

ISSN 0389-4010  
UDC 533. 6. 08:  
533. 695:  
533. 6. 013

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-677

STOL実験機模型の尾翼付近の流れ場

STOLプロジェクト推進本部  
実験機開発室空力技術開発チーム

1981年7月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 担当者一覧表

実験総括、執筆	林 良生**
データ整理	中谷 標臣** 林 良生**
回転式速度ベクトル測定装置 とトラバース装置の操作	中谷 標臣** 林 良生**
計測・データ処理	星野 秀雄** 桑野 尚明** 室田 勝一**
風洞運転・エンジン推力制御	野口 正芳** 野中 修** 海老沼幸成** 戸田 亘洋**
高圧空気源運転	馬場 滋夫** 唐沢 敏夫**
模型調整	玉置 元昭*** 森田 義郎*** 他

---

\*\* 空気力学第2部

\*\*\* NASTADT

## 目 次

1. まえがき .....	1
2. 記号 .....	2
3. 測定法 .....	3
3.1 測定方法 .....	3
3.2 測定精度 .....	7
4. 模型形状と計測ケース .....	10
4.1 模型形状 .....	10
4.2 後流測定の位置と内挿 .....	10
5. 測定結果 .....	13
5.1 支柱の影響 .....	13
5.2 水平尾翼付近の吹き下し角 .....	14
5.3 垂直尾翼付近の横流れ角 .....	19
5.4 水平尾翼付近の動圧 .....	23
5.5 垂直尾翼付近の動圧 .....	25
6. むすび .....	27
参考文献 .....	27
付録 .....	28

# STOL実験機模型の尾翼付近の流れ場

STOLプロジェクト推進本部  
実験機開発室空力技術開発チーム

## Surveys of Flow-Field around Empennage of the NAL STOL-Research-Aircraft Model

Aerodynamics Team,  
Research Aircraft Development Section,  
STOL Aircraft Project Group

### ABSTRACT

In order to improve the weather cock stability derivative  $C_{n\beta}$  of the NAL STOL research aircraft model, some surveys of the flow field around the empennage for the STOL landing configuration were carried out.

The down wash angle, the side wash angle, and the dynamic pressure at the aerodynamic center of the empennage (25% mean aerodynamic chord) were obtained by means of linear interpolation of the values measured at the two sections perpendicular to the free stream.

Effects of the engine thrust coefficient and the two types of vortex generator on the flow field, and the directional stability in the case of an inner engine becoming inoperative, were studied with reference to the results of the force tests.

### 1. まえがき

航空宇宙技術研究所が開発を進めている低騒音ファンジェットSTOL実験機<sup>7)</sup>は、翼上面にエンジンを装備して、フラップ上面にエンジン排気を流し、コアンダ効果を利用して高揚力を得ようとするUSB方式(Upper Surface Blowing)のパワードリフトの機体である。

STOL実験機設計の資料を得るために全機模型による風洞試験が、航空宇宙技術研究所の大型低速風洞で、これまで3カ年にわたって続けられた。従来の機体と異なり、風洞模型実験においては、エンジン排気ジェットを正しく模擬することが重要で

ある。本風洞試験においては、高圧空気を用いてタービンをまわし、同軸に取り付けられたファンをまわし、空気取入口より空気を吸入するタービン型の模擬エンジンを用いて実験が進められた。

エンジンからの排気ジェットは、翼上面に沿って流れ、USBフラップによって下方に曲げられ、一様流との乱流混合を経て機体後方に流れる。この過程で、排気ジェットは、囲りの気流との乱流混合によるエントレインメント効果、また気流中に高速ジェットの柱ができることによる閉塞効果、さらにジェットが気流中で曲げられ一対の渦が形成されることによるVortex効果をもつ。機体の主翼後方には、後部胴体や尾翼があり、排気ジェットの強さと軌跡は、機体の空力特性、特に尾翼の効きに多大な影響を与える。

全機模型による 6 分力風洞試験において、図 1 のごとき結果を得た。図 1 は、USB フラップ角度  $\delta_{fu} = 60^\circ$  の旧 STOL 着陸形態において、4 発エンジンのうち、右側の 2 発のエンジンを、それぞれ停止させたときの全機偏擺モーメントを示す。模型の横すべり角  $\beta = 0^\circ$  のときの全機偏擺モーメント係数は、内側エンジン停止の時の方が、外側エンジン停止の時よりも大きな値を示している。エンジン推力は 4 発とも同一であるので、片発停止時のエンジン推力による不釣り合い偏擺モーメントは、外側エンジン停止の場合の方が、モーメントの腕の長さ分だけ大きくなるはずである。図 1 にみられるようにこれとは逆の現象が発生していることは、片発停止によって、機体まわりの流れ場の対称性がくずれ、特に後部胴体や尾翼付近の流れ場に大きな変化が生じて、エンジン推力による不釣り合いモーメントに打ち勝つだけの力が発生している結果であると思われる。

片発停止時の空力設計問題において、どの部分をどのように改善すべきかについては、全機 6 分力試験だけでは十分な情報が得られない。そこで、機体設計に資料を提供する目的をもって、尾翼付近の流れ場の測定を行った。実験は、尾翼を取り外し、前縁の境界層制御 (BLC) をしない、旧 STOL 着陸形態 ( $\delta_{fu} = 60^\circ$ ) でエンジンの推力係数を変化させ、水平・垂直尾翼の計算上の空力中心 (平均空力弦長

の 25 % 位置) の付近で、一様流方向に 1 ~ 2 断面、機体の上下方向にそれぞれ 2 ~ 3 断面の風向と動圧の測定を行った。測定期間が制限され、すべてのケースについてはできなかったが、一様流方向の前後の 2 断面における測定結果から直線的に内挿して、水平・垂直尾翼の計算上の空力中心における、吹き下し角、横流れ角、動圧を求め、エンジン推力による影響、Vortex Generator の影響等を検討し、あわせて 6 分力試験との比較を行った。

また尾翼付近の局所的な流れ場が理解できるよう、さらに尾翼形状を変更した場合の設計資料として役立つように、付録として、測定したすべての断面での吹き下し角、横流れ角、動圧のグラフを試験ケースと併せて載せる。

## 2. 記号

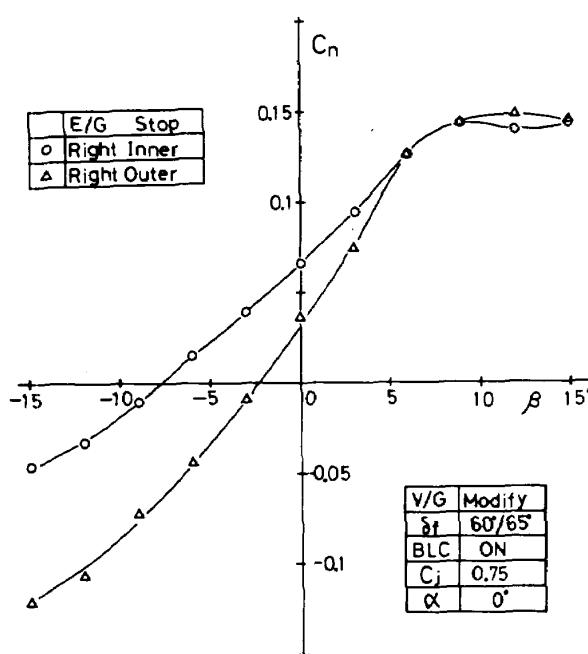


図 1 片発停止時の全機偏擺モーメント  
(旧 STOL 着陸形態  $\delta_{fu} = 60^\circ$ )

$X, Y, Z$	風洞軸系の座標 (図 7 参照)
$q_\infty$	一様流動圧
$q^*$	動圧比 $q/q_\infty$
$\epsilon$	吹き下し角 (Down wash 角)
$\sigma$	横流れ角 (Side wash 角)
$C_L$	機体揚力係数
$C_m$	機体縦搖モーメント係数
$C_{m\perp}$	水平尾翼による縦搖モーメント係数
$C_n$	機体偏擺モーメント係数
$C_{n\perp}$	垂直尾翼による偏擺モーメント係数
$C_{n\beta}$	風見安定微係数 $\partial C_n / \partial \beta$
$C_J$	エンジン推力係数 $T/q_\infty S_w$
$T$	エンジン推力 (ラム抵抗等の補正なし)
$S_w$	主翼面積
$\bar{c}$	主翼平均空力弦長
$b$	主翼巾
$\delta_f, \delta_{fu}, \delta_{f0}$	フラップ角 ( $\delta_{fu}$ … USB フラップ, $\delta_{f0}$ … 外舷フラップ)
$i_t$	水平尾翼取付角
$S_t, S_F$	尾翼面積 ( $S_t$ … 水平尾翼, $S_F$ … 垂直尾翼)
$l_t, l_F$	尾翼モーメントアーム ( $l_t$ … 水平尾翼, $l_F$ … 垂直尾翼)
$a_t, a_F$	尾翼揚力傾斜 ( $a_t$ … 水平尾翼, $a_F$ … 垂直尾翼)

$q_t, q_F$	尾翼空力中心における動圧 ( $q_t \cdots$ 水平 尾翼, $q_F \cdots$ 垂直尾翼)	AEO	All Engines Operative
$V_H, V_F$	Tail volume $V_H = q_t l_t S_t / q_\infty \bar{c} S_w$ $V_F = q_F l_F S_F / q_\infty b S_w$	IEI	Inner Engine Inoperative
$X^*, Y^*, Z^*$	プローブ回転機構中心軸の風胴軸系に おける座標	VT	Vertical Tail
$\alpha_0, \alpha_M$	気流吹き下げ角 ( $\alpha_0 \cdots$ 設定値, $\alpha_M \cdots$ 測定値)	HT(L), HT(R)	Horizontal Tail (Left, Right)
$\beta_0, \beta_M$	気流横流れ角 ( $\beta_0 \cdots$ 設定値, $\beta_M \cdots$ 測定値)	W.B.T.	Wing, Body, Tail
$q_0, q_M$	動圧 ( $q_0 \cdots$ 設定値, $q_M \cdots$ 測定値)	M.A.C	Mean Aerodynamic Center
$P_{S0}, P_{SM}$	静圧 ( $P_{S0} \cdots$ 設定値, $P_{SM} \cdots$ 測定値)	R	Right Side
$q$	動圧	L	Left Side
$\gamma$	プローブ軸と気流方向のなす角		
$\phi, \phi_i$	プローブ回転角 (プローブ軸まわり)		
$P_A^i, P_B^i$	プローブを構成する 2 本のパイプ A, B の圧力		
略記号			
USB	Upper Surface Blowing	3.1 測定方法	
BLC	Boundary Layer Control	測定原理	
E/G	Engine	本実験に用いられた測定装置は、非対称楔型ヨー メータ <sup>1)</sup> 13 本を櫛型に組み込んだ大型低速風胴用回 転式速度ベクトル測定装置 <sup>5)6)</sup> である。測定原理は、 基本的には文献 1 に述べられているものと同一であ るので、ここでは省略するが、1 本のヨーメーター は先端の楔角の異った 2 本のパイプ A, B からなっ ている。プローブ軸を回転して、設定されたプロー ブ軸の回転角度毎に、2 本のパイプの圧力を測定し、 最低 3 点のプローブ回転角に対応するパイプの圧力 測定値 ( $P_A^i, P_B^i$ ) から 3 次元の速度ベクトルと静圧	
V/G	Vortex Generator		



後流計測の状況

を求めるものである。本実験では プローブを  $90^\circ$  每に回転して、合計 4 点のプローブ回転角 ( $\phi_i$ ;  $i = 1, 2, \dots, 4$ ) に対応するパイプの圧力測定値 ( $P_A^i, P_B^i$ ;  $i = 1, 2, \dots, 4$ ) から最小自乗法によって、速度ベクトルと静圧を求めた。

### 計測システム

本実験に用いられた主な計測システムは、大型低速風洞データー処理装置 (TACC-1200M)，回転式速度ベクトル測定装置 (機構部と制御部で構成)，スキャニーバルブ<sup>2)3)4)5)</sup> トランバース装置である。詳細については参考文献<sup>2)3)4)5)</sup> を参照されたい。システムブロック図を図 2 に示す。

回転式速度ベクトル測定装置は、プローブ回転機構、迎角設定機構、横搖角設定機構からなっている。13 本の筒型のプローブの回転角、迎角、および横搖角の設定は、パルスモーターを遠隔で制御することによって実行される。迎角設定は手動操作のみによって可能であるが、他の、プローブ回転角設定と横搖角設定は、手動操作、自動繰り返し操作、および計算機によるプログラム制御の 3 つの制御モードをもっている。本実験においては、計算機の I/O インターフェイスブロックの不足のために、変角頻度の少ない、横搖角設定と迎角設定は手動で行ない、

プローブ回転角の設定のみ計算機によるプログラム制御で行った。プローブ回転角設定制御部の詳細を図 3 に示す。

プローブ回転角設定制御部と計算機との間の制御信号の回線は 5 本あり、本実験においては、I/O インターフェイスブロックの不足のために角度設定信号を除く 4 回線が使用され、角度設定はプローブ回転角設定制御部パネル面上のデジタルスイッチによって行なわれた。このデジタルスイッチは、プローブ回転角の増分角度を設定するもので、計算機からスタート信号が入ると、パルスモーターが現在位置より設定された増分角度だけ回転して停止する機能をもっている。このスイッチによって、本実験のプローブ回転角は  $0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$  と  $90^\circ$  每に設定され、それぞれのプローブ回転角において、13 本のプローブの圧力計測がスキャニーバルブの動作と連動して行なわれた。

各プローブは圧力スリップリングを装備しているので、無限回の回転が可能であるが、プローブ回転角をフィードバックしない制御方式のために、回転数を増す程誤差が累積されるので、回転角が  $270^\circ$  まで進んで、圧力計測を終了すると、計算機のプログラムの中で、原点復帰命令が出され、プローブ回転

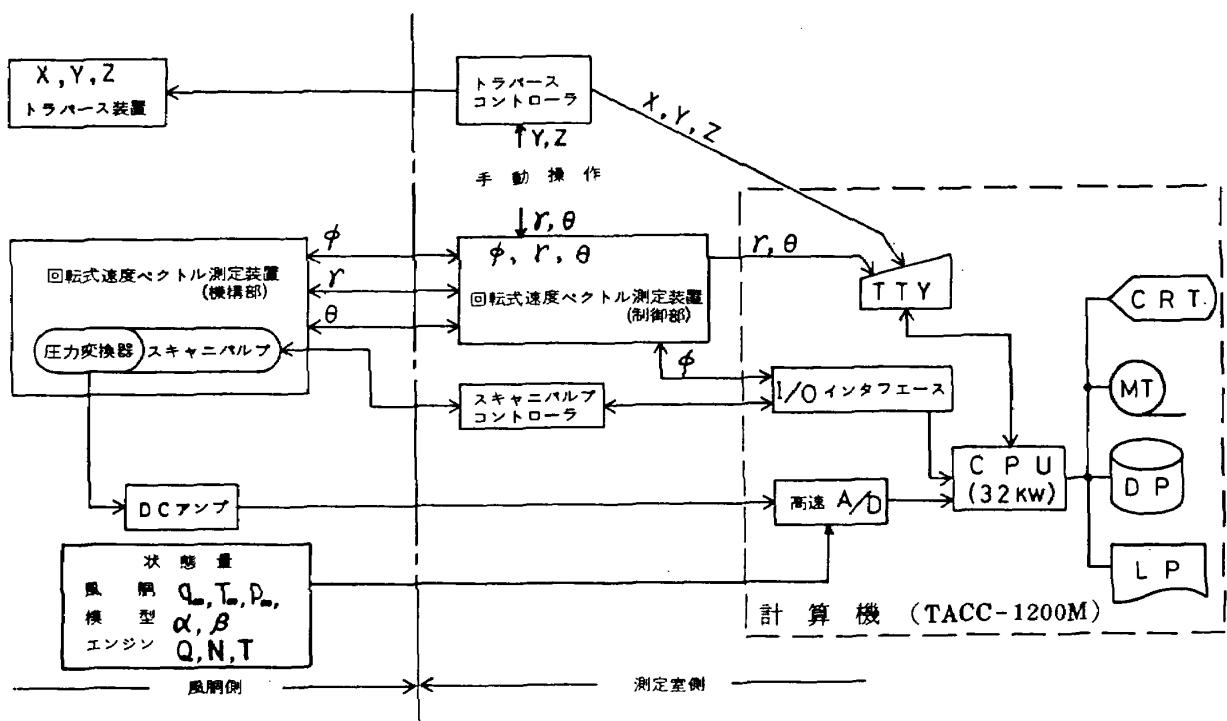


図 2 計測システムブロック図

角が機械的な原点 ( $\phi=0^\circ$ ) にもどるようにした。

トラバース装置は、測定部下流のベルマウスを開いて設置され、電動モーターのオン・オフ制御によって、風胴軸に垂直な断面内の上下方向 (Z軸方向) と左右方向 (Y方向) の位置設定が遠隔で行われる。計算機のI/Oインターフェイスブロックの不足のために、本実験では位置検出用ポテンショメーターの出力を、デジタルボルトメーターによって読み取り、テレタイプより入力してデーター処理を行った。

13本のプローブの圧力を計測するため、圧力ポートを切り換えて一つの圧力変換器に導くためのスキャニーバルブの制御は、データー収集プログラムの中で実行された。

圧力変換器の出力、気流温度や動圧のような風胴気流の物理量、模型の姿勢角、回転数等のエンジン関係の状態量は、それぞれシグナルコンディショナーを通してA/D変換され、計算機のプログラムに従って収集された。

#### データー収集の流れ

図4は本実験で用いられたデーター収集プログラムの流れ図を示す。まず測定すべき模型形態にセットし、回転式速度ベクトル測定装置とトラバース装置を結合するための支持ブロックを組み合わせて、気流方向の位置座標Xを合わせる。テレタイプからトラバース断面 (X座標)、模型形態を示す物理量をタイプインする。

次に、風胴を起動し、所要の風速にセットする。

シミュレーターエンジンに入る高圧空気の圧力を制御して、所要のエンジン推力係数に達するように調整する。変角装置を動かして、模型の姿勢角を設定する。つづいてトラバース装置を上下、左右に動かして、プローブを測定すべき位置に移動させ、トラバース装置の位置検出用ポテンショメーターの出力電圧をデジタルボルトメーターで読み取り、テレタイプより入力する。

ここで一様流速、模型姿勢角およびエンジン関係の状態量を収集する。

次に、データー収集プログラム上の原点復帰命令により、プローブ回転角を原点 ( $\phi=0^\circ$ ) にもどし、スキャニーバルブの圧力ポートを切り換えて、13本のプローブの圧力計測を行う。終了とともに、プローブの回転角を  $90^\circ$  進め、同様な計測を行う。以上のシーケンスを繰り返して、プローブ回転角  $270^\circ$  における計測が終了した時点で、トラバース装置の位置 (Y, Z座標) を変更する。

上記のシーケンスを繰り返し、エンジン推力、模型姿勢角等の所要の測定ケースが終了した時点で、計算機はデーター処理モードに入り、今までに収集したデーターを処理して、速度ベクトル、静圧、動圧等をラインプリンターに打ち出し、同時に、データ保存のために磁気テープに収録する。

プローブ回転角を  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$ ,  $270^\circ$  にセットして、データー収集を行うに要する時間は約1分であった。

