそれぞれ示す。 $\beta$  は  $0^\circ \sim \pm 20^\circ$  の範囲に変えているが、その間の変角ピッチは大部分のものが  $5^\circ$ , 日飛が  $4^\circ$ , 三菱が  $3^\circ$  で行っている。

$C_Y \sim \beta$  は何れも  $\beta = 0^\circ$  で  $C_Y = 0$  であり、 $\beta$  の小さな範囲では風洞間のばらつきも小さく大体合っている。しかし  $|\beta| = 10^\circ$  以上の角度についての  $|C_Y|$  はばらつきが増している。これ等の傾向は中翼、高翼形態についても、又迎角を変えた場合も大体同じである。全般に  $C_Y$  の合い具合は良好と見なせる。

$C_I \sim \beta$  については  $\beta = 0^\circ$  で  $C_I = 0$  でないものが多い。中翼全機について見ればこの  $\beta = 0^\circ$  の  $C_I$  のずれ幅は大部分負側にあり、迎角によって変っている。その最大ずれは、 $\alpha = 0^\circ$  が最も小さく  $C_I = -0.002$ ,  $\alpha = \pm 5^\circ$  で  $C_I = -0.003$ ,  $\alpha = 10^\circ$  で  $-0.006$ ,  $\alpha = 15^\circ$  で  $-0.0035$  のように変化している。このずれが生じた原因は、零点を通過しているものもあることから模型の非対称によるものではなく風洞気流の偏向あるいはねじれの存在、風速分布、乱れ度の不均一性等によって生じたものと考えられる。

日飛では吹口に取り付けた丸棒の Wake を測定することによって模型位置の気流の偏向角が測られており、右翼(後視)で上向き  $0.3^\circ$ , 中央部で下向き  $0.4^\circ$  あることが確かめられている。これによって  $C_I = -0.002$  程度の非対称モーメントが生じ得る。

高翼の場合、この  $C_I$  の零点のずれは三菱、日飛は負側にあり、航技研究風は正側 ( $0.0025$  程度) にずれていて、全体のばらつきが増した感じを与える。三研垂直、川崎、富士の  $C_I$  はほぼ零点を通過している。

航技研の結果について高翼形態の試験(昭和 55 年 6 月)以後に実施した天秤支柱干渉試験の中翼形態正吊りの結果は何れも  $\beta = 0^\circ$  の  $C_I = +0.003$  程度  $C_I$  の零点がずれた結果が得られている。その原因を探究するための実験はしていないが、中翼形態の試験後風洞の右側半分には oil mist の出るシュミレータエンジンを装備した USB (Upper Surface Blowing) 半載模型の試験を長期間行っているため風洞

の整流金網が目詰りして右と左の風速分布の非対称性が強くなったためではないかと思っている。

何れにしても  $C_l$  の合い具合は良くない。これは風洞気流の左右の非対称性、吹き上げ吹き下しの存在が顕著に影響するためと考える。

$\beta = |10^\circ|$  以上の  $|C_l|$  のばらつきは、中翼全機の場合大きい方から大体三研垂直、川崎、富士、航技研突風、日飛の順になっている。

高翼の  $C_l$  のばらつきは中翼の場合より大きく、特に  $\alpha = 15^\circ$  の違いが大きい。 $\alpha = 15^\circ$  については図7を参照して  $C_l$  のピークの出ている近傍である

ためこのような形状が生じたものと思われる。

$C_n \sim \beta$  について、何れも  $\beta = 0^\circ$  で  $C_n = 0$  である。 $C_y, C_l$  の場合と同じように  $|\beta|$  が大きくなれば  $|C_n|$  のばらつきも増している。正側の  $\beta$  の方がややばらつきが大きい傾向が見られる。

$|\beta| = 15^\circ$  で  $|C_n|$  が急激に落ちているが、 $C_y \sim \beta$  についても同じ角度で落込みが見られ、また垂直尾翼と同じ翼型である主翼の失速角が  $11^\circ \sim 14^\circ$  であることから、これは垂直尾翼の失速によるものと考えられる。 $\alpha = 15^\circ$  ではこの落ちは緩和されるが、迎角が増したことにより垂直尾翼に後退角効果が生じ失

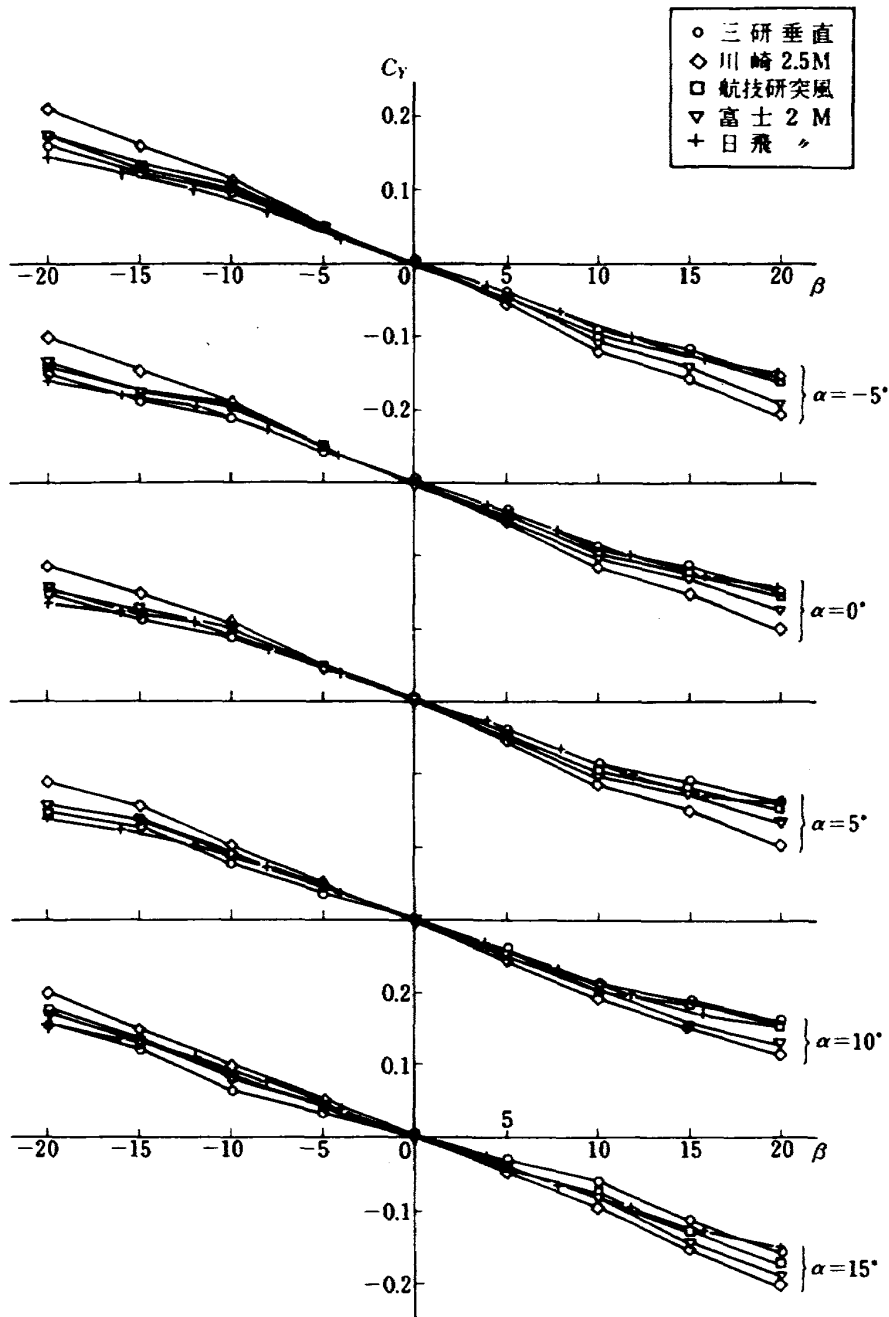


図9 中翼全機形態  $C_y \sim \beta$



速角が大きくなったためと考えられる。

高翼形態については、中翼形態で述べたと全く同じ傾向、同じような値を示している。迎角を変化させたものについてもほとんど同じで変わっていない。

次に尾翼なしを含め試験した全部について  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{I\beta}$ ,  $C_{n\beta}$  を求めたものを図 15 に示す。図の各微係数は  $\beta = \pm 5^\circ$  の範囲について求めたものである。