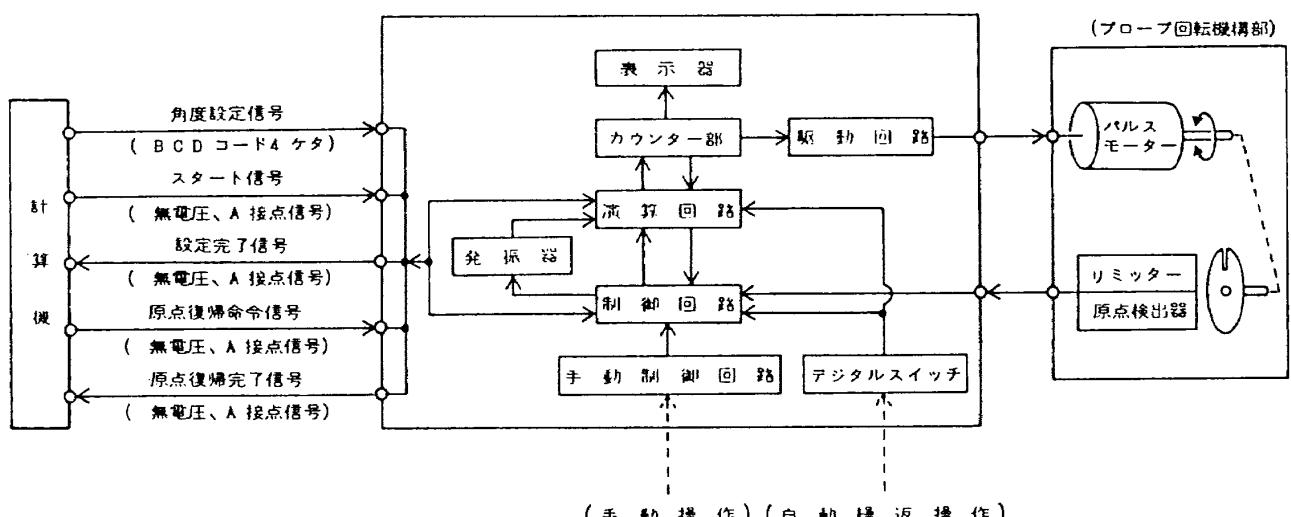


図3 プローブ回転角設定制御部ブロック図

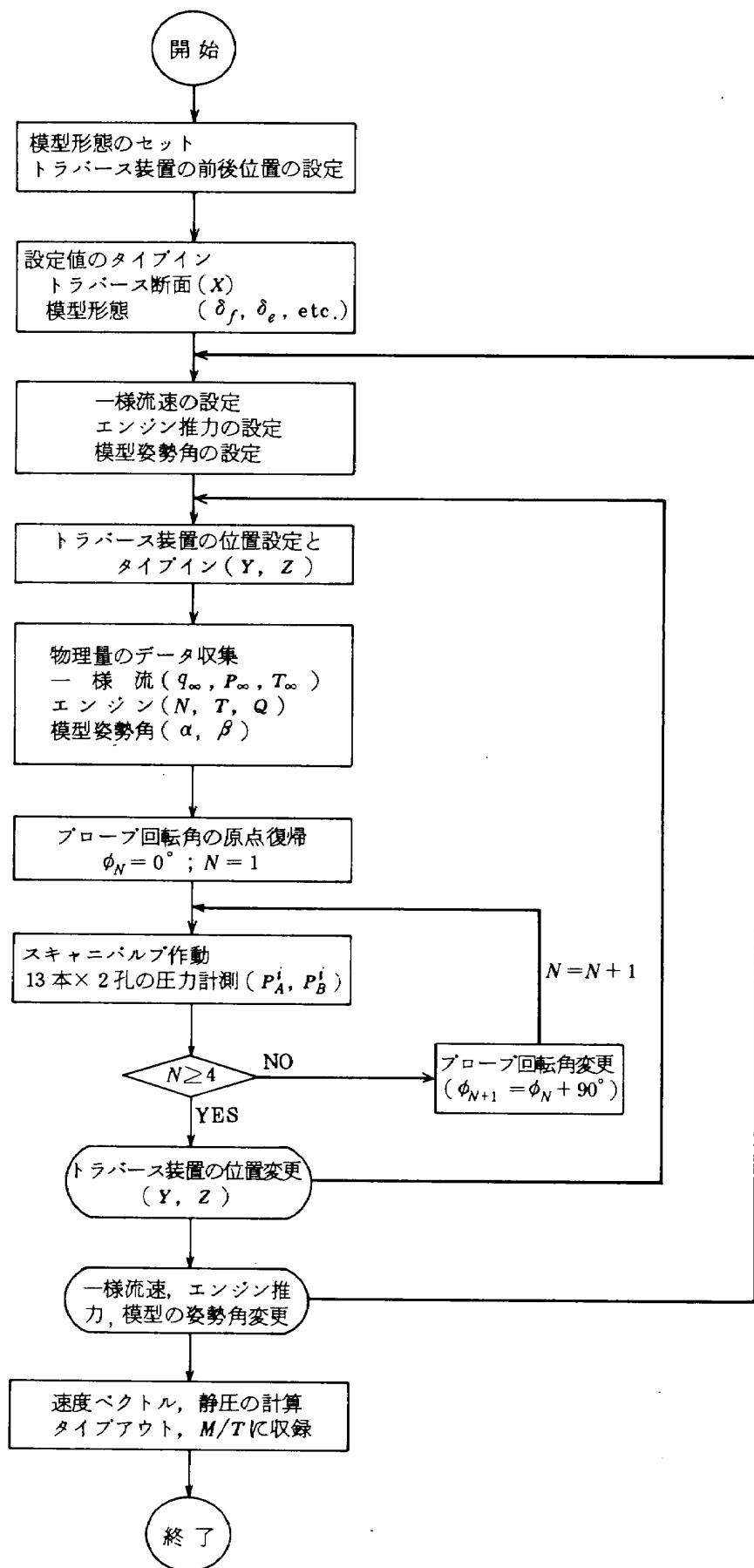


図4 データー収集の流れ図

### 3.2 測定精度

回転式速度ベクトル測定装置による、風向、動圧、および静圧の測定精度をしらべるために、風胴内に、回転式速度ベクトル測定装置のみを入れ、風速を  $25 \text{ m/s}$  に設定し、風胴気流測定用の基準ピトー管による測定値と比較した。

プローブ軸と一様気流との相対的な角度を変えるために、回転式速度ベクトル測定装置の迎角設定機構を操作して、プローブの迎角を変え、真の気流吹き下げ角  $\alpha_0$  を風胴軸に対する迎角設定機構の設定角度として、測定された気流吹き下げ角  $\alpha_M$  と比較した。このとき、真の気流の横流れ角  $\beta_0$  はゼロであるとして、測定された気流の横流れ角  $\beta_M$  と比較した。また、測定された気流動圧  $q_M$ 、静圧  $P_{SM}$  は、風胴内の基準ピトー管の動圧  $q_0$ 、静圧  $P_{S0}$  と比較した。

図 5において横軸  $\gamma$  は、気流とプローブ軸のなす角を示すもので、実験では、気流が上方からプローブにあたる場合 (B のケース) と、気流が下方から

プローブにあたる場合 (A のケース) の 2 種類が行なわれている。また 13 本のプローブの区別は、プローブ No. によって示されている。

#### 風向の測定精度

図 5-a, 図 5-b は、それぞれ気流の吹き下げ角、気流の横流れ角の測定精度を示したものである。気流とプローブ軸のなす角  $\gamma$  の値が  $20^\circ$  以下であれば、風向の測定精度が  $\pm 0.3^\circ$  以下であることがわかる。またプローブ回転機構の両端に位置する No. 1, No. 13 プローブと中心付近に位置する No. 7, No. 8 の測定誤差は、ばらつきの範囲に入り、系統的なプローブの位置による誤差は認められない。図には示されていないが、 $\gamma$  の値が  $25^\circ$  を越えると、測定誤差は急激に増大する。

#### 動圧の測定精度

動圧の測定精度を図 5-c に示す。 $\gamma$  の値が  $20^\circ$  以下における動圧の測定精度は、 $\pm 2\%$  程度であり、測定値のばらつきが大きいことがわかる。風向測定精度の項で述べたように、 $\gamma$  の値が  $25^\circ$  を越えると

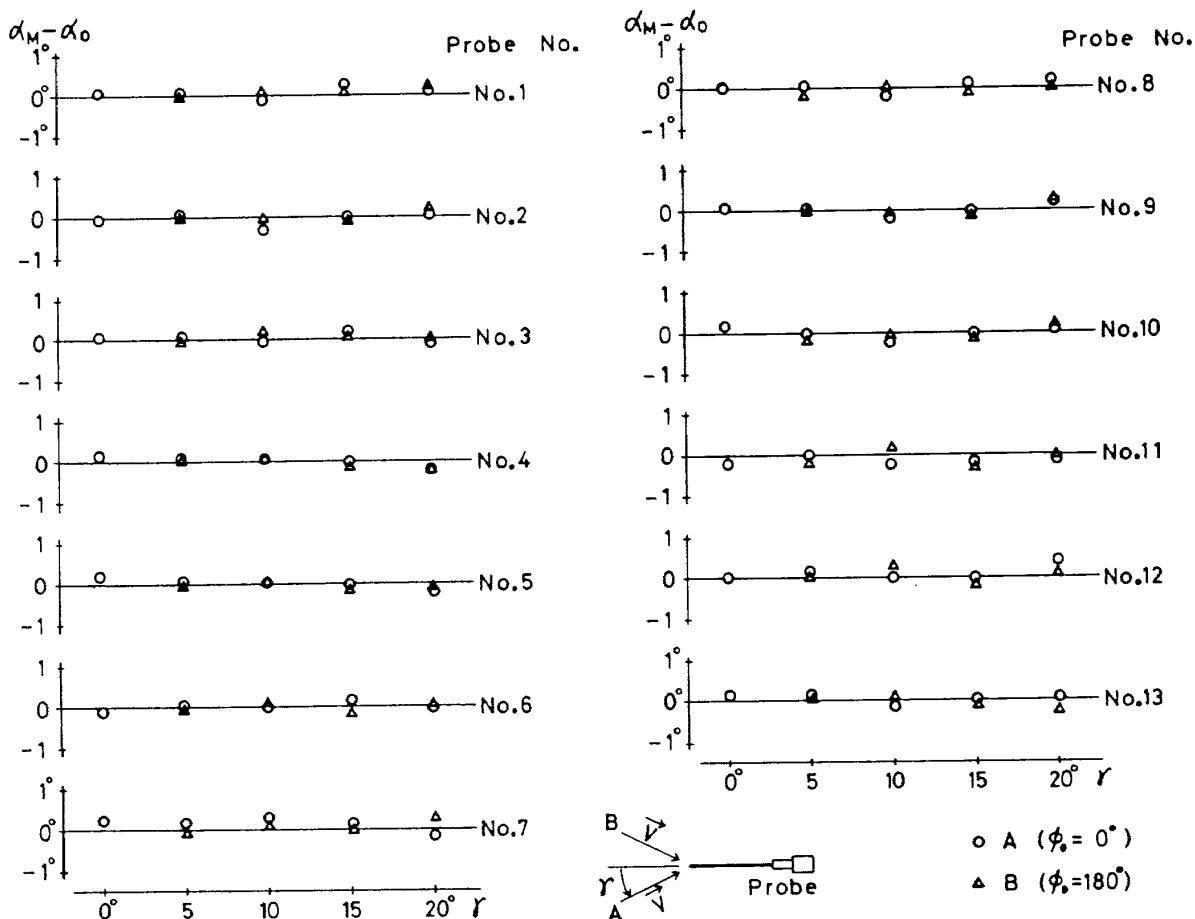


図 5-a 測定精度 (気流吹き下げる角)

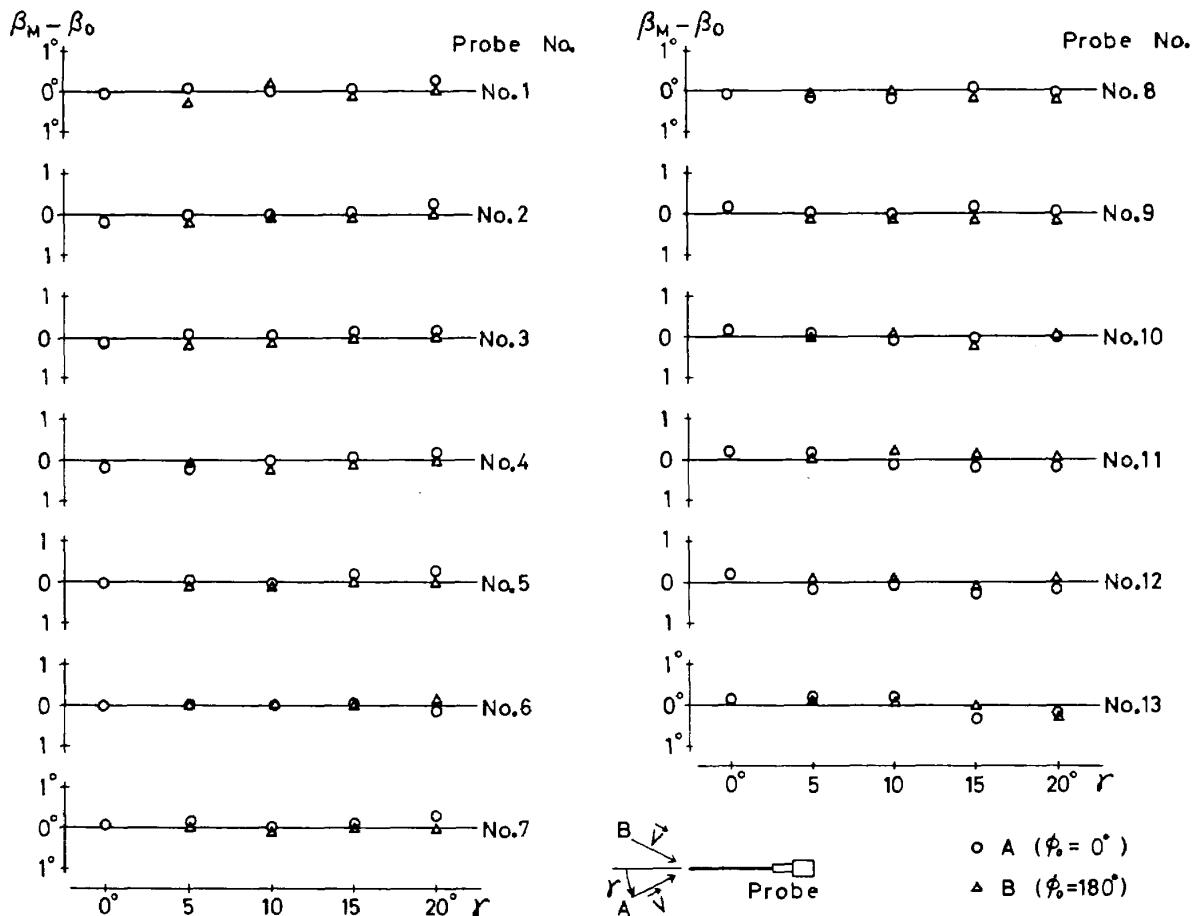


図 5-b 測定精度 (気流横流れ角)

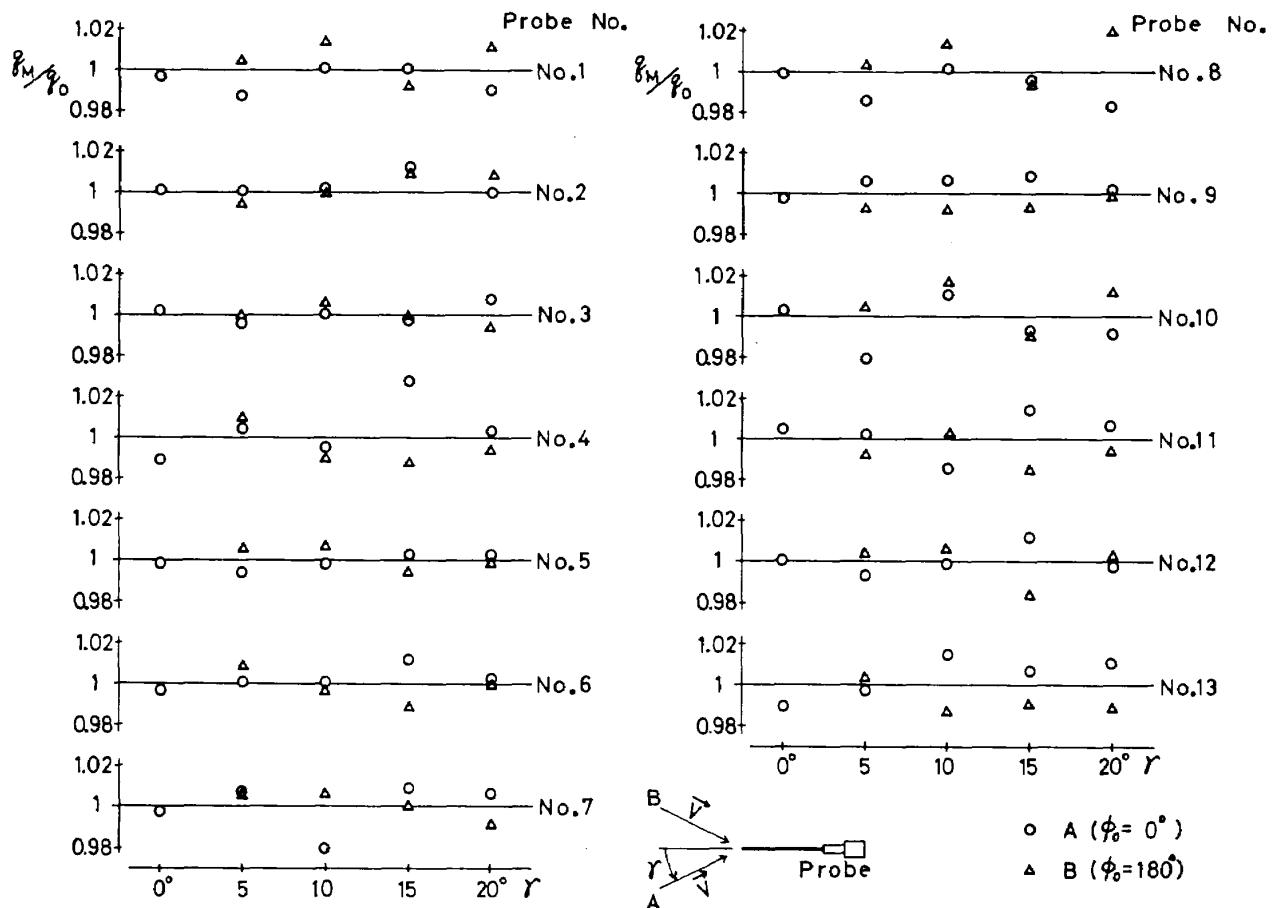


図 5-c 測定精度 (動圧比)

誤差は急激に増大する。しかしながら  $\gamma$  の値が  $0 \sim 10^\circ$  の範囲であっても、誤差が大きい場合もある。この原因について現在のところ明確な断定はくだせないが、次の事柄も一つの要因であると考えられる。

トラバース装置は、測定部と拡散胴との間のベルマウスの部分を開いて設置されているため、この部分で  $10\text{ Hz}$  程度の脈動が発生する。この気流の脈動は、拡散胴にある脈動防止扉を開いても除去することはできず、プローブの感知する圧力は、脈動周期と同様な周期で変動する。データー収集は  $10\text{ ms}$  で 10 点のサンプリングをしているので、約一波長分をとって平均していることになる。脈動によって静圧が変化すると、動圧はそれに応じて変化する。速度ベクトルの大きさは、脈動によって変化すると考えられるが、気流の方向は、それ程変化するとは考えられない。したがって、動圧の測定精度は、風向の測定精度にくらべて悪く、ばらつきが大きいのではないかと思われる。

### 静圧の測定精度

回転式速度ベクトル測定装置の特徴の一つは、静圧も測定することができるということである。尾翼付近の流れ場の測定に関しては、尾翼の効きが最大の関心事であるので、動圧、風向の測定が重要であり、静圧の測定は余り重要ではないけれども、静圧の測定精度をしらべたので図 5-d に示す。全体の測定精度は土  $1\%$  程度になっている。またプローブ軸と気流とのなす角  $\gamma$  の値が大きくなる程、測定誤差が拡大していく。プローブに対して気流が上方からあたる  $B$  のケースと下方からあたる  $A$  のケースでは、誤差の符号が異なっている。 $\gamma$  の値が大きくなるにつれて誤差が拡大する理由は、おそらく較正式において  $\gamma$  のべき級数の高次項 ( $\gamma^4$  以上) を省略した結果<sup>1)</sup> によるものと思われる。また  $A$ ,  $B$  のケースで誤差の符号が逆転する理由については、一本のプローブの 2 つのパイプの感知する圧力差 ( $P_A - P_B$ ) が、プローブ先端の形状に依存して較正式で仮

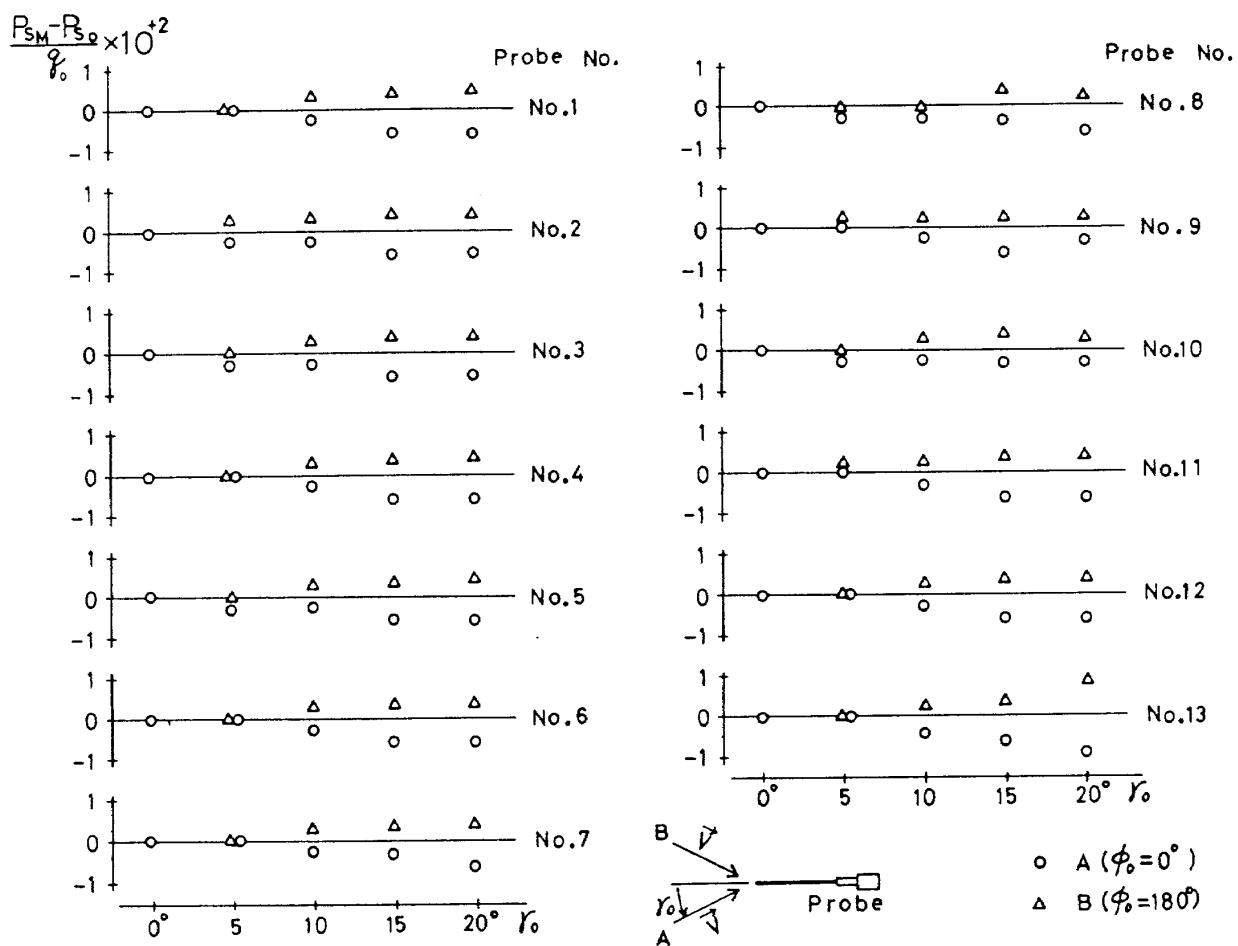


図 5-d 測定精度 (静圧係数)

定しているような、プローブ回転角 $\phi$ についての単純な余弦三角関数になつてないことによるものと思われる。以上述べたような測定精度をもつ回転式速度ベクトル測定装置が、以下の流れ場の測定に使用された。

#### 4. 模型形状と計測ケース

##### 4.1 模型形状

実験に使用した風胴模型は、STOL実験機の8%模型であるが、実験機の最終形状が決定される以前の設計途中の形状のため、形状について未確定な部分が含まれている。特に尾翼面積は、本実験終了後、原型機（C-1輸送機）の1.5倍から、原形機の大きさに変更された。

模型形状を図6に、必要な模型諸元を表1に示す。また現時点で、実験機形状と模型形状の主な相違点を表2に示す。

##### 4.2 後流測定の位置と内挿

後流測定がなされた断面は、図7に示されるように、風胴軸に垂直な前後の2断面（ $X = 1.004$ ,  $X = 1,354$ ）である。図7には、模型の垂直・水平尾

表1 模型形状

主翼面積	$S_w = 0.7712 \text{ m}^2$
主翼翼巾	$b = 2.448 \text{ m}$
平均空力弦長	$\bar{c} = 0.3349 \text{ m}$
USBフラップ	フォア・メイン型・ヒンジ式
外舷フラップ	4段フラップ
spoiler	左右各2個
エンジン	タービンタイプの模擬エンジン、ノズルD'形態
前縁スラット	左右各3個
Vortex Generator	基本型 一つのエンジンにつき2重ハ型 $30 \times 12 \text{ mm}$ 改良型 内側エンジンの内側のみ一枚外し $25 \times 10 \text{ mm}$ 他は基本型と同一
前縁BLC	$C_{JLE} = 0.02$ ; $C_J = 1$ のとき
エルロンBLC	$C_{Ja} = 0.0056$ ; $C_J = 1$ のとき
胴体	長さ $2.24 \text{ m}$ , 最大直径 $0.304 \text{ m}$
水平尾翼	下反角 $10^\circ$ , 翼巾 $1.184 \text{ m}$ , 前縁スラット付, 面積 $0.238 \text{ m}^2$
垂直尾翼	面積 $0.184 \text{ m}^2$ , タブ付

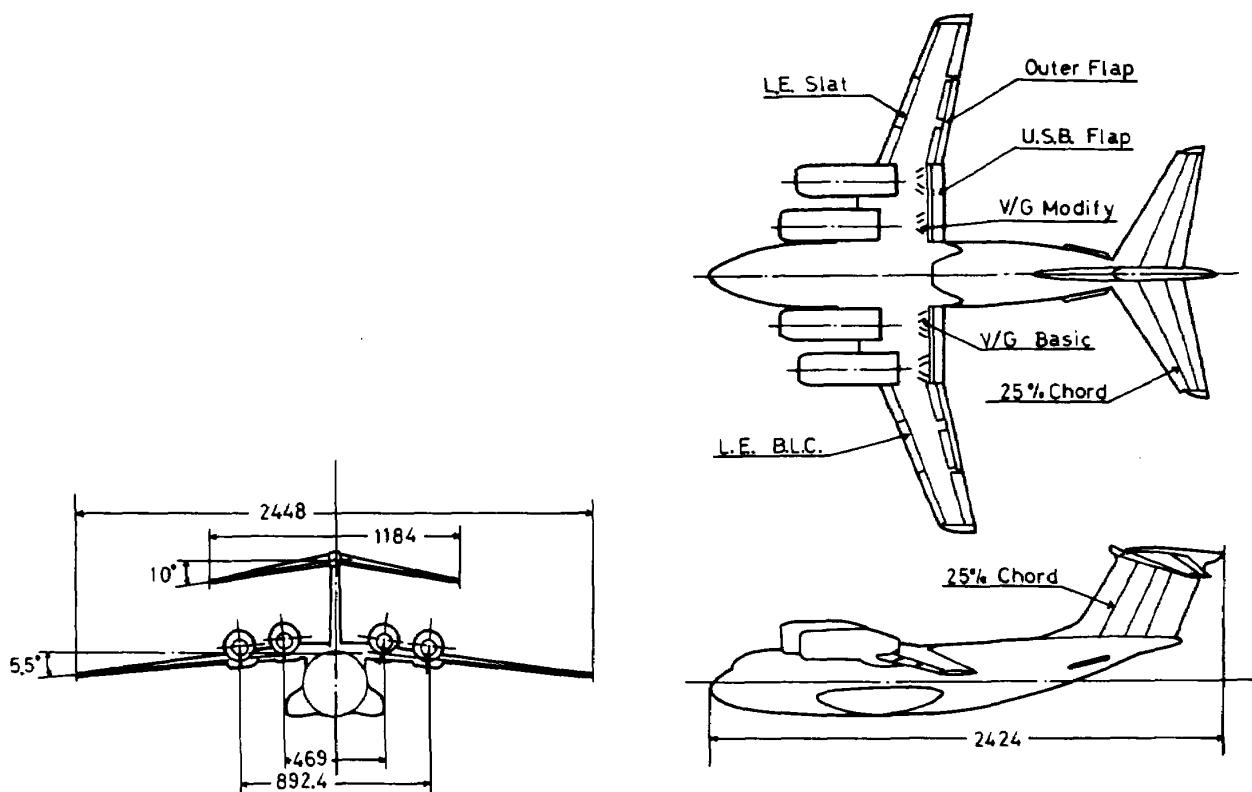


図6 風胴模型の形状 (単位 mm)

表 2 実機形状と模型形状の相違点

	模 型	実 機
主 翼	エンジン間、エンジン胴体間はステップ前縁	後退角前縁
前縁 スラット	前縁スラットのエンジンナセル部分の切欠きなし	切欠きあり
エンジン ナ セ ル	実機より長く前方につきでている	
水平尾翼	下反角 $10^\circ$ 、面積は原型機の 1.5 倍	下反角 $5^\circ$ 、面積は原型機と同一、但しエレベーター弦長を延長
垂直尾翼	面積は原型機の 1.5 倍	面積は原型機と同一、但し、タブの弦長を延長

翼の平均空力弦長の 25 %位置（以後尾翼の空力中心と呼ぶ）と回転式速度ベクトル測定装置の相対的な位置関係が示されている。前方測定断面 ( $X = 1,004\text{mm}$ ) は垂直尾翼の空力中心に近い断面であり、後方測定断面 ( $X = 1,354\text{mm}$ ) は、水平尾翼の空力中心に近い断面である。後流測定の目的は尾翼の効きをしらべることにあり、最低限、尾翼の空力中心の流れ場が測定できれば良い。しかしながら、模型の姿勢 ( $\alpha, \beta$ ) が変化すると、尾翼の空力中心は風胴軸系に関して、前後、左右、上下と 3 次元的に移動する。尾翼の空力中心の流れ場を測定するのに、模型の姿勢の移動に対応して、プローブを 3 次元的に移動することは、 $X$  軸方向の連続的な移動が不可能な現在のトラバース装置では困難であるので、前後方向の測定断面は、2 断面に限定して、トラバース装置は上下方向 ( $Z$  軸方向) と左右方向 ( $Y$  軸方向) のみを移動した。

トラバース装置の  $Y, Z$  方向の位置の設定は次のように行われた。模型の姿勢が定まるとき、風胴軸系における垂直尾翼の空力中心の位置が定まるので、7 番目のプローブの  $Y$  座標が、垂直尾翼の空力中心の  $Y$  座標に一致するように、トラバース装置を  $Y$  方

向に移動する。 $Z$  方向の移動については、 $Z$  方向に 2 断面の測定を行う場合には、できる限り、水平尾翼と垂直尾翼の空力中心の  $Z$  座標に合わせるようにし、3 断面の測定を行う場合には、尾翼（水平・垂直尾翼）の空力中心の  $Z$  座標をはさむような位置を選んでトラバース装置の  $Z$  方向の位置を定めた。

模型の、ある姿勢における尾翼空力中心の流れ場の物理量は、 $X$  方向の 2 断面、 $Z$  方向の 2 ~ 3 断面、 $Y$  方向の 13 本のプローブの位置における測定結果を直線的に内挿することによって求められた。実験期間の制約から、すべてのケースについて、 $X$  方向の 2 断面の測定ができなかったが、特に重要なエンジン推力係数  $C_J = 1$  の場合については、 $X$  方向の 2 断面について測定を行ったので、上述の内挿の方法によって、尾翼の空力中心における風向、動圧等を求めることができた。

実験機の設計を進めていくなかで、将来尾翼の大きさ、位置を変更せざるを得ない場合も発生する。その時の設計資料となるように、測定のすべてのケースについて、各プローブの位置における吹き下し角 ( $\epsilon$ )、横流れ角 ( $\sigma$ )、と動圧の測定結果を付録に載せた。付録に載せた図の中の表について説明する。垂直尾翼、左右の水平尾翼の空力中心（平均空力弦長の 25 %位置）の風胴軸系（図 7 参照）に関するそれぞれの座標は、VT, HT(L), HT(R) の  $X, Y, Z$  座標によって mm 単位で示されている。プローブ回転機構の中心 (No. 7 と No. 8 のプローブの間に存在、図 7-a 参照) の風胴軸系に関する座標は  $Z^*, Y^*$  として mm 単位で示されている。 $X$  軸に垂直な断面内の、尾翼空力中心の  $Y, Z$  座標と同一の位置における吹き下し角 ( $\epsilon$ )、横流れ角 ( $\sigma$ ) と動圧比 ( $q^*$ ) は、 $Y, Z$  方向にそれぞれ直線的に内挿して求め、結果を表の中に示した。さらに、模型姿勢角 ( $\alpha, \beta$ )、エンジン作動状態 (E/G) エンジン推力係数 ( $C_J$ )、測定断面 ( $X$ )、Vortex Generator の型 (V/G) を同時に示した。

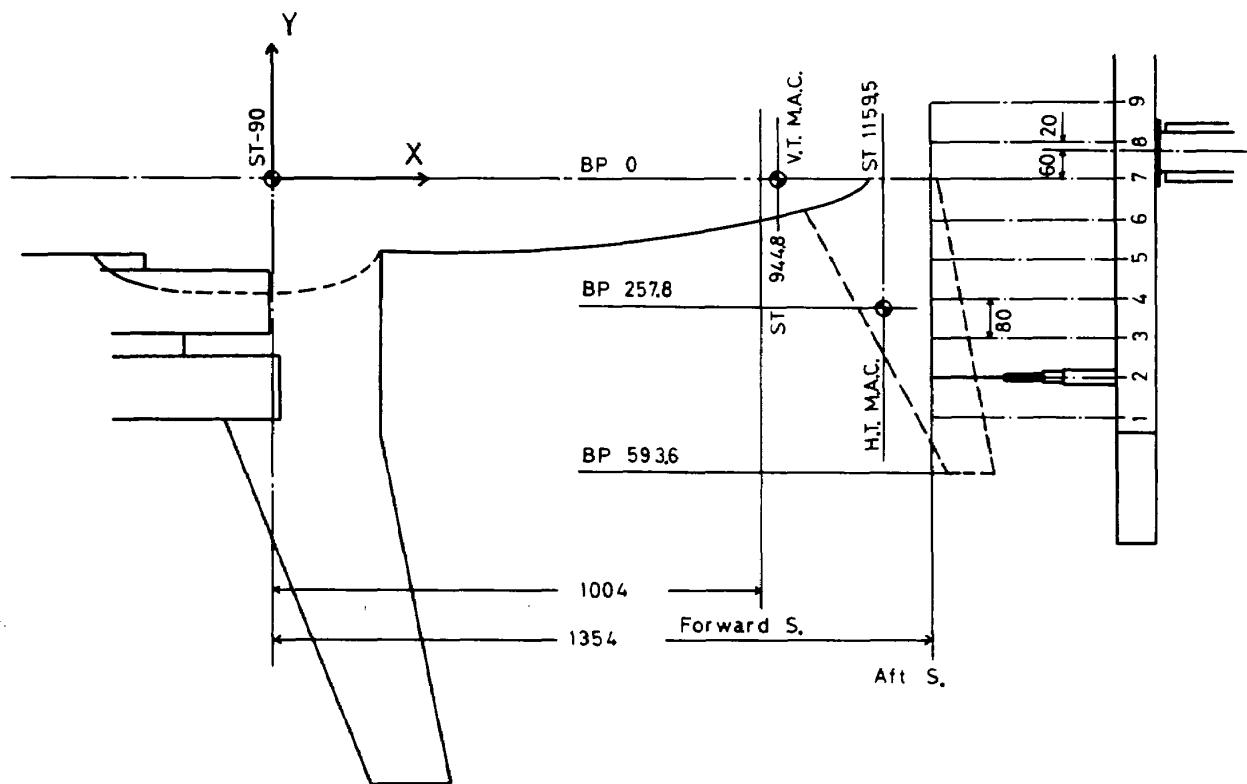


図 7-a 後流の測定断面 (単位 mm)

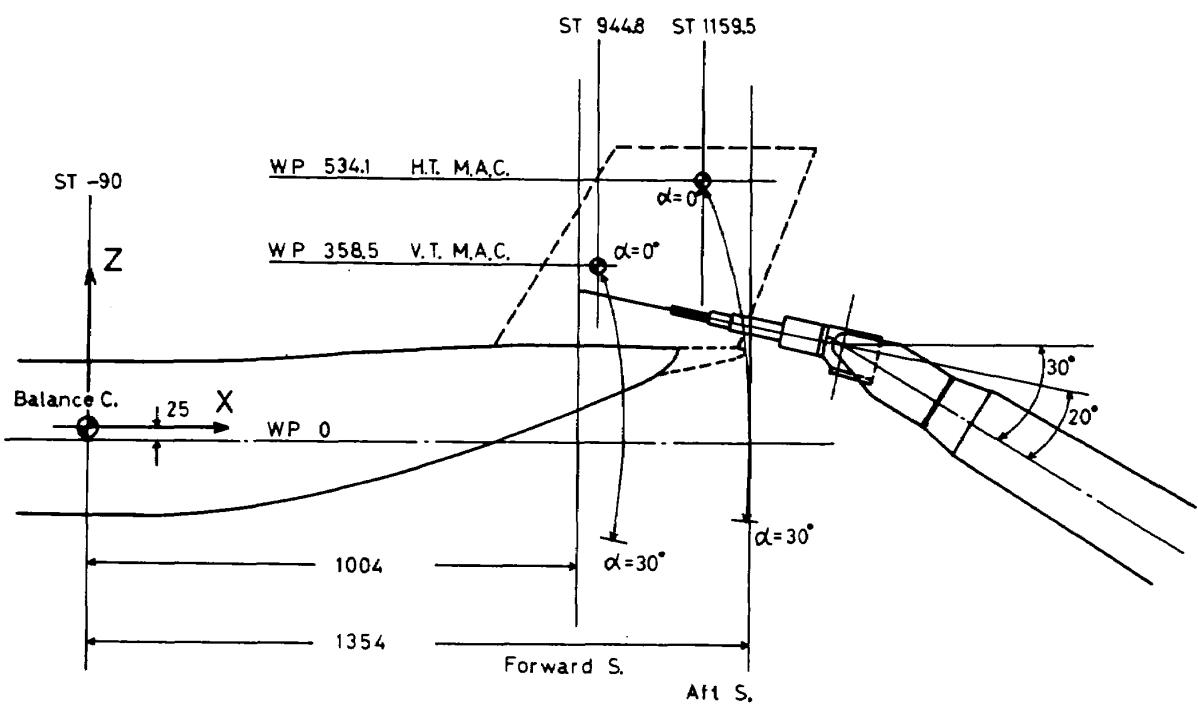


図 7-b 後流の測定断面 (単位 mm)