$C_{Y\beta}$  は全機、尾翼なし共負の値で中翼全機のばらつき幅が大きい。図 9 の  $C_Y \sim \beta$  で見る限り各風洞共大体合っているように見えるが、微係数算出の仕方スケールの取り方で拡大されてこのようにばらつ

きが大きくなる。中翼の尾翼なしでは  $\alpha = 0^\circ$  の川崎の結果を除いて非常に良く合っている。高翼の場合中翼に比べ全機はそのばらつきの幅が小さくなっており、尾翼なしは逆に広がっている。

$C_{I\beta}$  について、全機と尾翼なしの値はほぼ同じ値で、 $\alpha$  によって変化する傾向も同じである。図 11, 12 で見られたように  $\beta = 0^\circ$  の  $C_I$  は零点がずれていたが、 $C_{I\beta}$  の形にして見ればそのばらつきの幅は比較的小さい。 $|C_{I\beta}|$  はストラット支持では大き目で、ワイヤ吊りでは小さ目となる傾向がある。高翼形態の方が全機、尾翼なし共ばらつきの幅が縮まってい

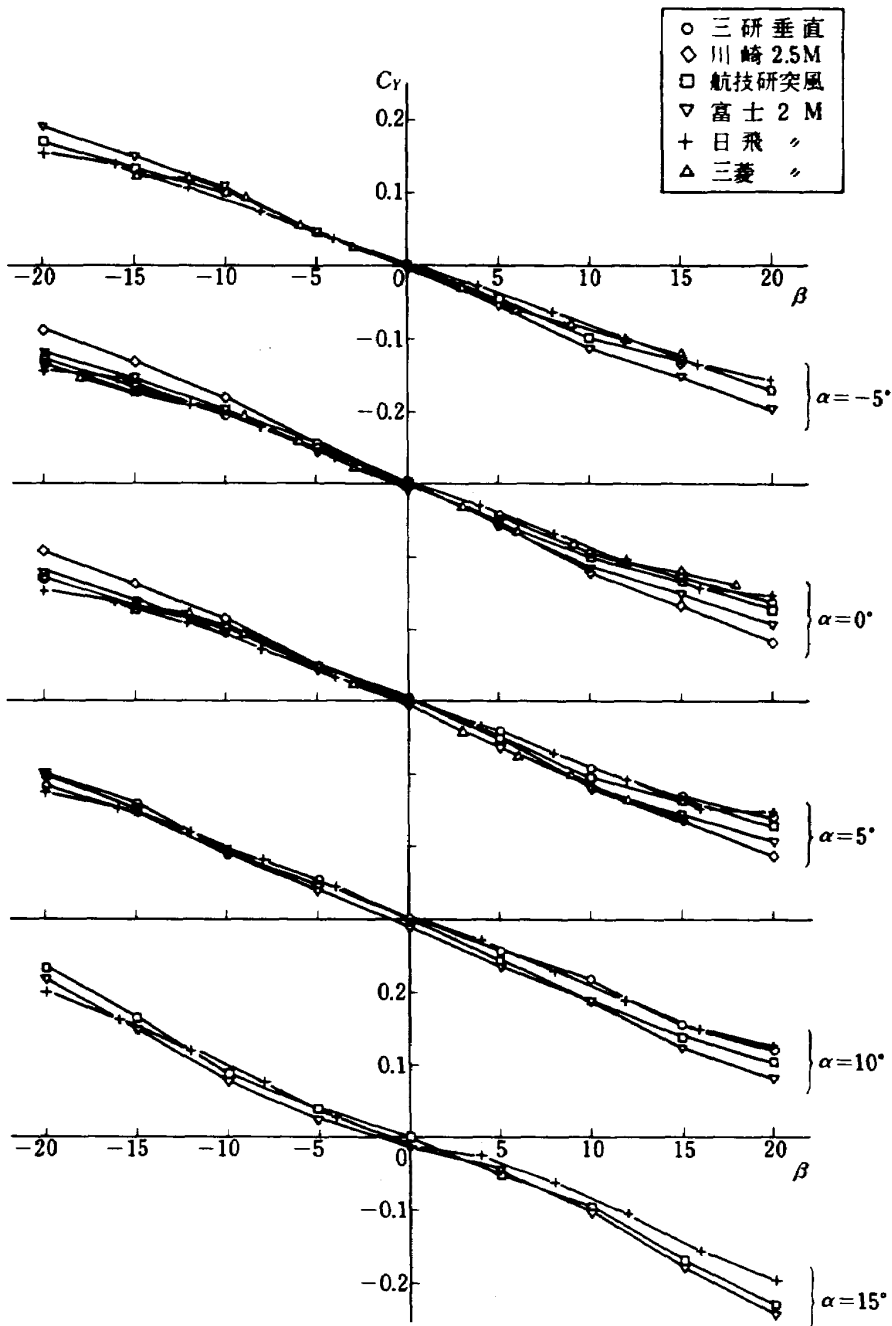


図 10 高翼全機形態  $C_Y \sim \beta$

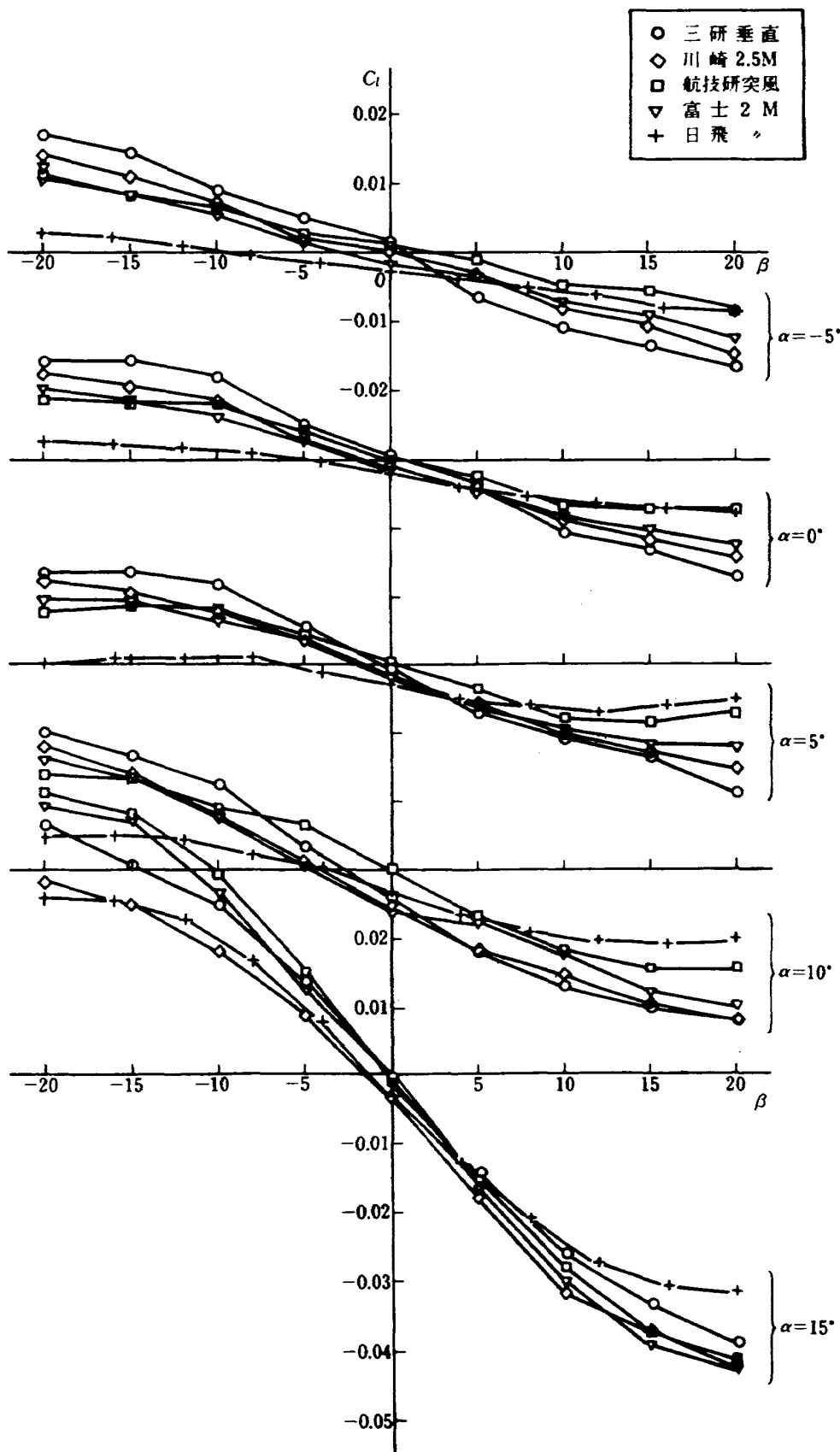


図 11 中翼全機形態  $C_l \sim \beta$

る。

$C_{n\beta}$  について、ばらつきの幅は  $C_{l\beta}$  の場合とほぼ同程度である。 $|C_{n\beta}|$  は  $C_{l\beta}$  と同様ストラット支持では大き目、ワイヤ吊りでは小さ目となる傾向がある。

横特性の微係数に対し、ストラット天秤の支柱干渉は傾斜を増す方向にあり、ワイヤ吊りは小さ目に出るようであるからその量的な把握ができ、その修正ができれば、ばらつき幅は一層小さくなることが予想される。

支柱干渉以外のばらつきの原因としては、変角ピッチが  $5^\circ$  と大きく、傾斜を取った  $\pm 5^\circ$  の範囲に 3 点のデータしか含まれていないため、測定上のわずかなばらつきがそのまま微係数に現われていること、また図 14 ( $C_n \sim \beta$ ) の  $\alpha = -5^\circ, 0^\circ$  データを見ると非線形性が見られ、 $\beta$  の変角ピッチが小さい三菱のデータに顕著に出ており、このように非線形性がある場合には変角ピッチの大小によって得られる微係数が変化し、対応を悪くしていることも考えられる。