## 5. 測定結果

本実験は、USBフラップ角 $\delta_{fu} = 60^\circ$ 、外舷フラップ角 $\delta_{f0} = 65^\circ$ 、エルロンBLC作動( $\delta_a = 20^\circ$ )、前縁スラット角 $\delta_s = 40^\circ$ の旧STOL着陸形態において、主翼前縁BLC停止の状態で、大きな尾翼(C-1原形機の面積の1.5倍)の効きに關係する、エンジン推力の影響、Vortex Generatorの型の影響、エンジン片発停止時の問題等について行われた後流測定の結果について述べる。なお図中のフラップ角については、ことわりのない限り、すべて $\delta_{fu} = 60^\circ$ 、 $\delta_{f0} = 65^\circ$ の場合である。

### 5.1 支柱の影響

模型はメイン支柱により支えられ、後部胴体を支えるピッキングストラットを上下することによって、模型迎角 $\alpha$ が変更される。天秤系をZ軸のまわりに回転させることによって模型の横すべり角 $\beta$ が変更される。これら前後の支柱とそれらの風防用カバーの大きさは、模型の大きさにくらべて決して小さくはない、実験を始める前に、支柱のみによって作られる流れ場を測定しておかなければならぬ。天秤系をZ軸のまわりに回転させるためのターンテーブルを回転させて、支柱系の姿勢角を変えて後方測定断面( $X = 1,354\text{ mm}$ )の後流計測を行った結果を図8に示す。

横軸はY方向の座標を示し、中央部の縦の直線のY座標は、ほぼ後部支柱(ピッキングストラット)の中心軸のY座標の位置に等しい。測定は上下方向(Z方向)の数断面で行われたが、尾翼の空力中心付近の2断面の測定結果のみを図示している。

水平尾翼の効きをしらべるには、翼巾方向の平均量として、水平尾翼の空力中心における動圧と吹き下し角を測定すれば良い。ところで模型の横すべり角 $\beta = 0^\circ$ で模型の迎角 $\alpha$ を変える場合、水平尾翼の空力中心の移動範囲は $\alpha = 0^\circ \sim 15^\circ$ に対応して $Z = 509 \sim 168\text{ mm}$ である。このとき支柱のみによる吹き下し角は、図8-aの第1図に示されるように、後部支柱の後流付近を除けば、ほぼ $0^\circ$ に近い。幸なことに、このとき水平尾翼の空力中心のY座標は士 $257.8\text{ mm}$ であり、支柱による後流の影響が及ばない

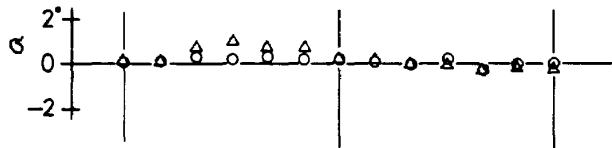
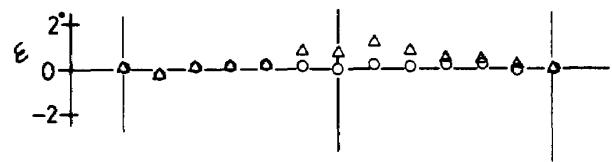
位置になっている。従って、 $\alpha_{sweep}$ を行って得られた、水平尾翼の空力中心における吹き下し角については、支柱による影響を補正する必要がない。動圧については、測定値のばらつきが、大きく、明白な傾向が認められないけれども、翼巾方向に平均すると動圧比 $q^*$ で2%程度高くなっている。

垂直尾翼の効きをしらべるには、翼巾方向の平均量として、垂直尾翼の空力中心における動圧と、横流れ角を測定すれば良い。ところで模型の迎角 $\alpha = 10^\circ$ で、模型の横すべり角 $\beta$ を変える場合、垂直尾翼の空力中心の移動範囲は、 $\beta = -15^\circ \sim 15^\circ$ に対応して、 $Y = -278.7 \sim 278.7\text{ mm}$ である。このとき垂直尾翼空力中心のZ座標は $149.4\text{ mm}$ である。したがって、このとき支柱のみによる横流れ角は $0^\circ \sim 2^\circ$ 程度になり、動圧比については、 $0 \sim 4\%$ 程度高くなっている。

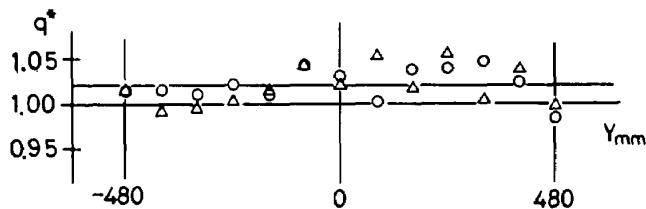
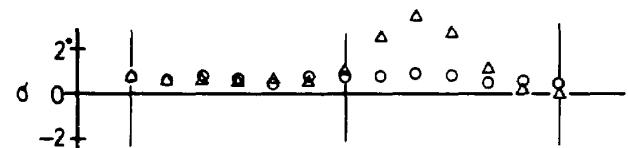
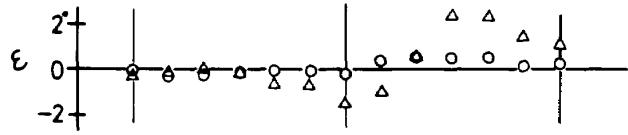
風胴の基準動圧を測定するためのピトー管は測定部の上流の部分に設置されている。トラバース装置を設置するために測定部の後部のベルマウス部分が開放されていたり、支柱が入っていたりするために、測定部前方と後方では、動圧に差が生じるものと考えられる。回転式速度ベクトル測定装置のプローブ回転機構の端より $300\text{ mm}$ 外側の位置にピトー管を取り付け、速度ベクトル測定と同時に、新たに取り付けられたピトー管によって動圧を計測した。図8の動圧比のグラフにおける横軸に平行な実線( $q^* = \text{約 } 1.02$ )は、この方法によって求められたものである。模型を入れないで、支柱とトラバース装置のみの場合に、尾翼付近の動圧は、風胴基準ピトー管による測定値よりも、動圧比にして2%程度高くなっていることがわかる。

付録や本文中の図にプロットされている値は、風向動圧についてすべて支柱の影響を補正しない生の値が示されている。風向のうち水平尾翼空力中心の吹き下し角については、測定された範囲内のケースについては、ほとんど支柱の影響を考える必要がないけれども、垂直尾翼空力中心の横流れ角については、 $2^\circ$ 高いこともある。動圧については、支柱の影響のために、動圧比でおよそ2%程度高くなっていることに注意しておく必要がある。

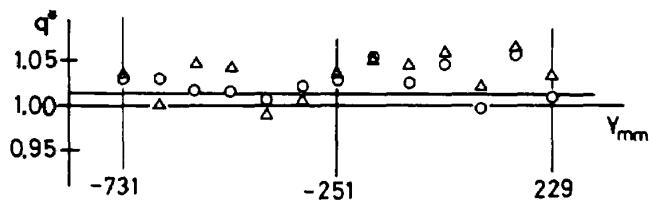
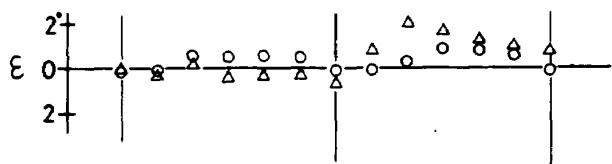
なお測定中、模擬エンジンに使用されている潤滑



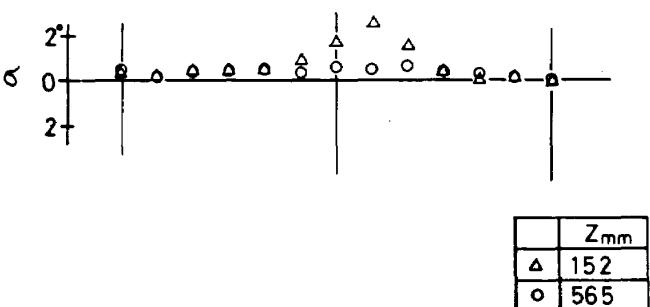
	Zmm
△	151
○	565

図 8-a 支柱の影響 ( $\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ$ )

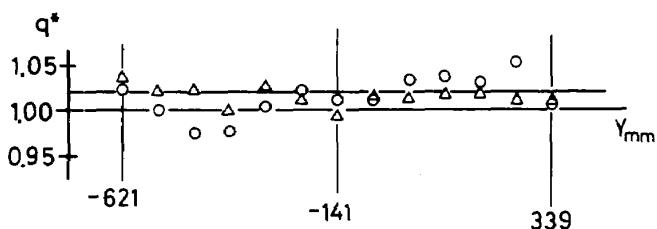
	Zmm
△	153
○	563

図 8-c 支柱の影響 ( $\alpha = 0^\circ, \beta = -12^\circ$ )

油の飛散により、明らかにプローブ先端圧力孔の目づまりと思われるデータについてはプロットしなかった。



	Zmm
△	152
○	565

図 8-b 支柱の影響 ( $\alpha = 0^\circ, \beta = -6^\circ$ )

## 5.2 水平尾翼付近の吹き下し角

### エンジン推力の影響

図 9 には、エンジン推力が変化したときの吹き下し角 ( $\epsilon$ ) の変化が示されている。図 9-a は、全エンジンを作動させ、後流測定断面  $X = 1.354\text{ mm}$ , 模型横すべり角  $\beta = 0^\circ$ において、エンジン推力  $C_J$  を  $0 \sim 1.85$  まで変化させ、模型の迎角  $\alpha$  を変えて測定したときの吹き下し角である。模型の横すべり角  $\beta = 0^\circ$ において、模型の迎角 ( $\alpha$ ) を変化させると、水平尾翼の空力中心は、前後 ( $X$ )、上下 ( $Z$ ) に移動する。図 9 にプロットされている点の位置は水平尾翼の空力中心付近（水平尾翼の空力中心の  $Y$ ,  $Z$  座標とは一致しているが、 $X$  座標は異なる）である。

左右の位置における吹き下し角がほとんど一致していることから、縦の流れ場に関して対称性が十分認められる。またエンジンが Wind mill の状態 ( $C_J$ ,

$C_J = 0$  の場合は日時を変えた 2 度の測定結果が示されているが、測定結果の再現性も十分である。

$C_J$  のすべての場合について、模型迎角  $\alpha$  は  $20^\circ$  まで変えられたが、 $C_J$  が小さいと、低い迎角で、主翼や胴体やエンジンナセル部分から剥離が生じ、プローブの圧力が時間的に激しく変動し、時間平均量としての吹き下し角をうまく測定することができなかった。 $C_J$  が増すにつながって、揚力係数  $C_L$  も、最大揚力係数を示す迎角  $\alpha_{max}$  も増加し、コアンダ効果が十分に効いてくるために、エンジン排気は、フラップにより十分下方に曲げられ、周りの流れ場に、下向きの流れを誘導し、尾翼付近の吹き下し角が増大する。

航空機の静安定を論ずる際にしばしば現われる量  $\partial \epsilon / \partial \alpha$  についてながめてみよう。図 9-a で示されるように、 $C_J$  の値にかかわらず、 $\alpha$  が  $10^\circ$  位までは吹き下し角は直線的に変化しているので、この間の測定結果を最小自乗法で処理して、吹き下し角の勾配  $\partial \epsilon / \partial \alpha$  を求めて、図 9-b に示す。 $C_J$  の増加に伴って  $\partial \epsilon / \partial \alpha$  の値は増加している。水平尾翼の静安定は(1)式で与えられる。

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = -V_H a_t \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (1)$$

ここで  $V_H$  は水平尾翼の Tail volume,  $a_t$  は水平尾翼の揚力傾斜を示す。図 9-b のように  $C_J$  が大きくなるにつながって、 $\partial \epsilon / \partial \alpha$  が大きくなるという事実は、通常の意味においては静安定が低下することになる。このことは全機模型による 6 分力試験結果（尾翼形状は原型機形状で、前縁 BLC 作動の場合）、図 10において、 $C_J$  が大きくなるにつながって、縦揺れモーメントの勾配が小さくなっていることに明白に示されている。図 10 の縦揺れモーメントのグラフをみると、 $C_J$  が大きくなると静安定が悪くなるように思えるが、実際には、パワー効果（迎角が大きくなると、抵抗が増し、速度が減少して  $C_J$  が増加し、頭下げモーメントが増大する）によって、静安定が得られている。

図 9-a において、 $C_J = 0$  の場合、 $\alpha$  が  $10^\circ$  以上になると、吹き下し角は急激に上昇している。(1) 式から推論すれば、静安定が急激に低下することを意味しているが、はたして図 10 の縦揺れモーメン

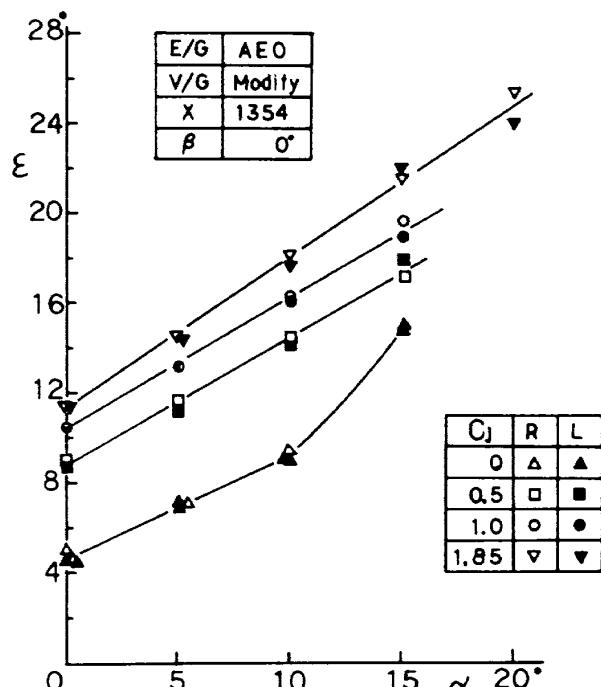


図 9-a 吹き下し角（エンジン推力の影響）

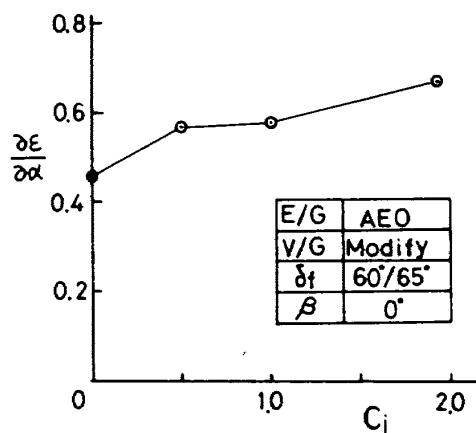
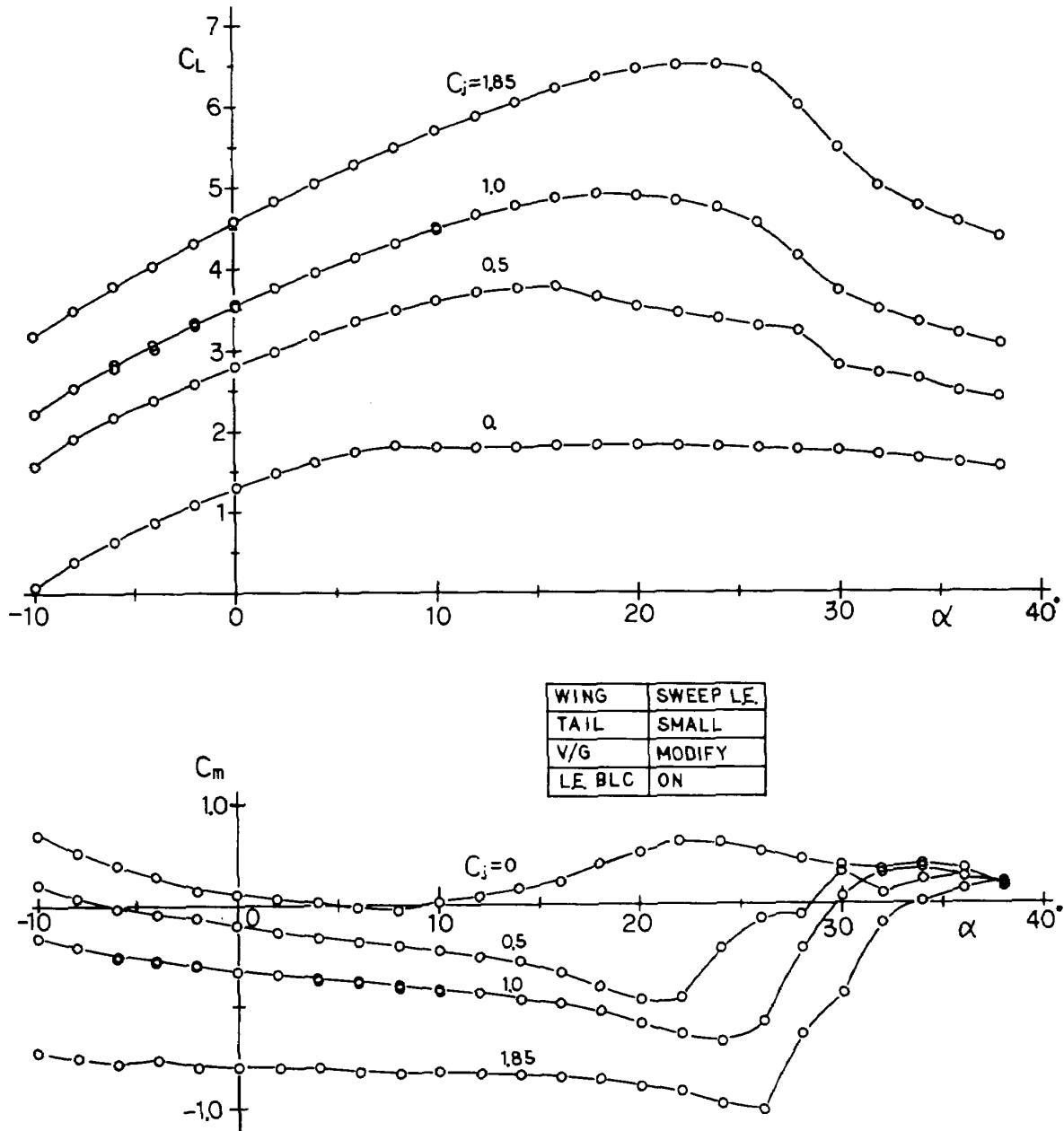


図 9-b  $\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$  (エンジン推力の影響,  $X = 1,354$ )

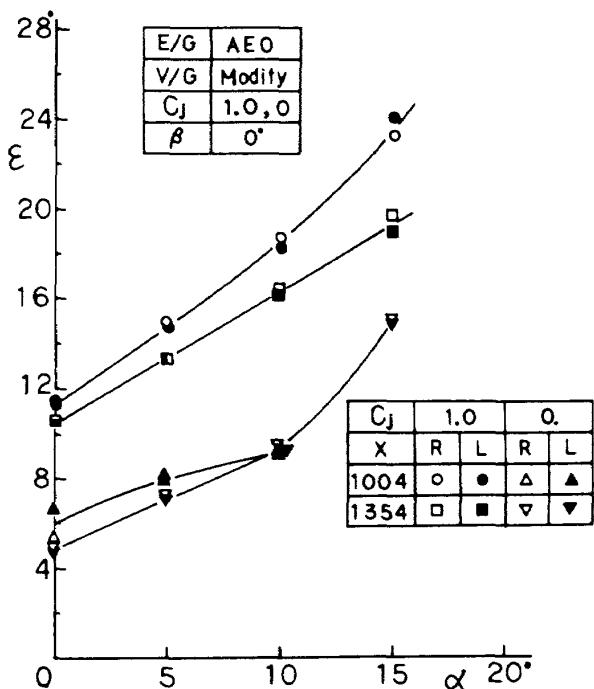
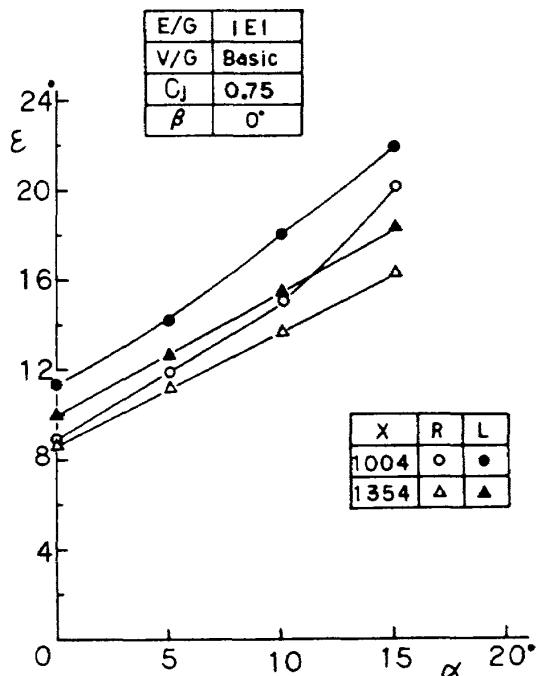
トのグラフにおいて、 $\alpha = 8^\circ$  を越えると急激なピッチアップが現われている。図 10 の揚力係数のグラフから、このときの現象が、機体の失速によっていることが明らかである。図 10 は、 $C_J$  が大きくなるにつれて、ピッチアップを生じる迎角も大きくなること、またそれが翼の失速によっていることを示している。全機形態のピッチアップのメカニズムは、図 9 と図 10 を考慮することによって以下のように説明することができる。 $\alpha$  が大きくなつて主翼の外縫が失速すると、後退角をもつ主翼の縦揺れモーメントが増大すると同時に尾翼付近の吹き下し角が急激に増大して、尾翼による頭下げモーメントが低下し、機体のピッチアップが生じる。

図10 全機縦静安定 ( $\delta_f = 60^\circ / 65^\circ$ )測定断面による  $\epsilon$  の相違

エンジン推力係数  $C_j = 1$  と  $C_j = 0$  の場合については、前後の 2 断面 ( $X = 1.004\text{mm}$ ,  $X = 1.354\text{mm}$ ) で測定が行われた。エンジン全発作動 (AOE) の場合を図 11-a に、右翼内側エンジン片発停止 (TEI) の場合の結果を図 11-b に示す。ここで AOE の場合も、IEI の場合も、エンジン一発あたりの推力係数は 0.25 であり、全体の推力係数  $C_j$  の値は AOE の場合が 1.0, IEI の場合が 0.75 である。AOE の場合、流れ場の対称性は良い。 $C_j$  の大きさにかかわらず、主翼に近い前方断面の吹き下し角の方が後

方断面の値より大きい。

IEI の場合、 $\alpha$ に対する  $\epsilon$  の変化の傾向は、AOE の場合とはほとんどかわらないが、エンジンが片発停止している右翼側では、エンジン排気による誘導効果、揚力低下による吹き下し効果が減少し、左翼側にくらべて  $\epsilon$  の値は小さくなっている。また右翼側と左翼側の測定断面の前後位置による  $\epsilon$  の相違をみると、前後位置の差異による  $\epsilon$  の値は、2 発のエンジンが作動している左翼側の方が大きい。内側エンジンが片発停止した場合 ( $C_j = 0.75$ ) 水平尾翼の空力中心付近の吹き下し角は左右で  $2^\circ \sim 3^\circ$  の差異

図11-a 測定断面による  $\epsilon$  の相違  
(AEOの場合)図11-b 測定断面による  $\epsilon$  の相違  
(IEIの場合)

が生じている。

#### Vortex Generator による影響

USB フラップは、エンジン排気を下方に曲げ、コアンダ効果を利用して高揚力を得ることを目的としている。この効果を更に助ける働きをするのが、主翼後部に取り付けられた二重ハ型をした Vortex

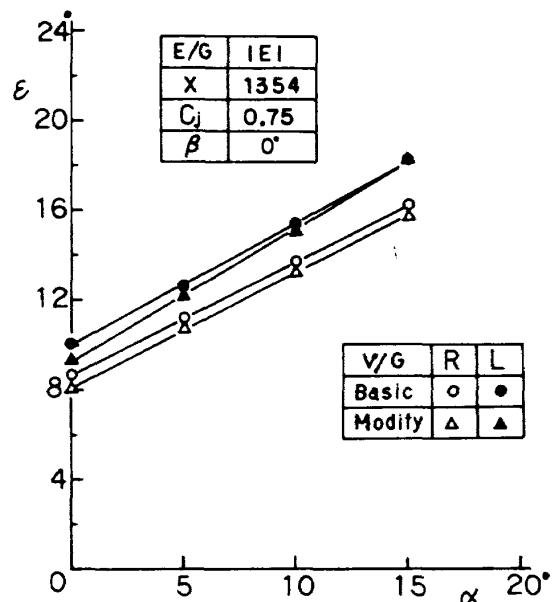


図12 吹き下し角 (Vortex Generator による影響)

generator (V/G) である。確かに V/G は高揚力を得るために有益な手段の一つであるが、エンジンが停止したときや機体が横すべりをしている時の釣合い、特に方向安定性に影響を与える可能性がある。また機体抵抗増大の大きな要因にもなっている。

内側エンジンの排気の中にある二重ハ型の V/G は、エンジン排気を翼端方向に広げ、排気ジェットによるコアンダ効果を高める一方、ジェットが胴体にまで広がり、胴体表面に沿って流れ、一般流を誘導し、後部胴体と尾翼付近の流れ場に影響を与える。このために  $C_{n\beta}$  が大きくなり、方向舵角の効きの範囲を制限してしまう。最適な V/G の位置と大きさ、開き角度を見い出さなければならないが、今回の実験では、内側エンジンの後方に取り付けられた4つの二重ハ型の V/G のうち、胴体に最も近い一枚を外した改良型 V/G と基本型 V/G について後流測定を行い V/G の影響をしらべた。V/G 一枚を外した場合を V/G Modify (D' 形態) として、外さない二重ハ型の場合を V/G Basic として図 12 に示す。

右翼内側エンジン停止の場合の後方測定断面における、水平尾翼の左右の空力中心付近(測定点の X 座標のみ空力中心の座標と異なる)の吹き下し角が図 12 に示されている。 $\alpha$  の値が 15° 以下であれば、 $\alpha$  に関する  $\epsilon$  の変化は、ほとんど直線的である。当

然のことながら、右翼内側エンジンが停止しているので、水平尾翼の右側の吹き下し角は小さくなり、左翼側とは  $2^\circ$  程度の差が生じている。

V/G Modify の場合は、V/G Basic の場合にくらべて、吹き下し角が  $0.5^\circ$  程度小さくなっている。残念ながらこの程度の差では、揚力を下げないで尾翼による  $C_{n\beta}$  を十分に小さくする改善策とはならなかった。

#### エンジン片発停止時の吹き下し角

後方測定断面における、水平尾翼空力中心付近の吹き下し角の、エンジン全発作動時 (AOE) と右翼内側エンジン停止時 (IEI) の相違を図 13 に示す。この場合、AOE の場合も IEI の場合も、エンジン一発あたりの推力係数はいずれの場合も 0.25 である。IEI の場合、内側エンジンが停止している右翼側は、左翼側にくらべて、吹き下し角は小さく、その差はおよそ  $1.5^\circ$  である。IEI と AOE の場合をくらべてみると、エンジン停止をしていない左翼側では、 $2^\circ$  程度、エンジン片発停止をしている右翼側では  $4^\circ$  程度、吹き下し角が小さくなっている。

一発のエンジン推力係数が 0.25 の場合、全発作動の AOE と一発停止の IEI の状態の後流測定は、前後の 2 断面について行われた。それらの測定結果を X 方向に直線的に内挿して、水平尾翼の空力中心における吹き下し角を求め図 14 に示す。AOE の場合の  $\epsilon$  の値は、左右の空力中心の値を平均した平均値が示されている。全体のグラフの傾向は、図 13 と同じである。ただ図 14 の場合、AOE の時は V/G Modify であるのに対して、IEI の時は V/G Basic であることを注意しておく必要がある。図 12 の V/G による相違を考慮すれば、AOE で V/G Basic の場合には、 $\epsilon$  の値は更に  $0.5^\circ$  程度上昇するものと思われる。

後方測定断面は、水平尾翼の空力中心に近い位置であるので、後方測定断面において得られた  $\epsilon$  の値は、ほぼ水平尾翼の空力中心における  $\epsilon$  の値と考えても、重大な誤りは生じない。

#### 力試験結果との比較

旧 STOL 着陸形態 ( $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 60^\circ/65^\circ$ ) でエンジン推力係数  $C_f = 1$ 、スラット角  $S_s = 40^\circ$ 、エルロン舵角  $S_a = 20^\circ$ 、前縁 BLC 作動の場合の力試験が行

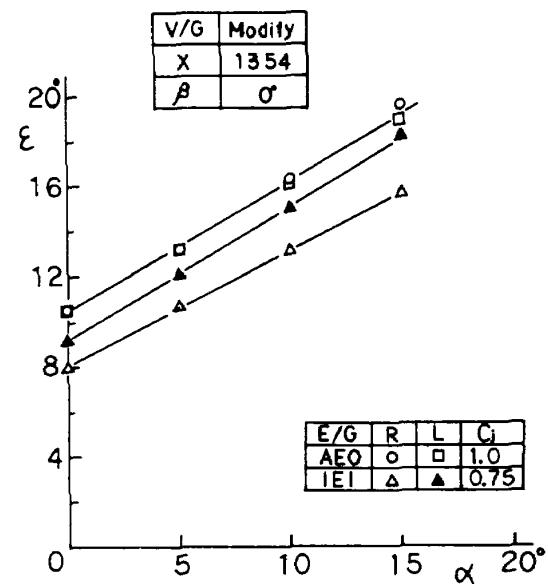


図 13 エンジン片発停止時の吹き下し角

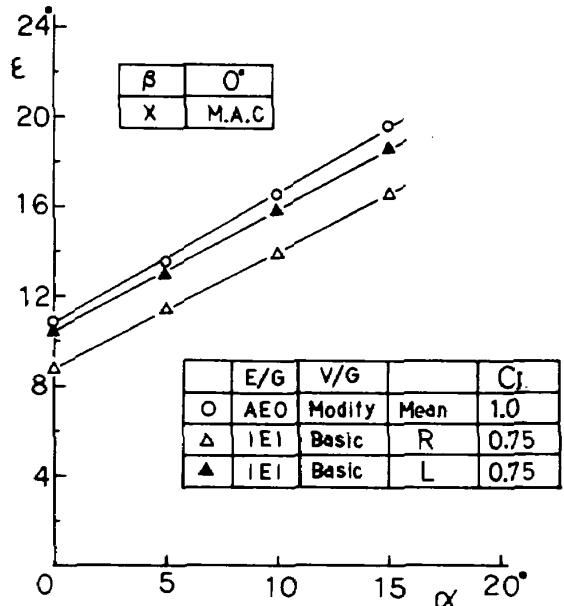


図 14 水平尾翼空力中心における吹き下し角

われ、その結果を図 15-a に示す。丸印は尾翼を取り外したときの縦揺れモーメント係数の値、右下がりの実線は、尾翼を取り付け、水平尾翼の取付け角  $i_t$  を  $-5^\circ \sim 9^\circ$  まで変化させたときの全機形態の縦揺れモーメント係数である。尾付き試験と尾無し試験の曲線の交点は、水平尾翼による縦揺れモーメントがゼロになること ( $C_{mt} = 0$ ) を意味する。水平尾翼の縦揺れモーメント係数は、模型迎角が余り大きくなれば、(2)式で表わすことができる。

$$C_{mt} = -V_H a_t (\alpha - \epsilon + i_t) \quad (2)$$

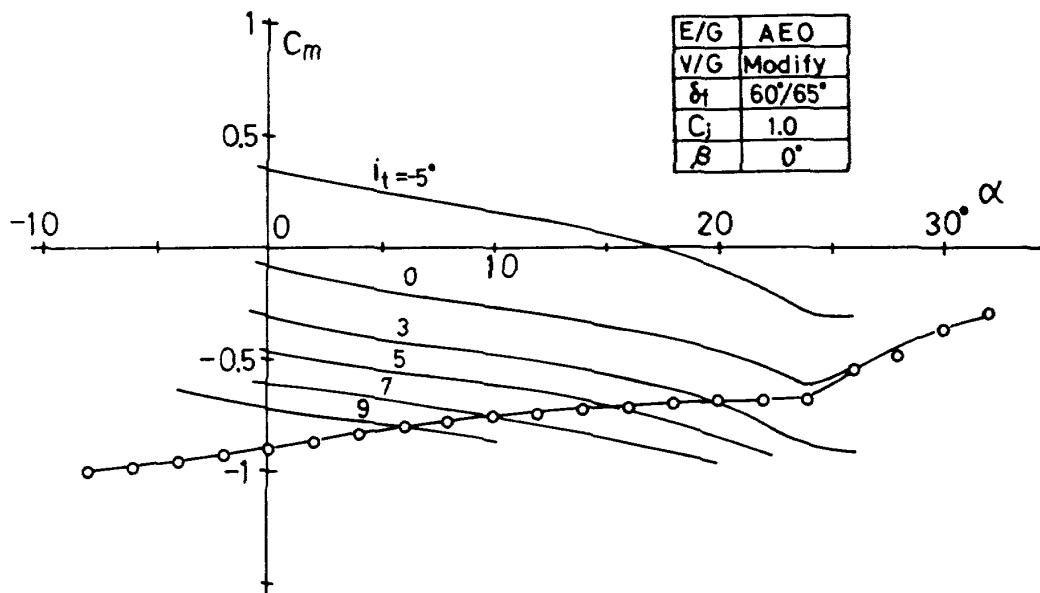
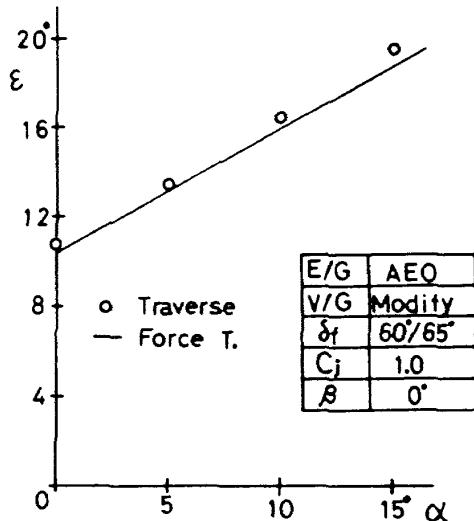


図 15-a 縦揺れモーメント係数(前縁 BLC 作動)

図 15-b 後流測定と力試験による  $\epsilon$  の相違

ここで  $a_t$  は水平尾翼の揚力傾斜、 $V_H$  は水平尾翼の Tail volume である。(2)式において、 $C_{m\alpha} = 0$  とおけば、 $\epsilon = \alpha + i_t$  によって吹き下し角が求められる。図 15-b は、以上のように求めた吹き下し角と後流測定によって求めたものを比較したグラフである。注意しておかなければならぬことは、力試験では前縁 BLC が行われていることに対して後流測定の場合には行われていないことである。前縁 BLC の作動は、主翼の剥離が生じるような高い迎角に対しては、空力特性に大きな影響を与えるものと思われるが、迎角が比較的小さく、エンジン排気の影響の方が大きい尾翼付近の流れ場に関しては、その影響

が小さいものと考えられる。

図 15-b をみると、力試験と後流測定の結果は非常に良い一致を示している。水平尾翼による縦揺れモーメントは、吹き下し角、動圧の翼巾方向の変化に依存するものと考えられる。付録のデータをみてみると、確かに、水平尾翼付近での吹き下し角は翼巾方向に関して一定ではなく、翼根、翼端部分で小さくなっている。しかしながら、図 15-b に示されているように、後流測定結果と力試験から計算された  $\epsilon$  の値が一致するという事実は、水平尾翼による縦揺れモーメントが、翼巾方向の変化を無視して尾翼空力中心で測定された動圧、吹き下し角を用いて求めることができるということを示唆している。

### 5.3 垂直尾翼付近の横流れ角

#### エンジン推力の影響

図 16 は、模型迎角  $\alpha = 10^\circ$  を一定にして、エンジン推力係数  $C_j$  の値を変化させ、模型の横すべり角  $\beta$  を変え、後方測定断面の上下方向 (Z 方向) の 2~3 断面で測定した横流れ角を、Y, Z 方向に直線的に内挿して、垂直尾翼の空力中心付近 (Y, Z 座標は垂直尾翼の空力中心と一致しているが、X 座標が異なる) の値を求めた結果である。エンジンの推力調整、フラップ等の舵角設定、模型形状などが、

左右対称にできておれば、グラフは原点を通るはずである。しかしながら図 16 では、 $\beta = 0^\circ$ において  $\sigma = 0.5^\circ$  程度になっている。原因が回転式速度ベクトル測定装置の誤差によるのか、模型のセットによるのかをしらべるために、6 分力試験のデーターをしらべた結果、 $\beta = 0^\circ$ において  $C_n < 0$  となっており、原因が模型側にあることがわかった。

模型の横すべり角  $\beta$  に対する横流れ角は、右下がりのカーブになっており、 $\beta = 0^\circ$  付近の狭い範囲においては、直線的に変化している。 $-6^\circ \leq \beta \leq 6^\circ$  の範囲では、 $\sigma$  の値が直線的に変化しているものとして、最小自乗法で  $\partial\sigma/\partial\beta$  の値を求め、結果を図 16-b に示す。 $\partial\sigma/\partial\beta$  の値の  $C_j$  に対する変化は、ゆるやかであるが、 $C_j$  が大きくなるにしたがって、負の方向に大きくなる。このことは  $C_j$  の値が大きくなる程、方向安定性が高くなることを意味している。

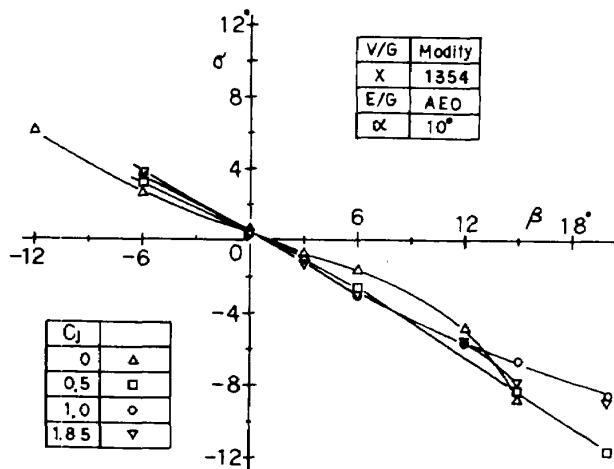


図 16-a 横流れ角（エンジン推力の影響）

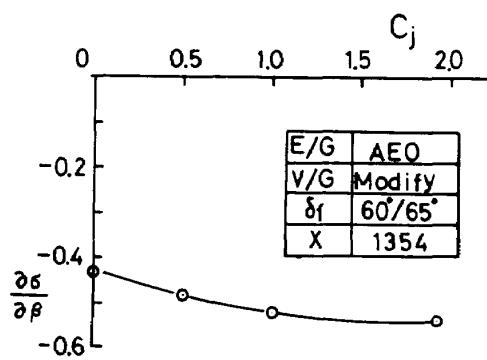


図 16-b エンジン推力の影響

### 測定断面による $\sigma$ の相違

エンジン全発作動 (AEO) の場合には、前後の 2 断面の測定が行われ、垂直尾翼空力中心付近 ( $Y$ ,  $Z$  の座標は空力中心と一致しているが、 $X$  座標は異なる) の横流れ角が、測定結果を内挿することによって得られた。エンジン推力係数  $C_j = 1$  と 0 の場合の結果が図 17-a に示されている。 $C_j = 0$  の場合には、前後の断面で  $\sigma$  の差はほとんどない。しかしながら、4 発エンジンが作動している  $C_j = 1$  のとき、前方断面における  $\sigma$  の絶対値は後方断面における値よりも大きい。このことは、 $\sigma$  に関しては、エンジンに近い程、エンジン排気の影響が大きいことを意味している。