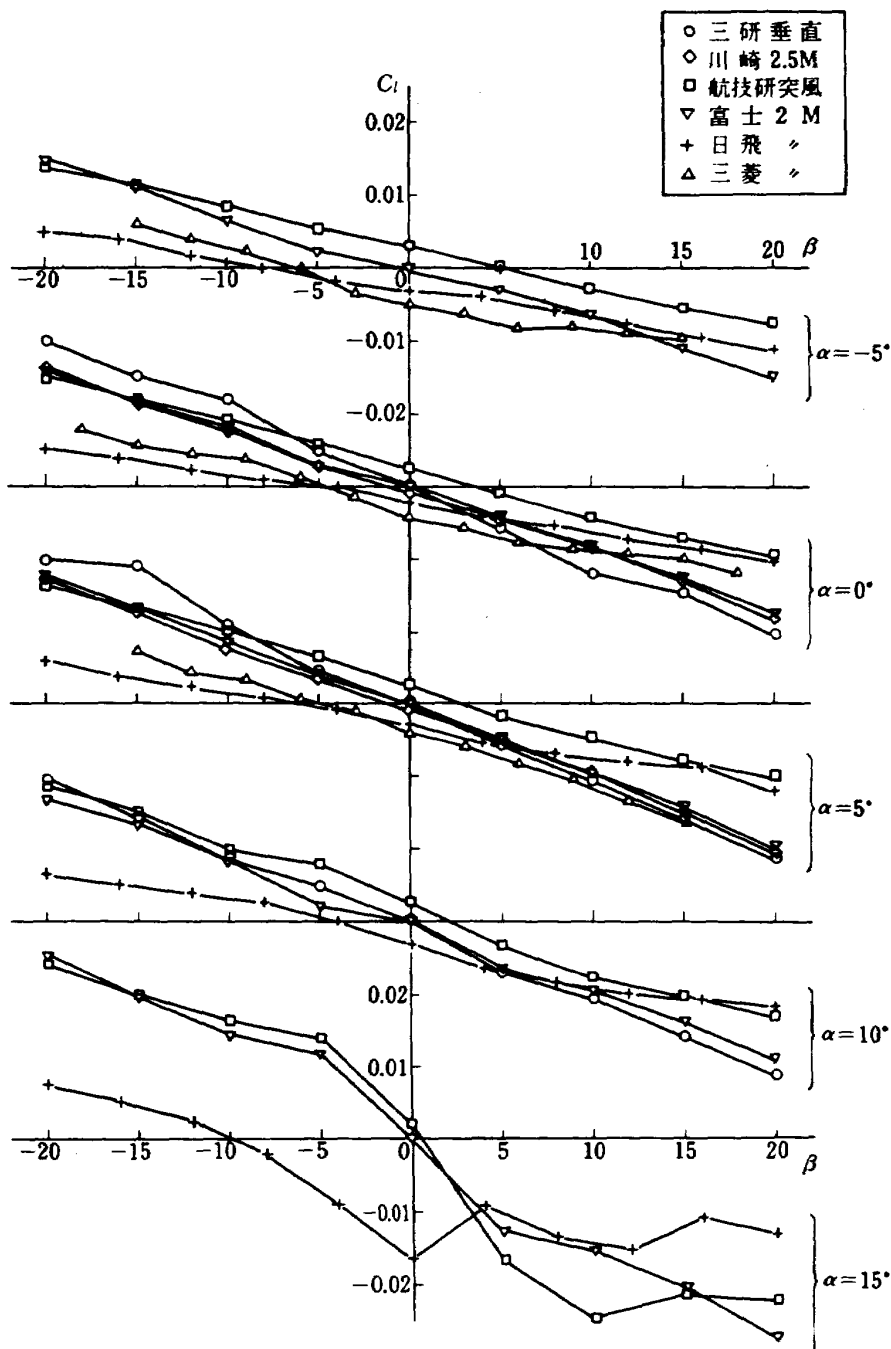


図 12 高翼全機形態  $C_l \sim \beta$

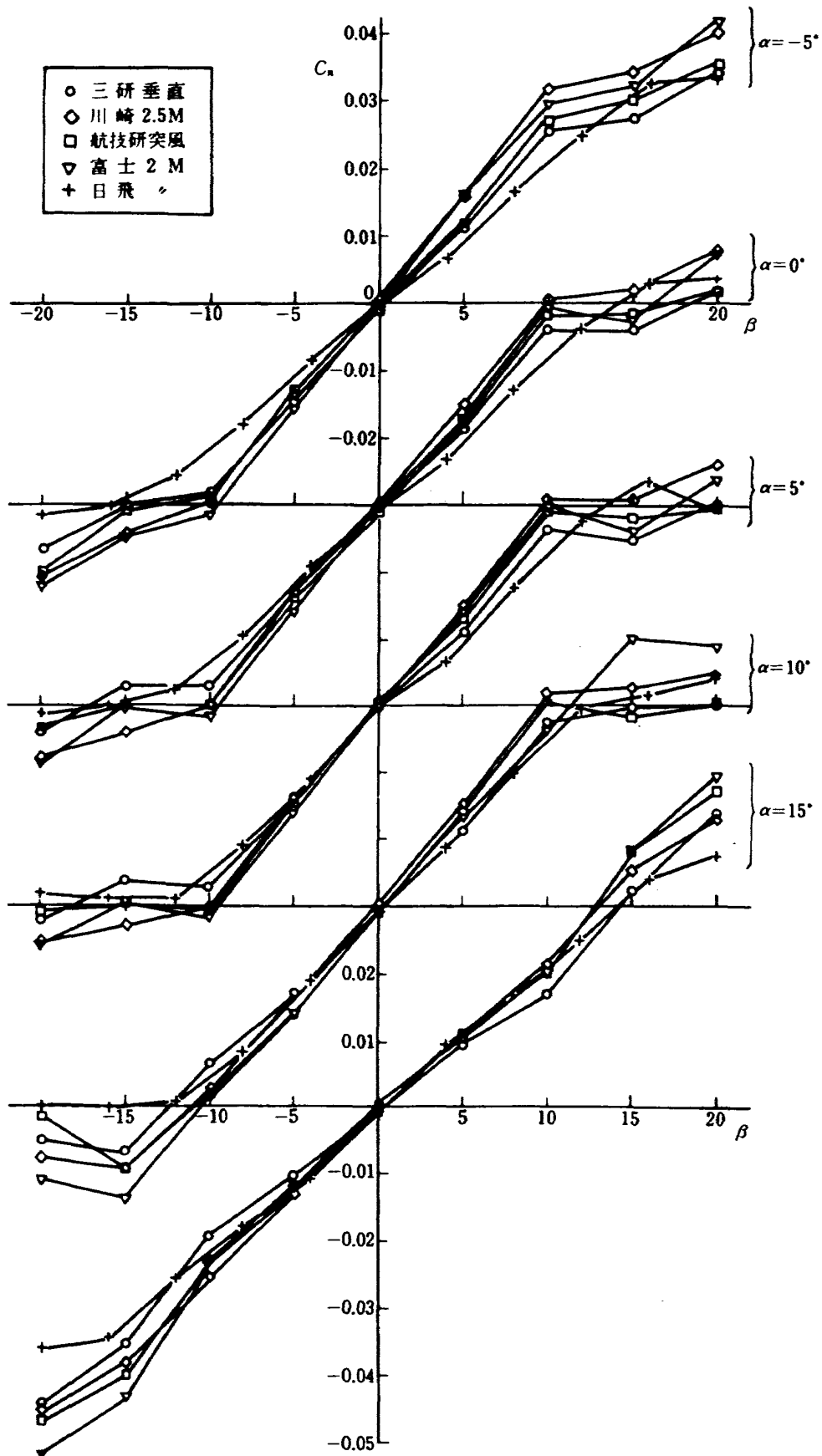


図 13 中翼全機形態  $C_n \sim \beta$

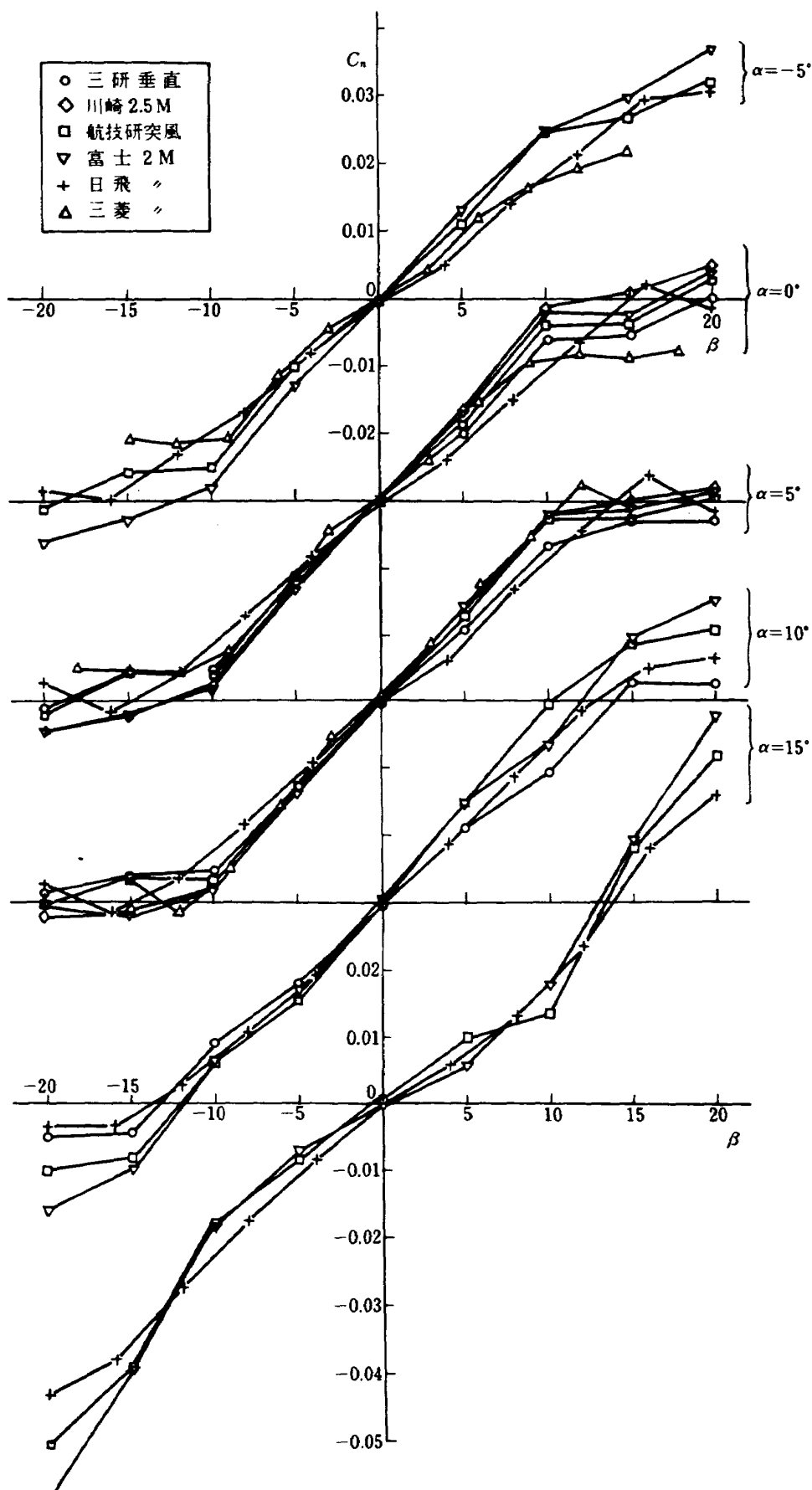


図 14 高翼全機形態  $C_n \sim \beta$

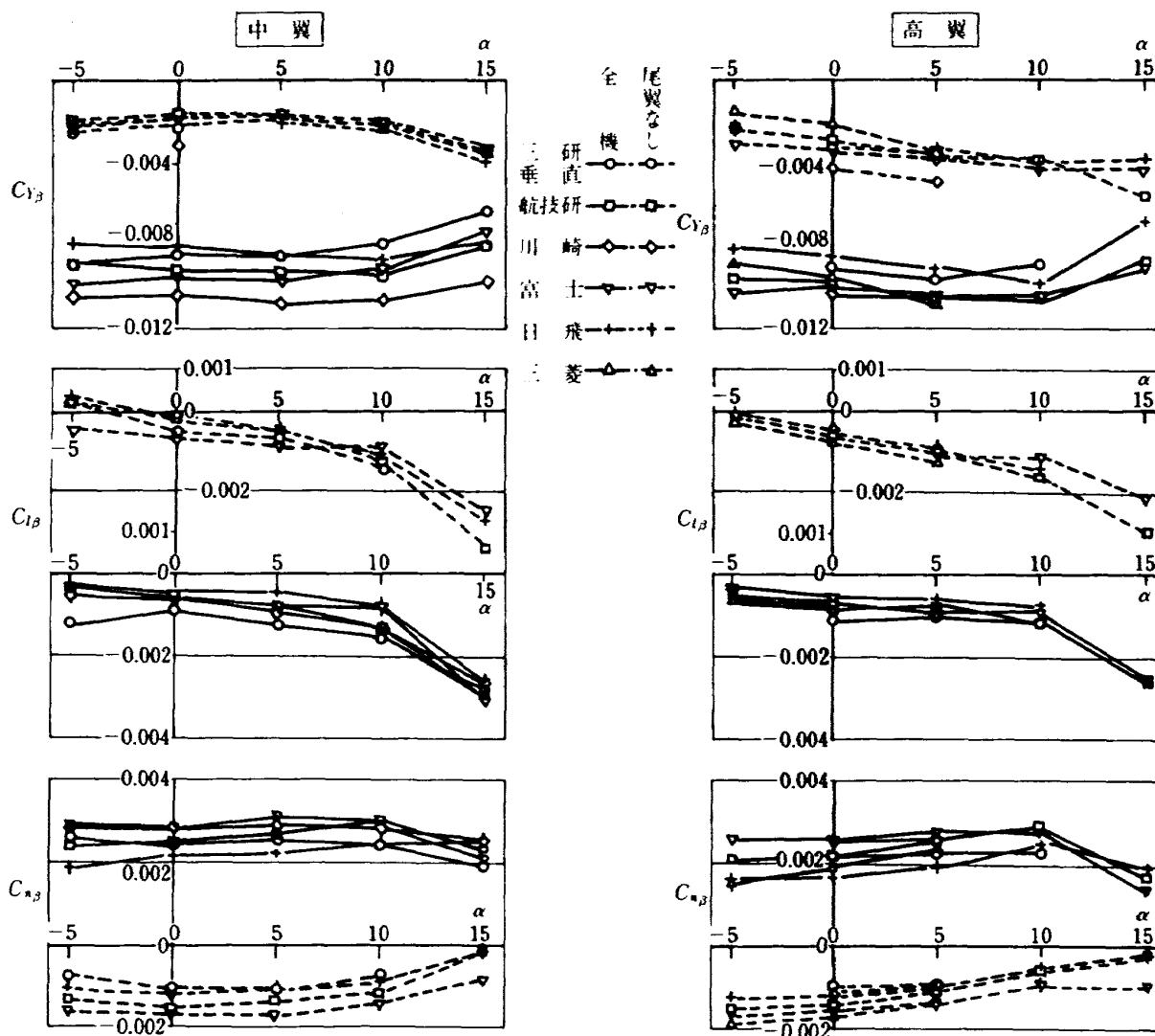


図15  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta} \sim \alpha$ の特性比較

## 6. むすび

この対応風試は、風洞研究会議（航空宇宙技術研究所が主催）でたまたま取り上げられ七つの低速風洞で実施されることになったものである。

試験は同一模型について、先づ各風洞が通常行っている試験方法、手順に従って試験を実施し現状を把握するためそのデータの比較を行った。

試験結果はストラット天秤の支柱干渉のように大きく影響するものが未修正であるため、始めから良い一致を期待することはできない。

縦の特性について、基本的には合っていると見なせる。 $C_L$ ,  $C_m$ については $\alpha = \pm 10^\circ$ の範囲ではかなり良く合っている。大迎角の $C_L$ の形状は風洞によって非常に違っている。これは風洞の気流特性（乱れ度、気流の偏向、ねじれ、風速分布等）の違いによる影響と思われる。

$C_D$ は負の迎角でばらつきが大きい、これはストラット天秤の支柱干渉が補正されていないためである。その修正がなされれば低く目の値の三菱、日飛、三研 2.5 Mの曲線に合ってくるのが予想できる。大迎角の $C_D$ については $C_L$ の形状による影響が入ってくるので合う度合が悪くばらつきが大きくなっている。この $C_L$ の影響は大迎角の $C_m$ についても現われていてばらつきが増している。