図 17-a において、 $C_j = 1$  の場合に、 $-6^\circ \leq \beta \leq 6^\circ$  の範囲で  $\sigma$  が直線的に変化しているものとして、最小自乗法によって、勾配  $\partial\sigma/\partial\beta$  を求め、その結果を図 17-b に示す。主翼から後方に進む程、 $\partial\sigma/\partial\beta$  の絶対値は小さくなることがわかる。

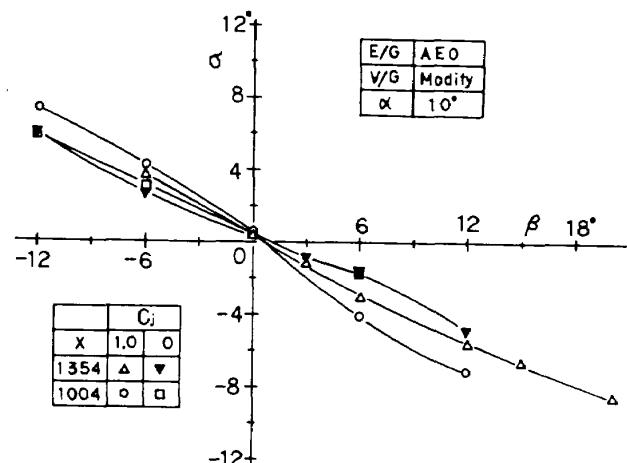


図 17-a 測定断面による  $\sigma$  の相違

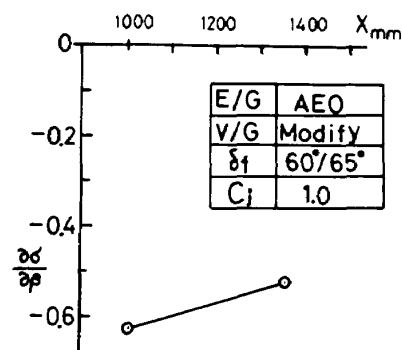


図 17-b 測定断面による  $\frac{\partial\sigma}{\partial\beta}$  の相違  
( $\alpha = 10^\circ$ )

### エンジン片発停止時の横流れ角

右翼内側エンジン片発停止をさせた時(IEI)の前後の測定断面における垂直尾翼の空力中心付近の横流れ角を図17-cに示す。前方断面の横流れ角は、後方断面の値よりも大きい。これはエンジン全発作動時(AEO、図17-aの場合)と同じ傾向である。模型の横すべり角に関して $\alpha$ の値が直線的に変化する $\beta$ の範囲は、後方断面の方が広い。また $\beta = 0^\circ$ における $\alpha$ の値は約 $-3^\circ$ を示している。この事実は、右翼内側エンジンが停止したとき、尾翼付近の流れの方向が、右翼側から左翼側に流れていることを示し、エンジン作動の非対称性が、尾翼付近の流れ場の非対称性に大きく影響していることがわかる。

### Vortex Generatorによる影響

図18は、エンジン全発作動時(AEO)と右翼内側エンジン片発停止時(IEI)の垂直尾翼空力中心付近(Y, Z座標は垂直尾翼の空力中心と一致しているが、X方向は後方断面)の横流れ角に及ぼすVortex generator(V/G)の影響を示したものである。AEOの場合も、IEIの場合も、エンジン一発あたりの推力係数は0.25である。機体の $C_{n\beta}$ を改善するためになされたV/Gの改良(Modify)形態では、AEOの場合も、IEIの場合も、基本型(Basic)にくらべて、 $\alpha$ の絶対値がほんのわずか低下しているにすぎない。機体の $C_{n\beta}$ が大きすぎて、方向舵角の効きの範囲が小さくなっていることを改善するためにとられた、V/G Modifyの形態は、少くとも尾翼の $\partial\alpha/\partial\beta$ を改善することにはほとんど効果がないことがわかる。

エンジン一発あたりの推力係数が0.25の場合には、AEOもIEIの場合も、前後の2断面における測定が行われているので、X方向に直線的に内挿することによって、垂直尾翼空力中心での横流れ角を求めることができた。結果を図19に示す。模型の横すべり角 $\beta$ が $-12^\circ \sim 12^\circ$ 位までは、AEOの場合も、 $\alpha$ の値は $\beta$ に関して、ほとんど直線的に変化している。そしてAEOとIEIの場合では、 $\alpha$ の値に $3^\circ \sim 4^\circ$ 程度の差が生じている。

### 力試験結果との比較

当初、STOL実験機の着陸形態は、フラップ角

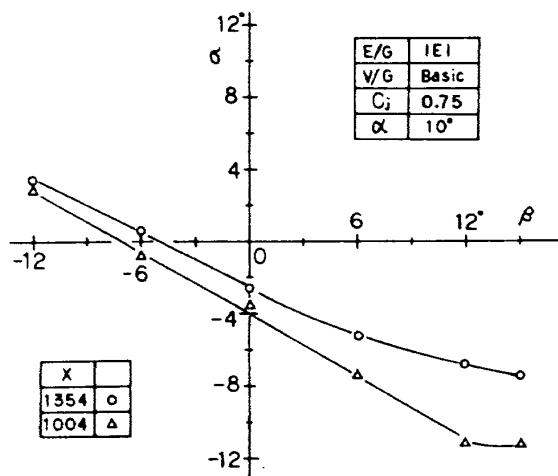


図17-c エンジン片発停止時の横流れ角

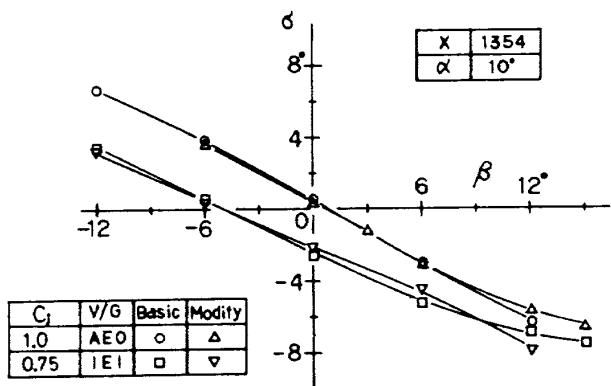


図18 横流れ角 (Vortex generatorによる影響)

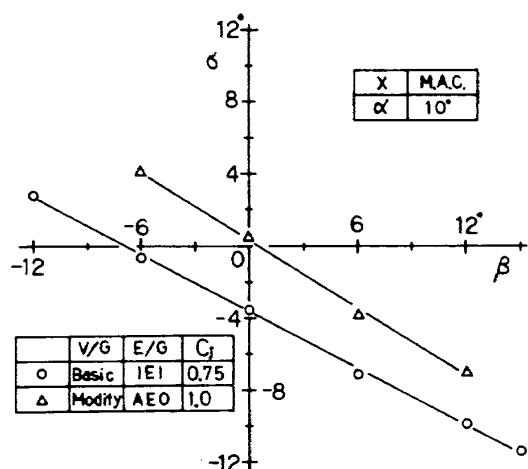


図19 垂直尾翼空力中心における横流れ角

$\delta_{f\mu}/\delta_{f0} = 60^\circ/65^\circ$ で考えられていた。しかしながら、風試を進めるなかで、このフラップ角であると、着陸再復行における上昇能力が不足するので、着陸形態フラップ角を浅くし、 $\delta_{f\mu} = 40^\circ$ 程度にするのが妥当であると考えられるようになった。そして

USB フラップ角  $\delta_{fu} = 60^\circ$  の形態を直接抗力制御形態として、別の飛行形態とすることになった。そして  $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 40^\circ/65^\circ$  を新 STOL 形態(旧 STOL 再復行形態)と称して、新たに新 STOL 着陸形態の 6 分力風洞試験が開始された。

そこで、 $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 60^\circ/65^\circ$  の後流測定の結果と、力試験の結果から、 $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 40^\circ/65^\circ$  の形態の場合を推定する必要が生じ、 $\partial\sigma/\partial\beta$  の値を予測することを試みた。また右翼内側エンジン片発停止時に、機体偏擺モーメントに及ぼす翼胴結合体(特に後部胴体)の寄与の程度について検討を行った。

図 20-a は、フラップ角  $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 60^\circ/65^\circ$  と  $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 40^\circ/65^\circ$  の 2 つのフラップ角形態における、尾付き全機模型の偏擺モーメントと尾なし模型の偏擺モーメントを測定し、その差を垂直尾翼の偏擺モーメント係数  $C_{nf}$  と考えて図示したものである。スラット角、エルロン舵角はいずれの場合も同一で、それぞれ  $40^\circ$  と  $20^\circ$  であり、USB フラップ角以外の条件は同一である。 $\partial C_{nf}/\partial\beta$  の値は、USB フラップ角  $\delta_{fu}$  が浅い  $\delta_{fu} = 40^\circ$  の場合の方が大きいことがわかる。垂直尾翼の揚力傾斜  $a_F$  としたときの垂直尾翼による機体の偏擺モーメント係数  $C_{nf}$  は  $(\sigma - \beta)$  が十分小さいときには、(3)式で表現することができる。

$$C_{nf} = -V_F a_F (\sigma - \beta) \quad (3)$$

ここで  $V_F$  は垂直尾翼の Tail volume である。

フラップ角  $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 60^\circ/65^\circ$  の力試験結果図 20-a と、後流測定の結果図 19 から、(3)式を用いると、垂直尾翼の揚力傾斜  $a_F$  が求まる。このようにフラップ角  $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 60^\circ/65^\circ$  の場合に求められた  $a_F$  の値を用いて、図 20-a の  $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 40^\circ/65^\circ$  の場合の  $C_{nf}$  と  $\beta$  の関係から(3)式によって  $\sigma$  が求められる。このようにして求められた  $\sigma$  の値が図 20-b にプロットされている。(3)式が利用できる  $\beta$  の値は小さいということが条件があるので、 $-6^\circ \leq \beta \leq 9^\circ$  の範囲に関して、最小自乗法によって  $\partial\sigma/\partial\beta$  の値を求めた。その結果を図 20-b に実線で示した。このように予測された  $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 40^\circ/65^\circ$  の場合の  $\partial\sigma/\partial\beta$  と、 $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 60^\circ/65^\circ$  の場合の値との比較を図 20-c に示す。USB フラップ角が浅い程、垂直尾翼の空力中心における  $\partial\sigma/\partial\beta$  の値は大

きくなる。この事実は、USB フラップ角が浅いとエンジン排気が、尾翼付近において比較的上方を通過する。そのため尾翼に関しては、エンジン排気による誘導効果が大きくなることによるものと思われる。

さて、内側エンジンの片発が停止したときの全機偏擺モーメントに対する翼胴結合体の寄与について検討してみよう。旧 STOL 着陸形態 ( $\delta_{fu}/\delta_{f0} = 60^\circ/60^\circ$ ) における尾付き全機形態の偏擺モーメント係数  $C_{n\text{W.B.T.}}$  を図 20-d の丸印で示す。尾付き形態の偏擺モーメントから尾なし形態の偏擺モーメントを差し引いた差を、垂直尾翼による偏擺モーメント係数  $C_{nf}$  であるとする。エンジン片発停止による推力の不釣合いで生じる模型の偏擺モーメント係数は、フラップを取り外して、エンジンを片発停止させて測定した、静止推力による不釣合い偏擺モーメント係数  $C_{n\text{E/G}}$  であるとする。図 20-d には、全機形態の偏擺モーメント係数  $C_{n\text{W.B.T.}}$ 、垂直尾翼

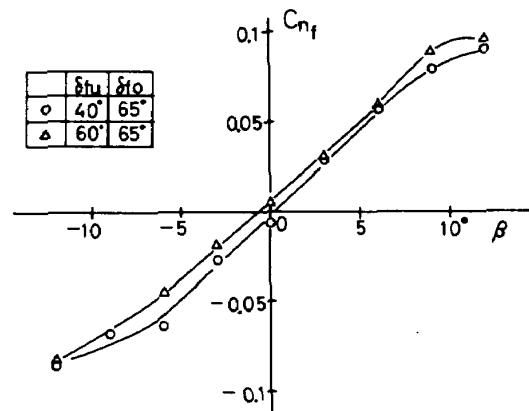


図 20-a 垂直尾翼による偏擺モーメント  
( $C_j = 1$ ,  $\alpha = 10^\circ$ , AEO)

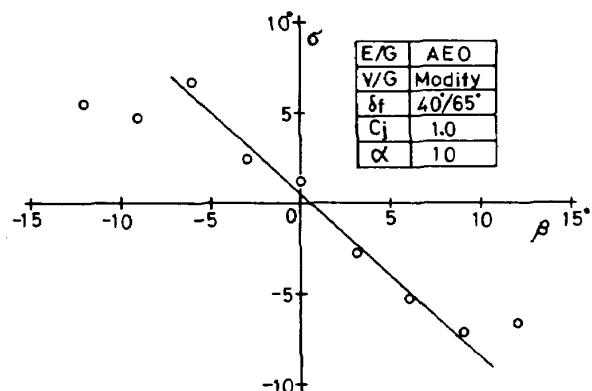


図 20-b 力試験より求めた横流れ角

による偏航モーメント係数  $C_{n_f}$ 、さらに  $C_{n_f}$  の値に、エンジン推力による不釣合い偏航モーメント係数  $C_{n_{E/G}}$  を加算したものが描かれている。

まず  $\beta = 0^\circ$  の場合を考えてみよう。 $\beta = 0^\circ$  であっても、エンジンが片発停止しているので、エンジン排気による流れ場は左右で対称とはならず、尾翼付近では横流れが誘導され、垂直尾翼による正の偏航モーメントが生じる。垂直尾翼の偏航モーメント係数に、エンジン推力の不釣合い偏航モーメント係数  $C_{n_{E/G}}$  を加えても、全機の偏航モーメント係数  $C_{n_{W.B.T.}}$  の約 2/3 程度にしかならない。残りの偏航モーメントは、翼胴結合体によって発生していることとなる。 $\beta = 0^\circ$  であるので、主翼による偏航モーメントは小さく、翼胴結合体による偏航モーメントの大部分は、後部胴体による偏航モーメントであると考えられる。 $\beta = 0^\circ$  の場合、内側エンジン片発停止による偏航モーメントに対して、垂直尾翼、エンジン推力の不釣合い、後部胴体の寄与がほとんど等しい。したがって、この場合には、 $C_{n_\beta}$  の改善のために、後部胴体、垂直尾翼とエンジン排気による流れ

場の誘導効果の干渉に対して適切な対策を立てることが有効となる。

$\beta$  の値が大きい時には、全機偏航モーメントに対する垂直尾翼の寄与が大きいので、 $C_{n_\beta}$  の改善には、尾翼とエンジン排気の間の干渉効果に対して適切な対策を立てることが最も有効であることがわかる。

#### 5.4 水平尾翼付近の動圧

USB 方式の STOL 機では、一般的の飛行機と異なって、流れ場は、エンジン推力、模型の姿勢によって大きな影響を受けるものと考えられる。特に、模型の姿勢によって、エンジン排気の軌跡が異なり、排気ジェットの誘導によって、尾翼付近の動圧も変化する。水平尾翼付近の動圧は、Tail volume を変えることになり、機体の縦揺れモーメントに大きな影響を与える。

そこで、模型の迎角  $\alpha$  を変化させたときの水平尾翼付近の動圧の測定値を整理した。結果を図 21 に示す。図 21-a は、水平尾翼空力中心付近 ( $Y, Z$  座標は水平尾翼空力中心と一致しているが、 $X$  座標が異なる) の動圧を示し、図 21-b は、前後の 2 断面の測定から内挿によって求めた水平尾翼空力中心の動圧である。なお図 21において、IEI の場合は、左右の動圧の平均値を示している。

##### エンジン推力の影響

図 21-a の第 1 図は、後方測定断面における、エンジン全発作動時の、エンジン推力による、水平尾翼空力中心付近の動圧への影響を示したものである。エンジン推力係数  $C_J$  が 0 ~ 1.0 までは、動圧は増大し、 $C_J$  が 1.85 と高くなると、逆に  $q^*$  は低い値を示す。また同一の  $C_J$  の値に対して、模型迎角  $\alpha$  が増大する程、動圧比の値は、わずかではあるが増大している。このように、水平尾翼空力中心付近の動圧は、エンジン推力と模型迎角によって影響されることがわかる。さらに重要なことは、一般的の飛行機と異なって、尾翼付近の動圧が、排気ジェットの誘導によって高くなり、水平尾翼の効きが良くなるということである。

##### 測定断面による動圧の相違

図 21-a の第 2 図～第 4 図までは、エンジン全発作動時 (AEO) と、右翼内側エンジン片発停止時

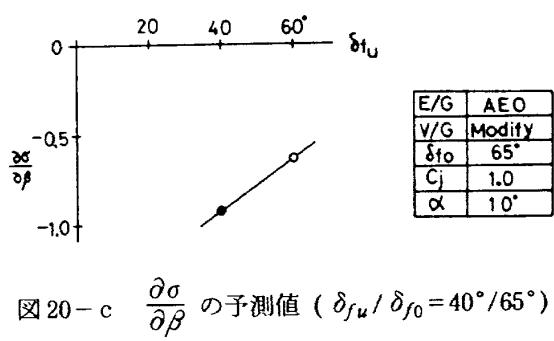


図 20-c  $\frac{\partial \sigma}{\partial \beta}$  の予測値 ( $\delta_{f_u}/\delta_{f_0} = 40^\circ/65^\circ$ )

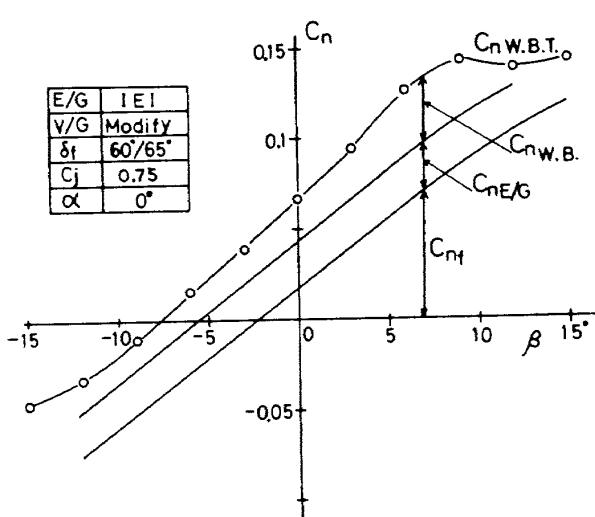


図 20-d 偏航モーメントに対する後部胴体の寄与

(IEI)の場合における、前後方向の測定断面による、水平尾翼空力中心付近の動圧比の差異を示したものである。AOEの場合も、IEIの場合も、エンジン一発あたりの推力係数は0.25である。 $C_J = 0$ の場合には、前後の断面による動圧の差は、ほとんど認められない。しかしながら、エンジンが作動している場合には、前方断面の動圧比の方が後方断面の値よりも大きく、5%程度の差異が認められる。

本実験機の模型はT型尾翼をしているので、水平尾翼付近の流れ場は、主翼の後流より上方に位置しており、主翼後流よりも、エンジン排気ジェットの誘導の影響の方を受けやすいものと考えられる。

#### Vortex Generatorによる影響

図21-aの第5図は、Vortex Generator (V/G)による動圧比の影響をしらべたものである。内側エンジン後方についているV/Gのうち、最内側のV/Gを外した改良型は、機体の $C_{n\beta}$ の値を改善することにその意図をもっている。改良型のV/Gの場合、 $\alpha$ が $0^\circ \sim 10^\circ$ 程度までの間で、動圧が基本型よりも

わずかに高くなっていることがわかる。しかしながら、V/Gによる動圧の差異は、測定断面や $C_J$ による差異にくらべて小さい。

#### エンジン片発停止時の動圧

図21-aの第2、4図にみられるように、AOEの場合も、IEIの場合も、 $\alpha$ に対する動圧比の変化の様相は、ほとんど同じである。しかしながら、付録のFig.5に示された、もとのデータをみると、IEIの場合、動圧は翼幅方向に変化しており、特に模型迎角が高くなると、エンジンが片発停止している右翼側の動圧は左翼側よりも高くなっている。

#### 水平尾翼空力中心の動圧

エンジン作動時(AOEの場合も、IEIの場合も、エンジン一発あたりの推力係数は0.25)と $C_J = 0$ の場合については、前後の2つの断面で測定が行われたので、X方向に直線的に内挿をして、水平尾翼の空力中心における動圧を求めた。それらの結果を図21-bに示す。IEIの場合には、左右の空力中心における動圧比の平均値が示されている。測定値

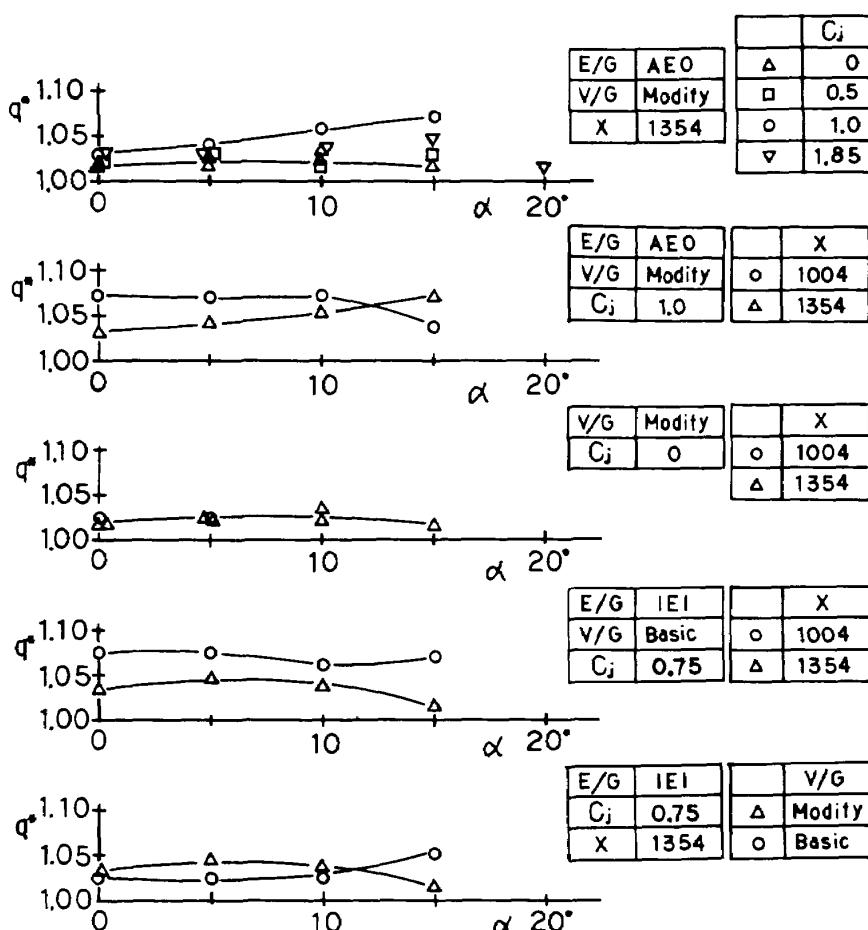
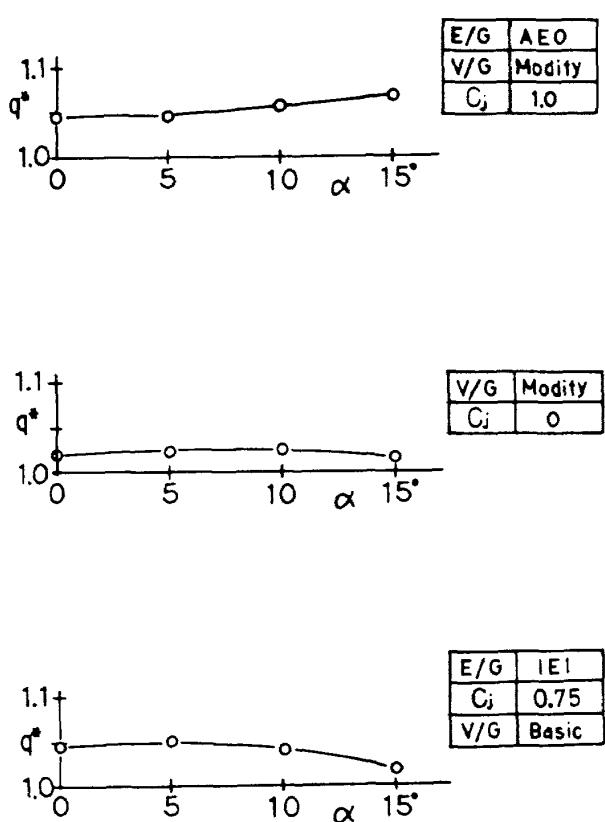


図21-a 水平尾翼空力中心付近の動圧 ( $\beta = 0^\circ$ )

図 21-b 水平尾翼空力中心の動圧 ( $\beta = 0^\circ$ )

のばらつきも大きく、余り明確に断定を下すことはできないが、 $C_j$  が大きくなると、水平尾翼空力中心における動圧は高くなる。支柱の影響の項で述べたように、支柱やトラバース装置のために尾翼付近の動圧は約 2 %程度高くなっている。したがって、実機性能推定の場合には、動圧比はグラフから約 2 %程度を差し引いた値と考えるのが妥当であろう。

### 5.5 垂直尾翼付近の動圧

垂直尾翼付近の動圧は、Tail volume を変化させ、機体の偏擺モーメントに大きな影響を与える。そこで、模型の横すべり角  $\beta$  を変化させたときの垂直尾翼付近の動圧の値を整理した結果を図 22 に示す。図 22-a は、垂直尾翼空力中心付近 ( $Y, Z$  座標は垂直尾翼の空力中心と一致しているが、 $X$  座標は異なる) の動圧を示し、図 22-b は、前後の 2 断面の測定から  $X$  方向に直線的に内挿して求めた、垂直尾翼空力中心における動圧である。

#### エンジン推力の影響

図 22-a の第 1 図は、エンジン全発作動時 (AEO) の、エンジン推力による、垂直尾翼空力中心

付近の動圧への影響を示したものである。測定値のばらつきが大きく、 $C_j$  による明白な傾向は、つかみにくい。この事実は垂直尾翼空力中心の位置が、後部胴体の上方に位置しているために、模型迎角を  $10^\circ$  もとると、その位置が胴体の影響下に入り、流れ場の変動が大きいために 测定値のばらつきが大きく、 $C_j$  の差による明確な動圧の変化傾向が現われなかつたものと思われる。

#### 測定断面による動圧の相違

図 22-a の第 2 図～第 4 図は、エンジン全発作動時 (AEO) と右翼内側エンジン片発停止時 (IEI) における、前後測定断面による動圧比の相違を示したものである。この場合、AEO の場合も、IEI の場合も、エンジン一発あたりの推力係数 0.25 である。いずれの場合も、前方測定断面における動圧は、後方測定断面の値よりも 5 %程度高くなっている。T型尾翼のために、垂直尾翼の空力中心は、水平尾翼の空力中心より、下方に位置しているために、その分だけエンジンの排気ジェットの影響を受けやすい。垂直尾翼の空力中心の位置は、後方測定断面より前方測定断面に近い所に位置しているので、垂直尾翼空力中心の動圧は、ほぼ前方測定断面における値とみることができる。

#### Vortex Generator による影響

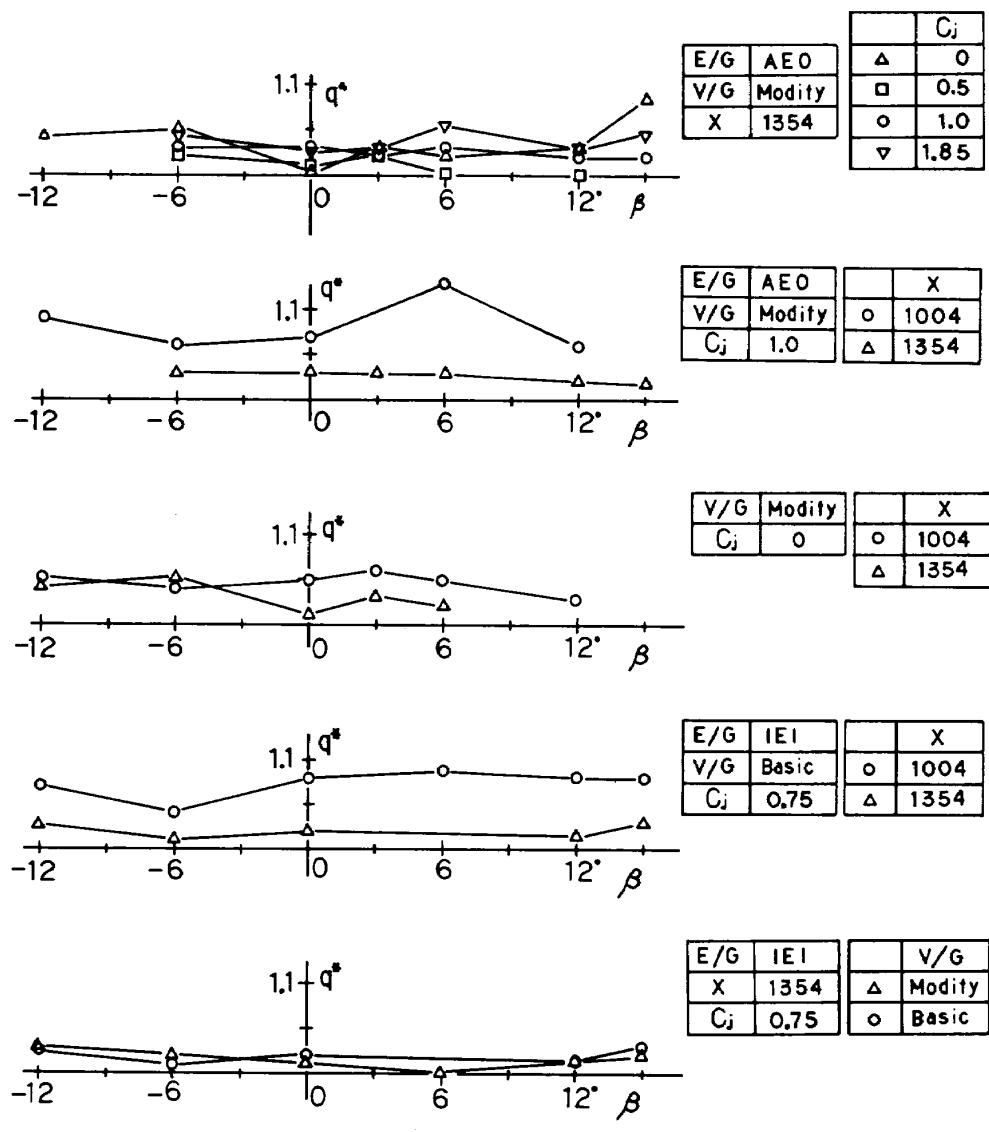
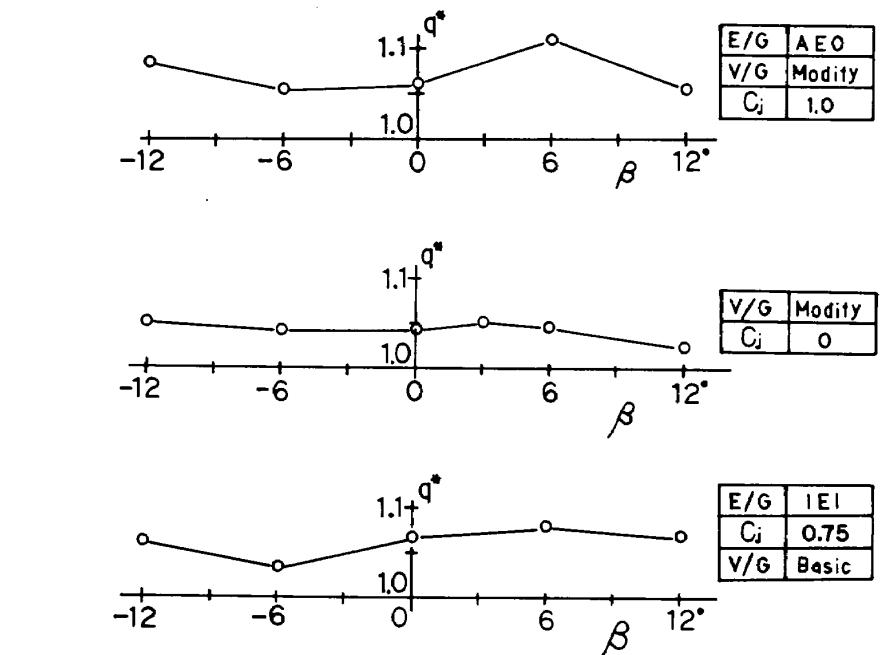
図 22-a の第 5 図は、エンジン推力  $C_j = 0.75$  で、右翼内側エンジン片発停止のときの Vortex Generator (V/G) による動圧の影響を示したものである。内側エンジンの最も内側寄りについている V/G の一枚を取り外した V/G の改良型は、機体の  $C_{n\beta}$  の値を改善し、舵効きの範囲を広げる目的をもって行われた策であるが、垂直尾翼付近の動圧には、ほとんど影響がないように見える。

#### エンジン片発停止時の動圧

図 22-a の第 4 図は、IEI の場合の垂直尾翼付近の動圧を示す。前後の測定断面による動圧の差異は、 $\beta$  に対する差異よりも大きい。

#### 垂直尾翼空力中心の動圧

エンジン作動時 (AEO の場合も、IEI の場合も、エンジン一発あたりの推力係数は 0.25) と  $C_j = 0$  の場合には、前後の 2 断面で測定が行われたので、 $X$  方向に直線的に内挿して、垂直尾翼の空力中心に

図 22-a 垂直尾翼空力中心付近の動圧 ( $\alpha = 10^\circ$ )図 22-b 垂直尾翼空力中心の動圧 ( $\alpha = 10^\circ$ )

おける動圧を求めることができた。結果を図 22-b に示す。AEO の場合も、IEI の場合も、 $C_J$  が大きくなれば、垂直尾翼空力中心の動圧は高くなる。IEI の場合、 $\beta$  の負の部分の動圧が低くなっている。支柱の影響の項で述べたように、支柱やトラバース装置のために尾翼付近の動圧は約 2 % 程度高くなっている。したがって実機性能推定の場合には、動圧比はグラフから約 2 % 程度を差し引いた値と考えるのが妥当であろう。

## 6. むすび

USB 方式の STOL 実験機設計の資料を得るために、尾翼付近の後流測定が行われた。設計に直接必要な 6 分力試験の合い間をぬったわずかな期間の実験であったために、尾翼付近の流れ場を解明するには不十分となった。特に、前後の 2 断面の測定は限られたケース ( $C_J = 0$ ,  $C_J = 1$ ) を除いては行うことができず、エンジン推力を変えた所要のケースすべてについて、尾翼空力中心の動圧や風向を求めることができなかった。しかしながら、これらの実験を通じて得られた結論は以下の通りである。

- (1) 模型の姿勢が一定のとき、尾翼付近における気流の方向は、エンジン推力係数、フラップ角によって大きな影響を受ける。
- (2) 尾翼付近の流れは、エンジン推力による誘導効果により、加速され、動圧が一様流より高くなる。その効果は、水平尾翼よりエンジンに近い垂直尾翼に大きく現われる。
- (3) エンジン片発停止により、尾翼付近には横流れが生じる。この流れは、エンジン推力の不釣合いによる偏擺モーメントを、さらに増加させる方向に働く。
- (4) 機体の  $C_{n\beta}$  を改善するためにとられた Vortex Generator の改善は、尾翼の流れ場に関する限り、ほとんど効果がない。
- (5) USB フラップ角が浅い程、尾翼における  $\partial \alpha / \partial \beta$  の値が大きくなる。
- (6) 後流測定による吹き下し角と力試験による結果がほぼ一致していることを考えると、尾翼の効きをしらべるための後流測定は、水平尾翼の左右の空力中心の位置で測定しておけば良い。

以上のような結論と同時に、測定法に関して改善すべき点も生じている。

- (1) 動圧や静圧の測定値のばらつきが大きいことに対する対策。
- (2) 模擬エンジンに使用されている潤滑油のために、プローブの圧力孔が目づまりを起すことに対する対策。
- (3) 後流のような非定常流から平均的な物理量を出すときのデータ処理方法。

以上の点を改善して、尾翼付近に限らず、エンジン排気ジェットを含む、主翼後流と後部胴体まわりの流れ場の計測がなされ、より良い STOL 実験機ができる上ることが望まれる。

本実験は、実験機開発のための全機風胴試験の、多忙なスケジュールの中に組み込んで行われた。便宜をはかっていただいた、丸矩夫実験機開発室長、高橋伸空力技術開発チームリーダー、および NASTADT の空力班の諸氏に厚く感謝する次第です。

## 参考文献

- 1) 中谷、遠藤；非対称楔型ヨーメータによる 3 次元流中の速度ベクトルおよび静圧の測定、航技研報告 TR-594, 1979.
- 2) 桑野、星野、室田；大型低速風胴データ処理システムについて I - システムの更新と計測のオンライン化、航技研資料 TM-345, 1978.
- 3) 室田、桑野、星野；大型低速風胴データ処理システムについて II - 自動圧力計測とその処理、航技研資料 TM-392, 1979.
- 4) 星野、桑野、室田；大型低速風胴データ処理システムについて III - 風胴試験データのリモートバッチ処理、航技研資料 TM-408, 1980.
- 5) 中谷、星野、野口；回転式速度ベクトル測定装置、航技研報告 TR-674, 1981.
- 6) 中谷、星野、野口；大型低速風胴用回転式速度ベクトル測定装置、航技研ニュース No. 261, 1981.
- 7) ファンジェット STOL 機の研究；科学技術庁研究調整局、航空宇宙技術研究所、1980.
- 8) B. Etkin ; Dynamics of Atmospheric Flight

## 付 錄

## 尾翼空力中心の位置

表 1 水平尾翼空力中心

左翼側				右翼側			
$\alpha = 10^\circ ; \beta \text{ Sweep}$				$\alpha = 10^\circ ; \beta \text{ Sweep}$			
$\beta$	X	Y	Z	$\beta$	X	Y	Z
-12	1236.5	-526.4	284.4	-12	1343.7	-22.0	284.4
-6	1284.7	-394.3	284.4	-6	1338.6	118.5	284.4
-3	1303.6	-326.5	284.4	-3	1330.6	188.4	284.4
0	1318.9	-257.8	284.4	0	1318.9	257.8	284.4
3	1330.6	-188.4	284.4	3	1303.6	326.5	284.4
6	1338.6	-118.5	284.4	6	1284.7	394.3	284.4
9	1343.0	-48.3	284.4	9	1262.3	460.9	284.4
12	1343.7	22.0	284.4	12	1236.5	526.4	284.4
15	1340.7	92.3	284.4	15	1207.2	590.4	284.4
20	1327.5	208.8	284.4	20	1151.2	693.3	284.4