中翼、高翼の全機形態の比較では後者の方がばらつきが大きく試験状態が少し違っただけでもこの程度の違いが起り得ることを示唆している。

横方向の特性については問題がありそうである。 $C_l$ は $\beta = 0^\circ$ で $C_l = 0$ となっていないものが多い。これは風洞気流（偏向、風速及び乱れ分布等）の違いによって生じたものと考えられる。

風洞間のばらつきについて、 $C_Y$ は比較的小さく、 $C_l$ は零点のずれが効いてばらつき幅が大きいよう

に見える。しかし  $C_{l\beta}$  の形にして見れば近い値にある。 $C_n$ については  $C_Y$  の場合と比らべやや大き目である。 $|\beta| = 10^\circ$  以上の大きな角度の  $C_Y$ ,  $C_l$ ,  $C_n$  は共にばらつきの度合が大きくなっている。

以上のように、各風洞から出された低速対応風洞試験模型の6分力試験結果については一応の現状把握ができたわけである。

今後風洞間のデータの対応を良くするためには  $\alpha$ ,  $\beta$  の sweep の仕方、変角のピッチ幅、 $Re$  数等細かい点まで合せて試験を行い、また本試験で行っている修正はもちろん気流特性を考慮した修正及び天秤支柱干渉の修正等も完全に行い、データ処理についても統一した方法で行う必要がある。

### 参 考 文 献

- 1) REPORT ON AEROFOIL TESTS AT NATIONAL PHYSICAL LABORATORY AND ROYAL AIRCRAFT ESTABLISHMENT R & M No.954, May 1925.
- 2) The Resistance of the Airship Models Measured in the Wind Tunnels of Japan, 東京帝国大学 航空研究所報告 No.15, 1926.
- 3) The International Wing Model Measured in the Wind Tunnels of Japan, 東京帝国大学 航空研究所報告 No.60, 1930.
- 4) 遠藤 浩; 最近の航空機開発と風洞試験, 日本航空宇宙学会誌 Vol. 31, No.351 (1983/4) pp.168-180.
- 5) 毛利 浩, 能村 実, 鳥羽貞雄; 風洞試験法の研究(第1報)(3研2.5 m風洞の特性について), 防衛庁技術研究本部技報2巻7号(昭和38).
- 6) 廣末健一, 北村清美, 村上義隆, 進藤重美; 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験, 航技研報告 TR-335, (1973/9).
- 7) 高田茂俊, 伊藤正雄; 2 m風洞及びその計測装置, 新三菱重工技報 Vol.1, No.2, (昭和34).
- 8) 高月皓三, 藤永忠男, 武笠守隆, 野田輝雄; 名航低速風洞オンライン計測システム, 三菱重工技報 Vol.9, No.6 (昭和47/11).
- 9) 高島勢記, 清原浩洋; 川崎3.5 m低速風洞について, 日本航空宇宙学会誌 Vol.19, No.206, (1971/3).
- 10) 安藤武夫, 松田隆二; 富士重工2 m低速風洞について, 日本航空宇宙学会誌 Vol.19, No.206, (1971/3).
- 11) 航空評議会; 風洞試験規程, (昭和17).
- 12) Alan Pope & John J. Harper; Low-Speed Wind Tunnel Testing, J. Wiley & Sons, Inc., 1966.

付録1 ストラット天秤支柱干渉の試験

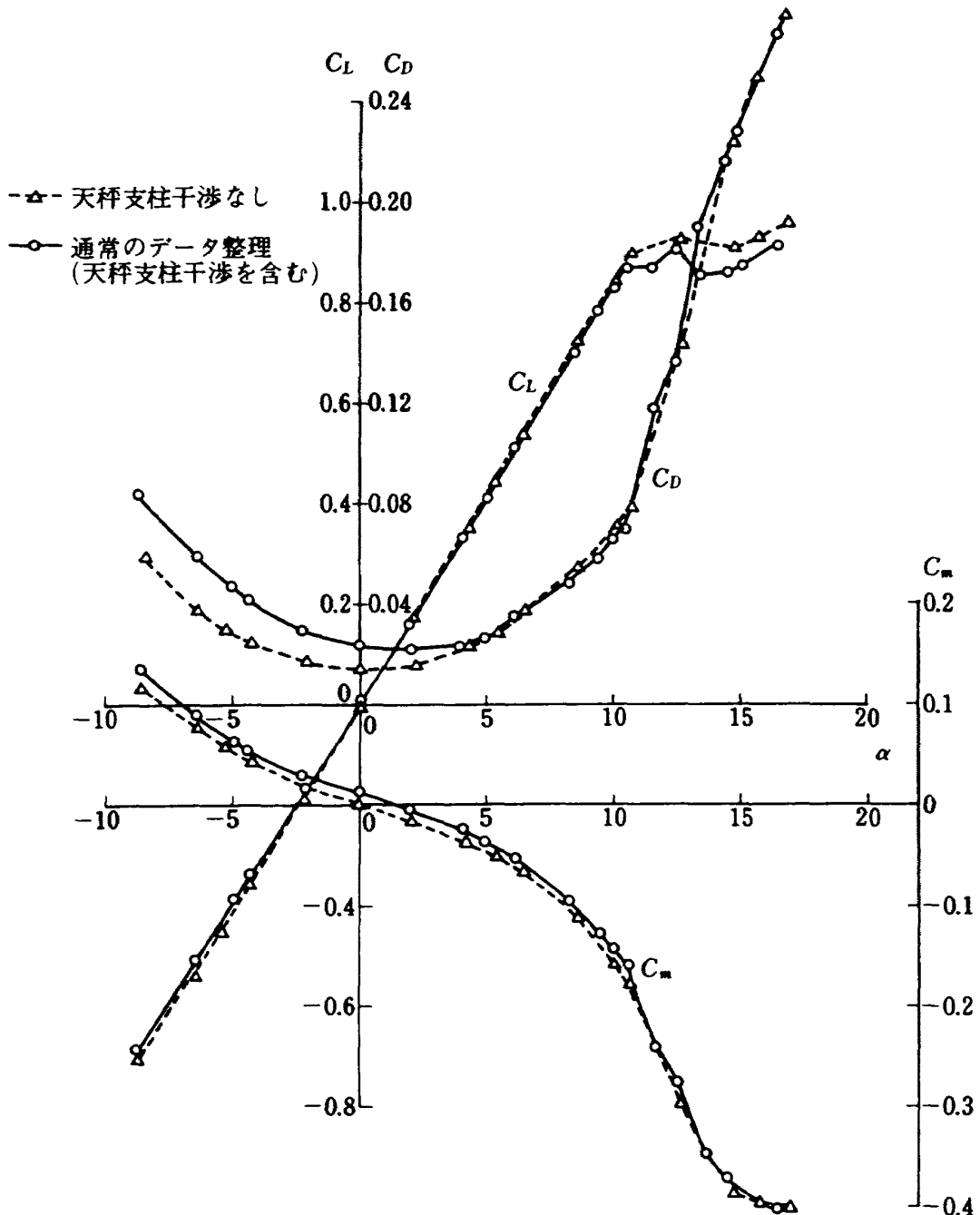
ストラット天秤の支柱干渉は模型によっても変り、その一般的な修正法は未だ確立されていないので、その都度試験をして求める必要がある。

突風風洞の場合、この天秤支柱干渉を求める試験を別に実施した。その試験方法<sup>12)</sup>は模型を正吊りの状態(I)、逆吊りの状態(II)、逆吊りにダミーの天秤支柱及び風防を加えた状態(III)の三つの場合について模型に作用する6分力を計測し、それを整理し無次元化した同じ迎角の係数について、(I) - (III)

- (II) ]のように計算して天秤支柱干渉の無いデータを求めたものである。風洞境界修正はこのようにして求めた係数に対し一番最後に $\alpha$ 、 $C_D$ 、 $C_m$ に対し施している。

一例として、中翼全機形態の天秤支柱干渉未修正のもの(図5、9、11、13の結果を使用)と修正ずみの結果で、 $\beta=0^\circ$ の縦特性は図A-1に、 $\alpha=0^\circ$ の $C_Y$ 、 $C_I$ 、 $C_n \sim \beta$ は図A-2に示す。

天秤支柱干渉は、負の迎角における $C_D$ への影響が大きく、抗力を増す方向に作用している。正の迎角に対してはその影響が小さくなっている。次に $C_m$ に対する影響がやや大きく、天秤支柱干渉によって



図A-1 中翼全機形態  $\beta=0^\circ$ , (航技研, 突風風洞)



機首上げの方向にある。他の分力に対する支柱干渉は小さいと見なせる。

この天秤支柱干渉は、模型の形態を変えた尾なしの場合、高翼形態、あるいは迎角を変えた横の特性についても試験しているが、図 A-1, 2 に示したと同じような結果が得られている。

$C_l$  については、ある時期から  $\beta=0^\circ$  の  $C_l$  が 0.003 程

度上方にずれ、 $\beta$  を変えたものについてもその分だけ上方にずれるようになったので、図 11 の  $C_l$  に零点を合わせるため、前述のようにして求めた天秤支柱干渉なしの  $C_l$  に  $\Delta C_l = -0.0025$  を加えて補正した。図 A-2 の天秤支柱干渉なしの  $C_l$  は補正後のものが示されている。

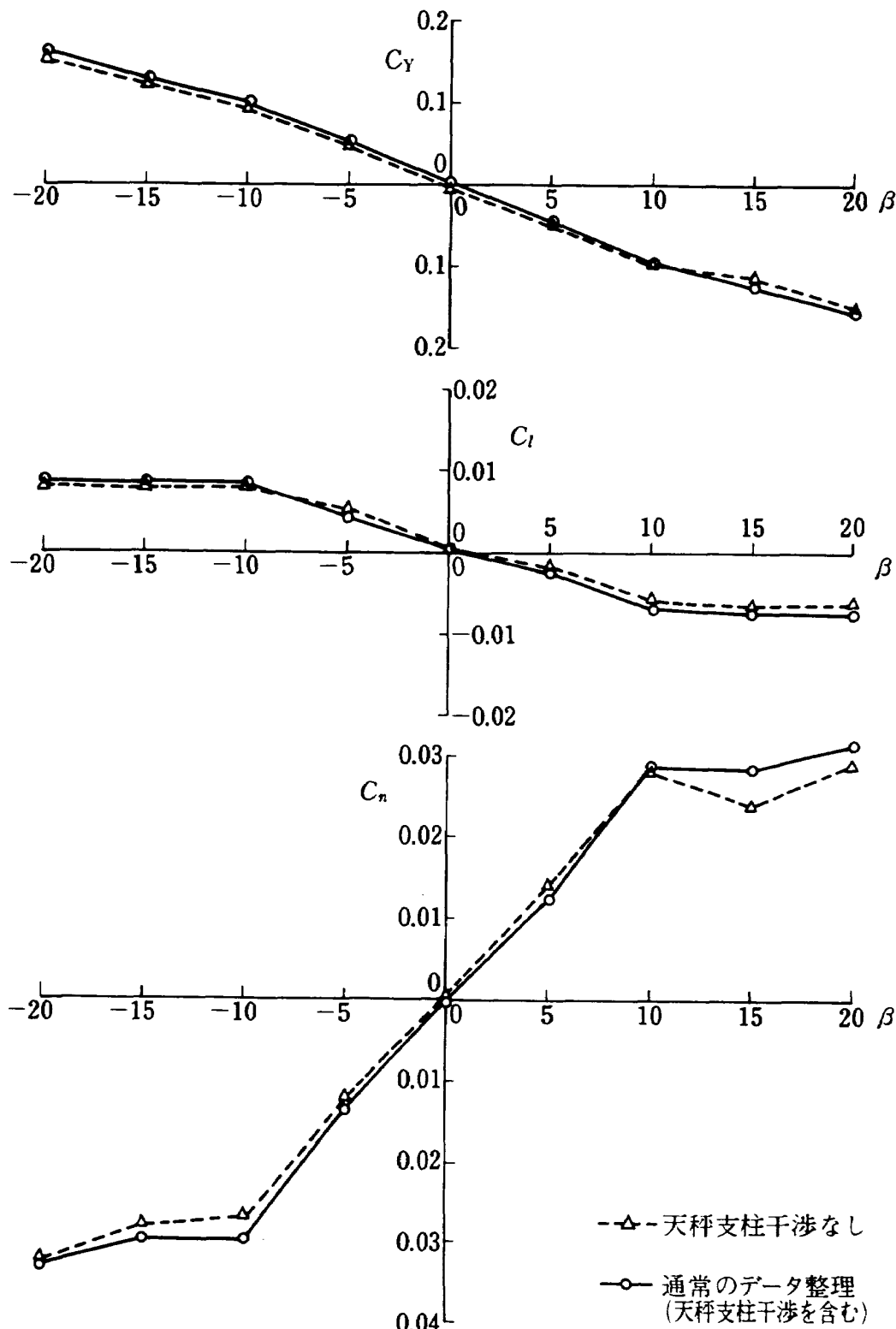


図 A-2 中翼全機形態  $\alpha=0^\circ$ , (航技研, 突風風洞)

## 付録 2 気流試験

気流試験は総ての風洞でなされたわけではない。航技研突風、川崎 2.5 M、日飛 2 Mで行われた気流試験の写真があるので参考のため一部を図 A-3 ~ 5 に示す。写真は  $\beta = 0^\circ$  で  $\alpha = 10^\circ \sim 13^\circ$  に変えた時の主翼表面の剝離を気流糸により見たもので、何れも左翼が  $2^\circ$  位早く失速する非対称な剝離である。

図 7 を参照して、航技研と日飛の  $C_L$  カーブにピークが見られるのはこの剝離の仕方によるものと考えられる。川崎の結果にはそれ程顕著なピークが表われていない。この違いは恐らく気流の乱れ度、風速分布、気流偏向の度合の違い等が関係し合っていることによるものと考えられる。

この非対称な剝離のため  $C_L$  は  $\alpha \doteq 11^\circ \sim 14^\circ$  で負側に大きなピークを持った急激な変動をしている ( $\beta = 0^\circ$  の  $\alpha$  Sweep のデータより)。このような傾

向は 6 風洞とも同じである。しかし三研 2.5 M の場合は逆方向の正側にピークを持った  $C_L$  となっている。

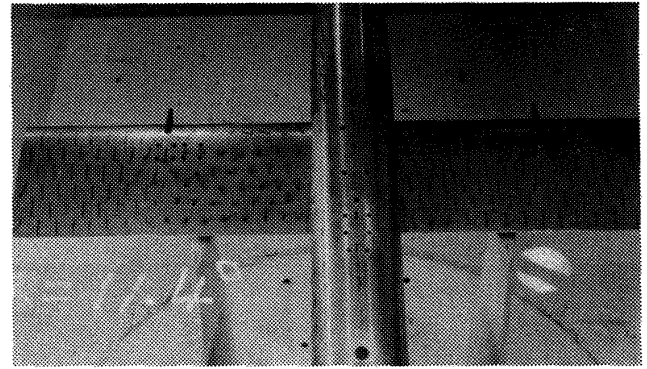
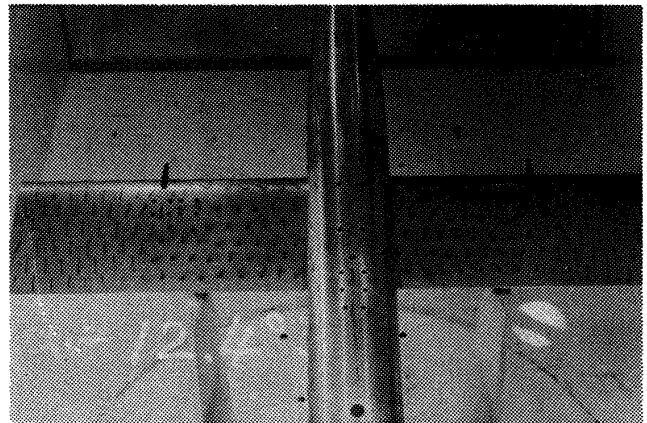
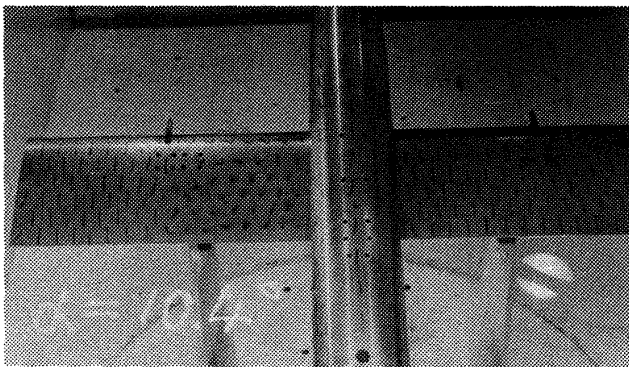
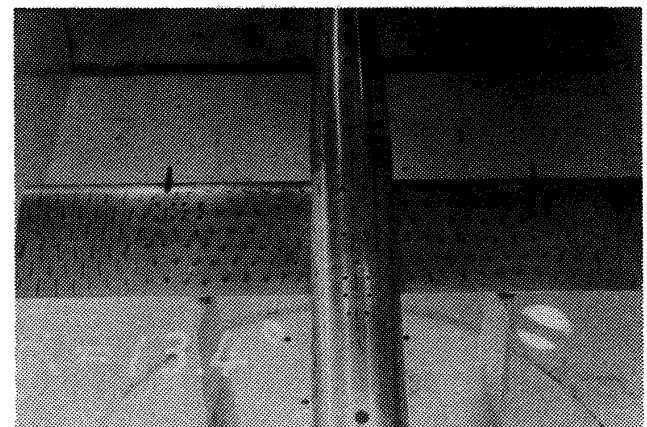
 $\alpha = 11.4^\circ$  $\alpha = 12.4^\circ$  $\alpha = 9.4^\circ$  $\alpha = 10.4^\circ$  $\alpha = 13.4^\circ$ 

図 A-3 気流試験 (航技研突風)

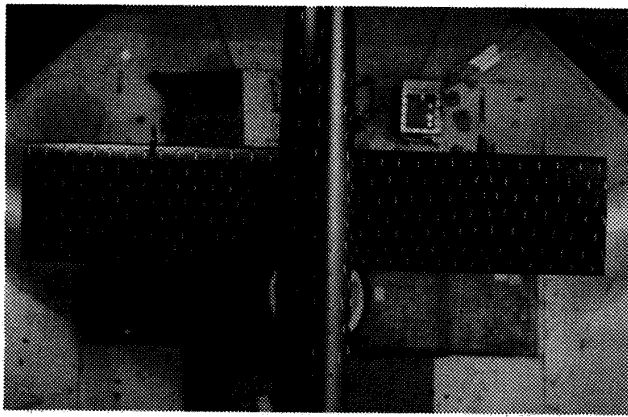
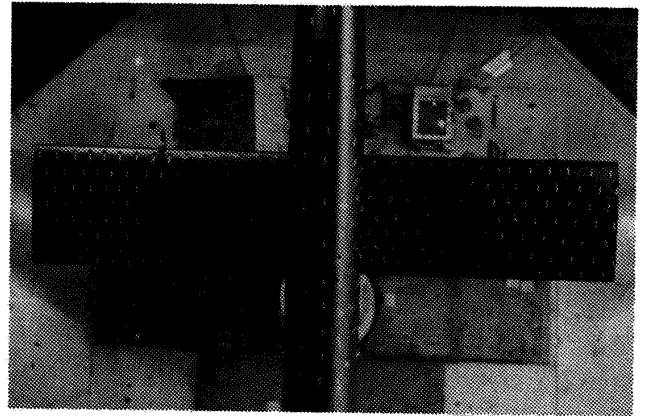
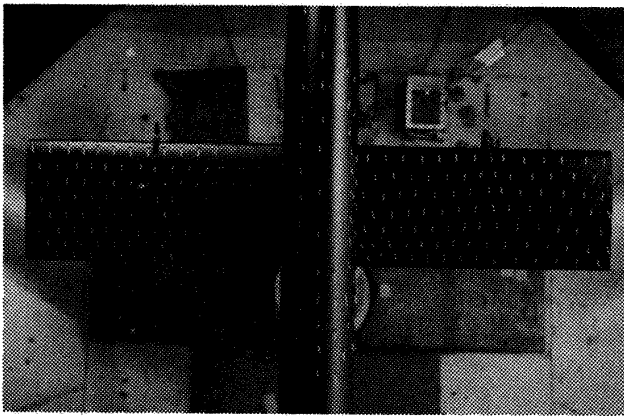
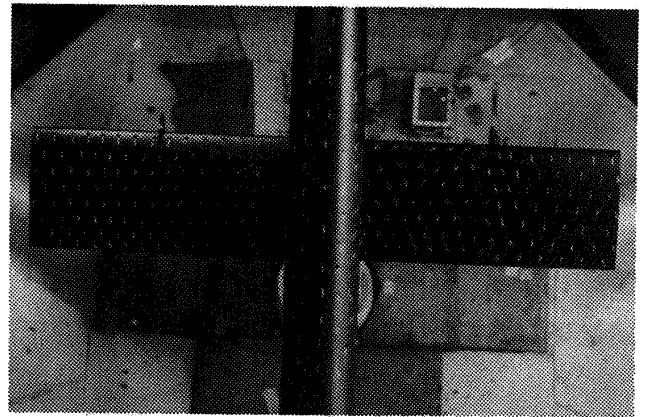
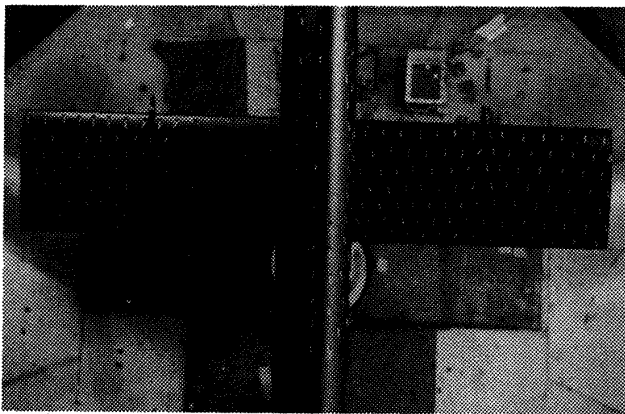
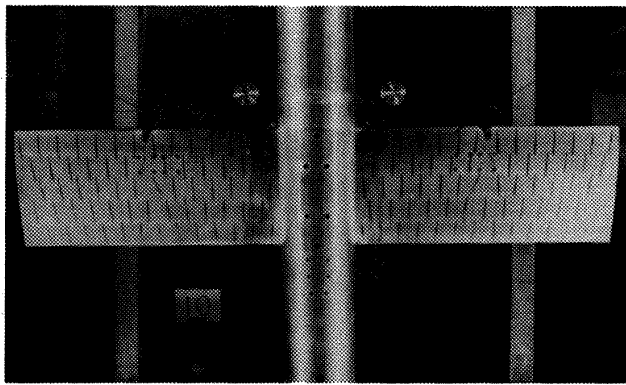
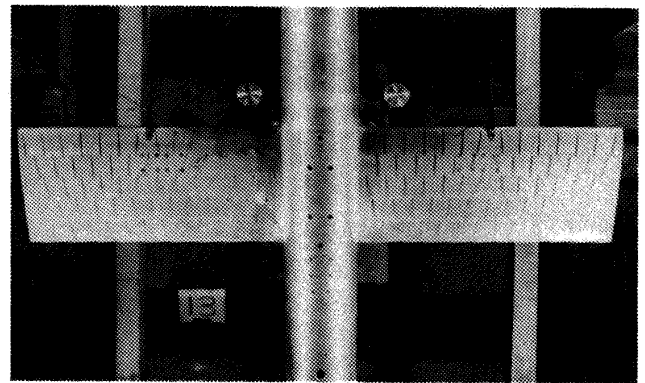
 $\alpha = 9.5^\circ$  $\alpha = 12.5^\circ$  $\alpha = 10^\circ$  $\alpha = 13^\circ$  $\alpha = 12^\circ$ 

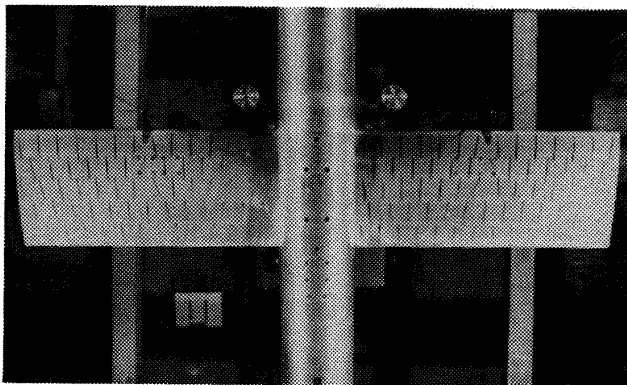
図 A - 4 気流試験 (川崎 2.5 M)



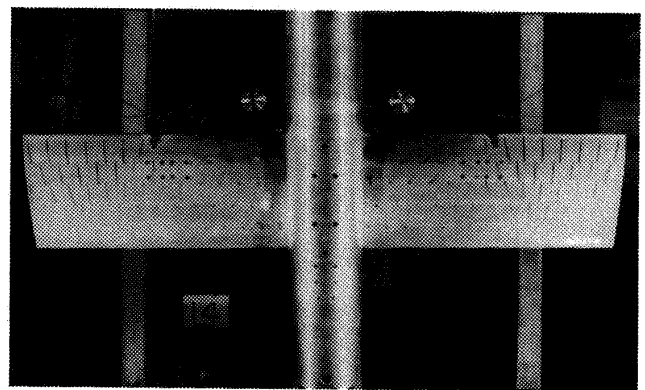
$\alpha = 10^\circ$



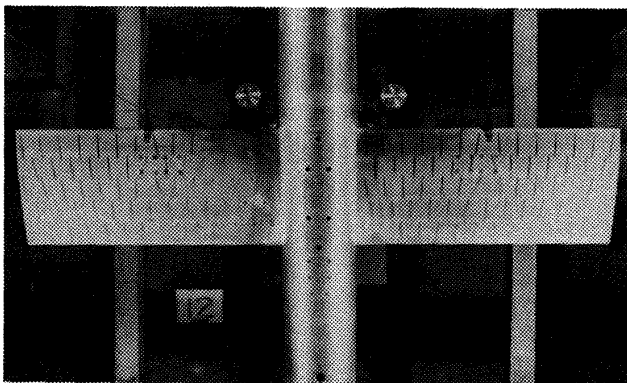
$\alpha = 13^\circ$



$\alpha = 11^\circ$



$\alpha = 14^\circ$



$\alpha = 12^\circ$

図 A - 5 気流試験 (日飛 2 M)

既 刊 資 料

TM-510	ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(8) 圧縮機性能に及ぼす流れの様式の影響	1983年 5月	大山 耕一, 菅原 昇 斉藤 昭夫
TM-511	ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(9) 空力試験機 HC-20 改のインレットディスト ーション試験	1983年 5月	斉藤 喜夫, 菅原 昇 大山 耕一
TM-512	ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(10) 空力試験機 HC-020	1983年 5月	大山 耕一, 菅原 昇 斉藤 喜夫
TM-513	世界地図・星図作図プログラム	1983年 6月	磯部 俊夫
TM-514	赤外線温度計測装置(1) —ハードウェア—	1983年 6月	三村富嗣夫, 吉田 豊明 柳 良二, 能瀬 弘幸 高原 北雄
TM-515	残留内圧測定装置および機能試験結果	1983年 7月	日下 和夫, 泉川 宗男 佐藤 政裕, 宮島 博 他
TM-516T	Review of Aeronautical Fatigue Investigations in Japan 1981~1983	August, 1983	Tadao KAMIYAMA and Hiroyuki TERADA
TM-517	ファンエンジン用運転試験装置の消音特性	1983年 9月	武田 克己, 鳥崎 忠雄
TM-518	ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(11) 空力試験機 HC-20 改 (低速での可変部翼の 取付角度および抽気の影響)	1983年 9月	菅原 昇, 斉藤 喜夫 大山 耕一
TM-519	液酸ターボポンプの起動試験	1983年 9月	渡辺 光男, 長谷川 敏隆 菊池 正孝, 斉藤

---

航空宇宙技術研究所資料 520号

昭和58年9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 株式会社三興印刷  
東京都新宿区信濃町12三河ビル

---