$\beta = 0^\circ ; \alpha \text{ Sweep}$			
$\alpha$	X	Y	Z
0	1249.5	257.8	509.1
5	1289.1	257.8	398.3
10	1318.9	257.8	284.4
15	1338.7	257.8	168.4
20	1348.3	257.8	51.0

表 2 垂直尾翼空力中心

$\alpha = 10^\circ ; \beta \text{ Sweep}$			
$\beta$	X	Y	Z
-12	1053.3	-223.9	149.4
-6	1070.9	-112.6	149.4
-3	1075.4	-56.4	149.4
0	1076.9	0	149.4
3	1075.4	56.4	149.4
6	1070.9	112.6	149.4
9	1063.6	168.5	149.4
12	1053.3	223.9	149.4
15	1040.2	278.7	149.4
20	1011.9	368.3	149.4

$\beta = 0^\circ ; \alpha \text{ Sweep}$			
$\alpha$	X	Y	Z
-5	1001.5	0	423.1
0	1034.6	0	334.2
5	1059.8	0	242.7
10	1076.9	0	149.4
15	1085.8	0	55.0
20	1086.5	0	-39.8

$\alpha = 0^\circ ; \beta \text{ Sweep}$			
$\beta$	X	Y	Z
-12	1012.0	-215.1	334.2
-6	1028.9	-108.1	334.2
0	1034.6	0	334.2
6	1028.9	108.1	334.2
12	1012.0	215.1	334.2

表3 試験ケース

 $\alpha$  Sweep ( $\beta = 0^\circ$ )

Fig.	E/G	$C_f$	測定断面	V/G	備考
1-1	Windmill	0	後方	改良型	
1-2	Windmill	0	前方	改良型	
2	AEO	0.5	後方	改良型	
3-1	AEO	1.0	後方	改良型	
3-2	AEO	1.0	前方	改良型	
4	AEO	1.85	後方	改良型	
5-1	IEI	0.75	後方	改良型	
5-2	IEI	0.75	後方	基本型	
5-3	IEI	0.75	前方	基本型	

 $\beta$  Sweep ( $\alpha = 10^\circ$ )

Fig.	E/G	$C_f$	測定断面	V/G	備考
6-1	Windmill	0	後方	改良型	
6-2	Windmill	0	前方	改良型	
7	AEO	0.5	後方	改良型	
8-1	AEO	1.0	後方	改良型	
8-2	AEO	1.0	後方	基本型	
8-3	AEO	1.0	前方	改良型	
8-4	AEO	1.0	後方	基本型	$\alpha = 0^\circ$
9	AEO	1.85	後方	改良型	
10-1	IEI	0.75	後方	改良型	
10-2	IEI	0.75	後方	基本型	
10-3	IEI	0.75	前方	基本型	

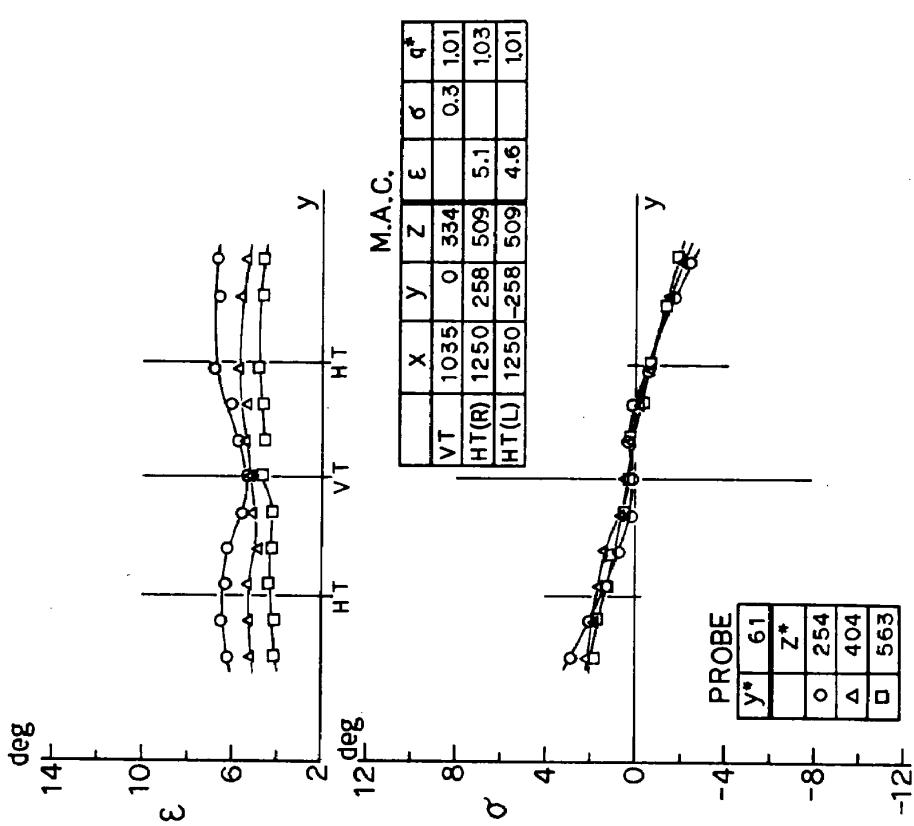


Fig. 1.1-a (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = Modify$ ,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

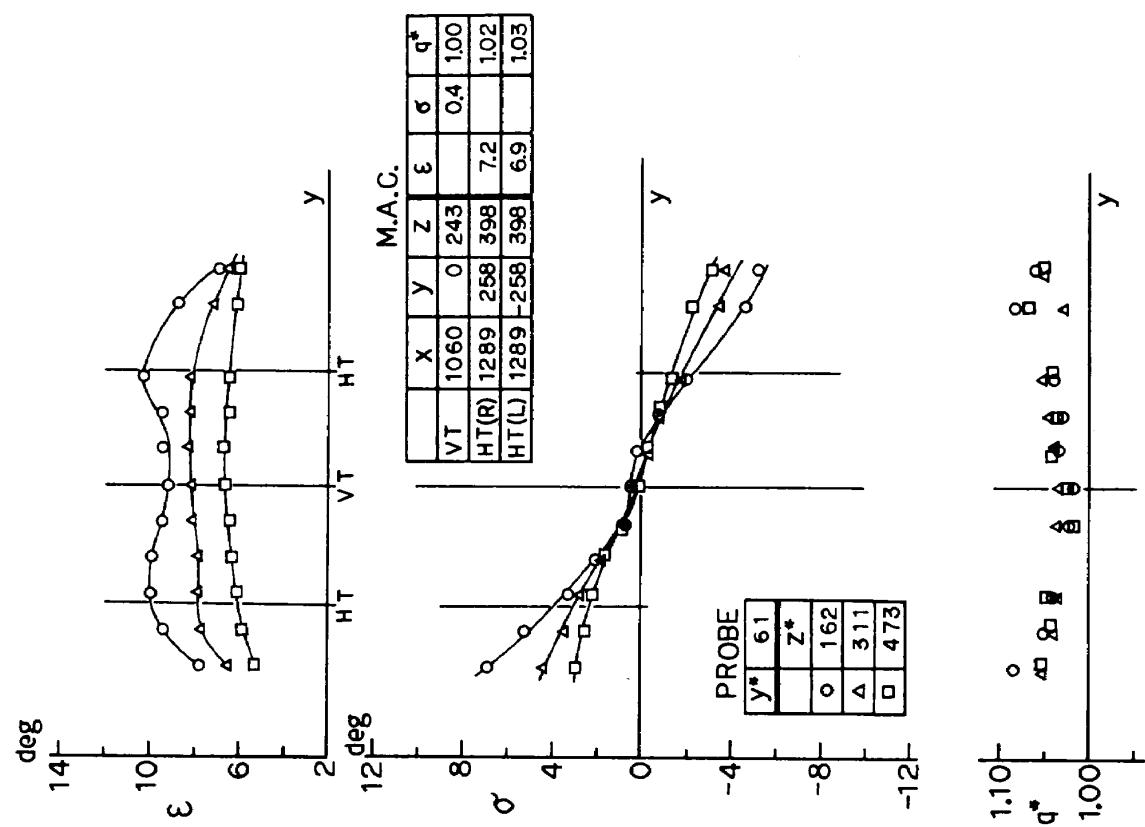


Fig. 1.1-b (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = Modify$ ,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

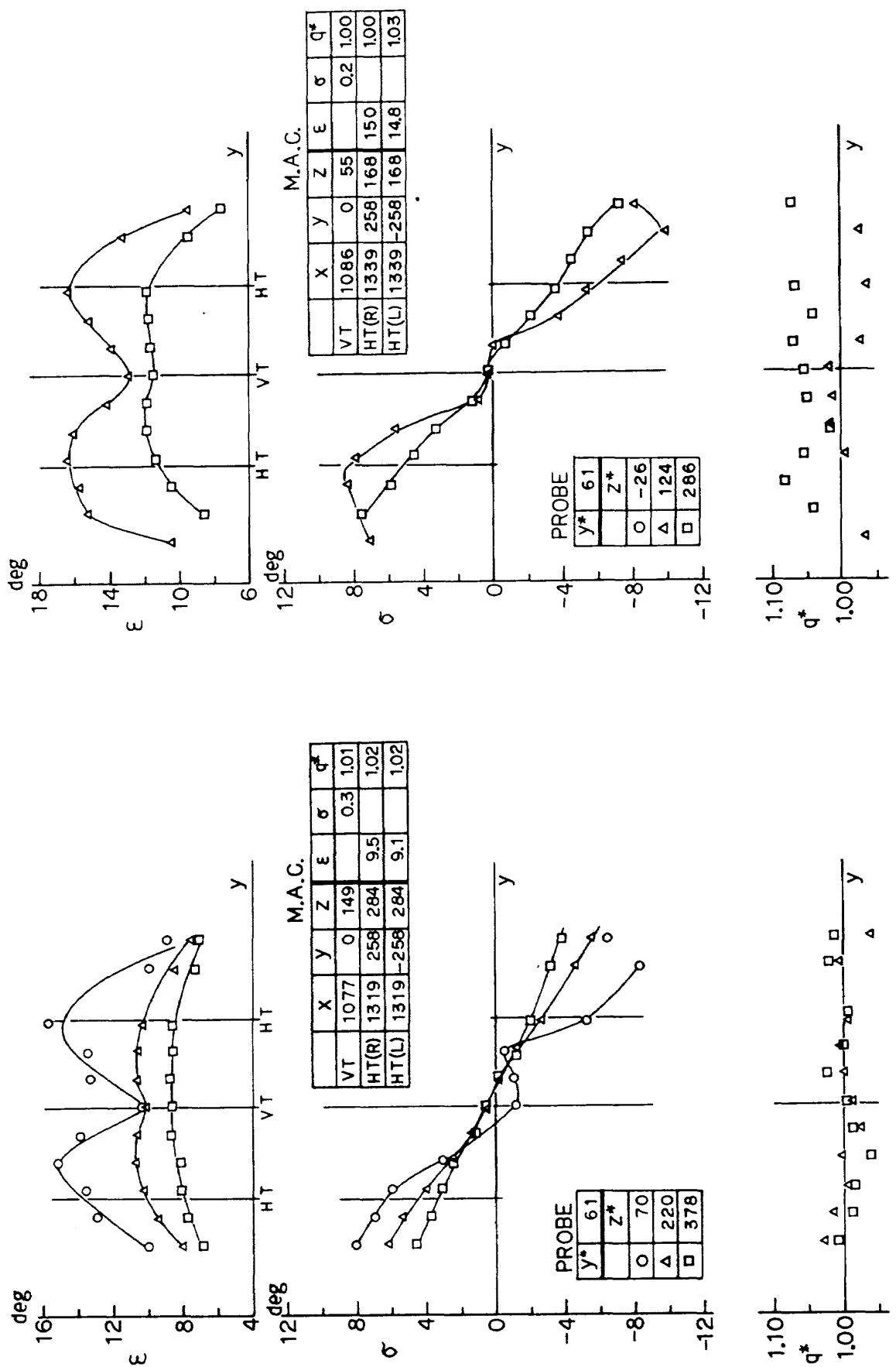


Fig. 1-1-d ( $E/G = \text{Windmill}$ ,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 15^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

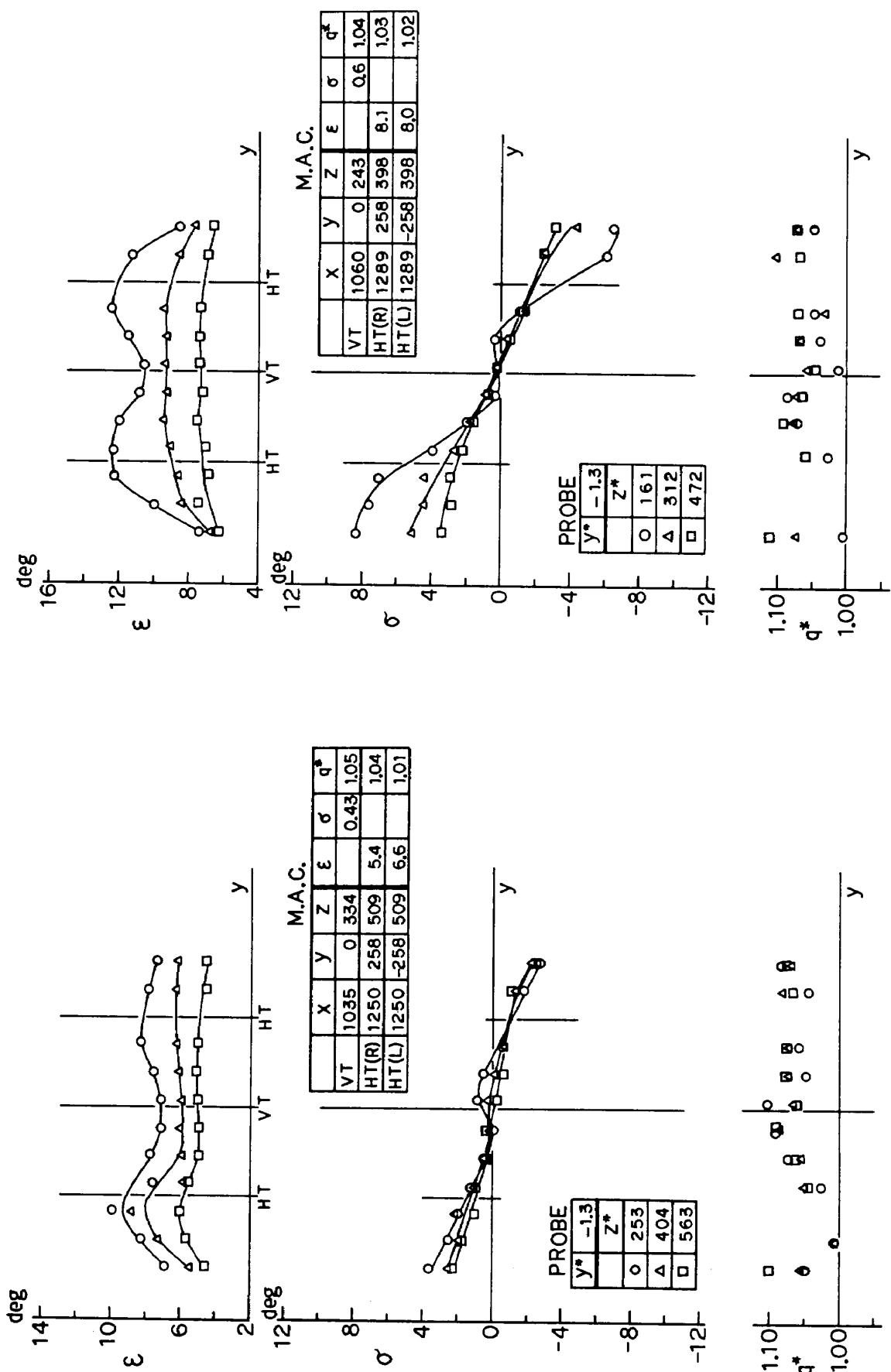


Fig. 1-2-a (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,004$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 1-2-b (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,004$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

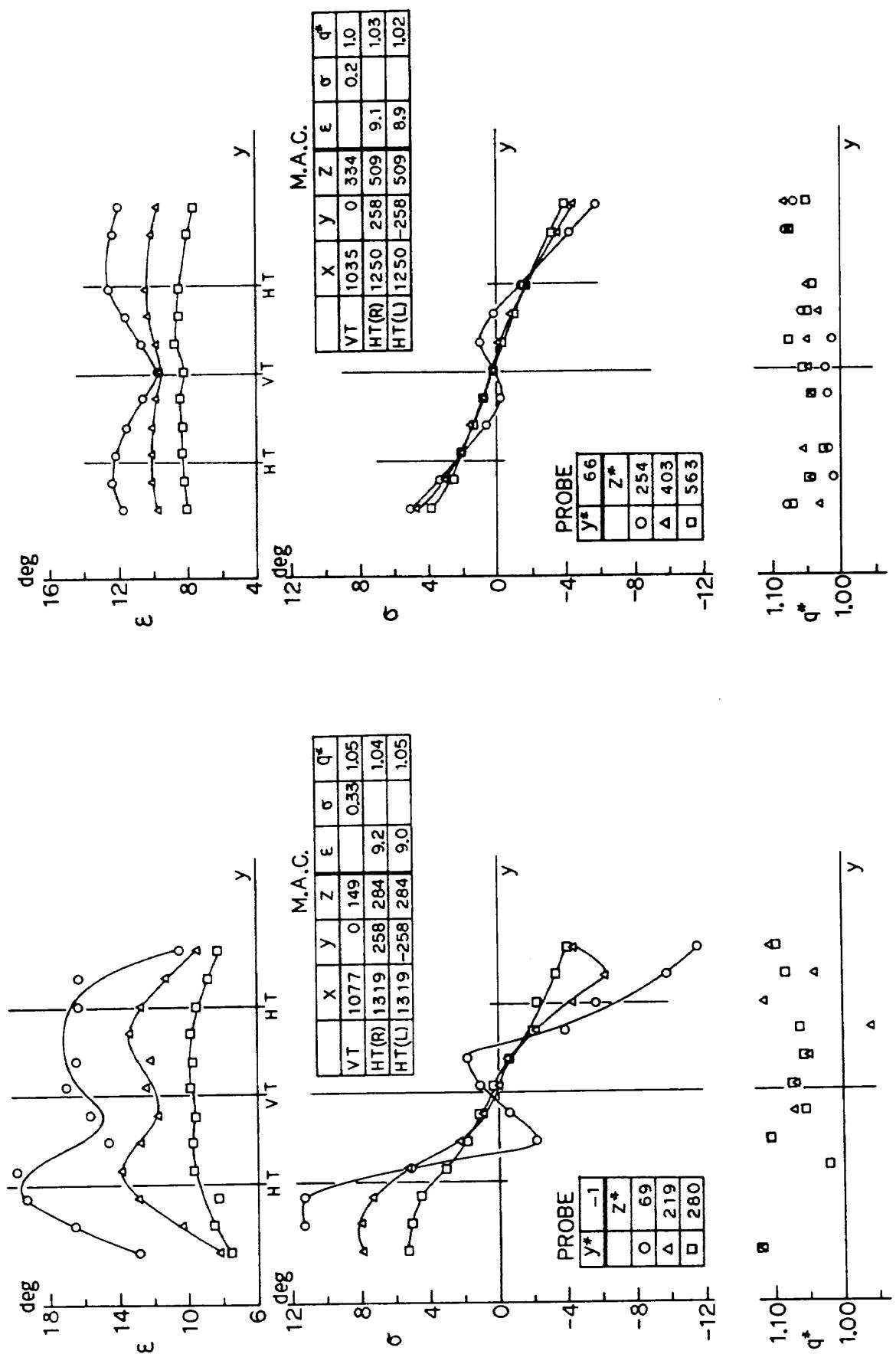


Fig. 1-2-c (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,004$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 2-a (E/G = AEO,  $C_J = 0.5$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

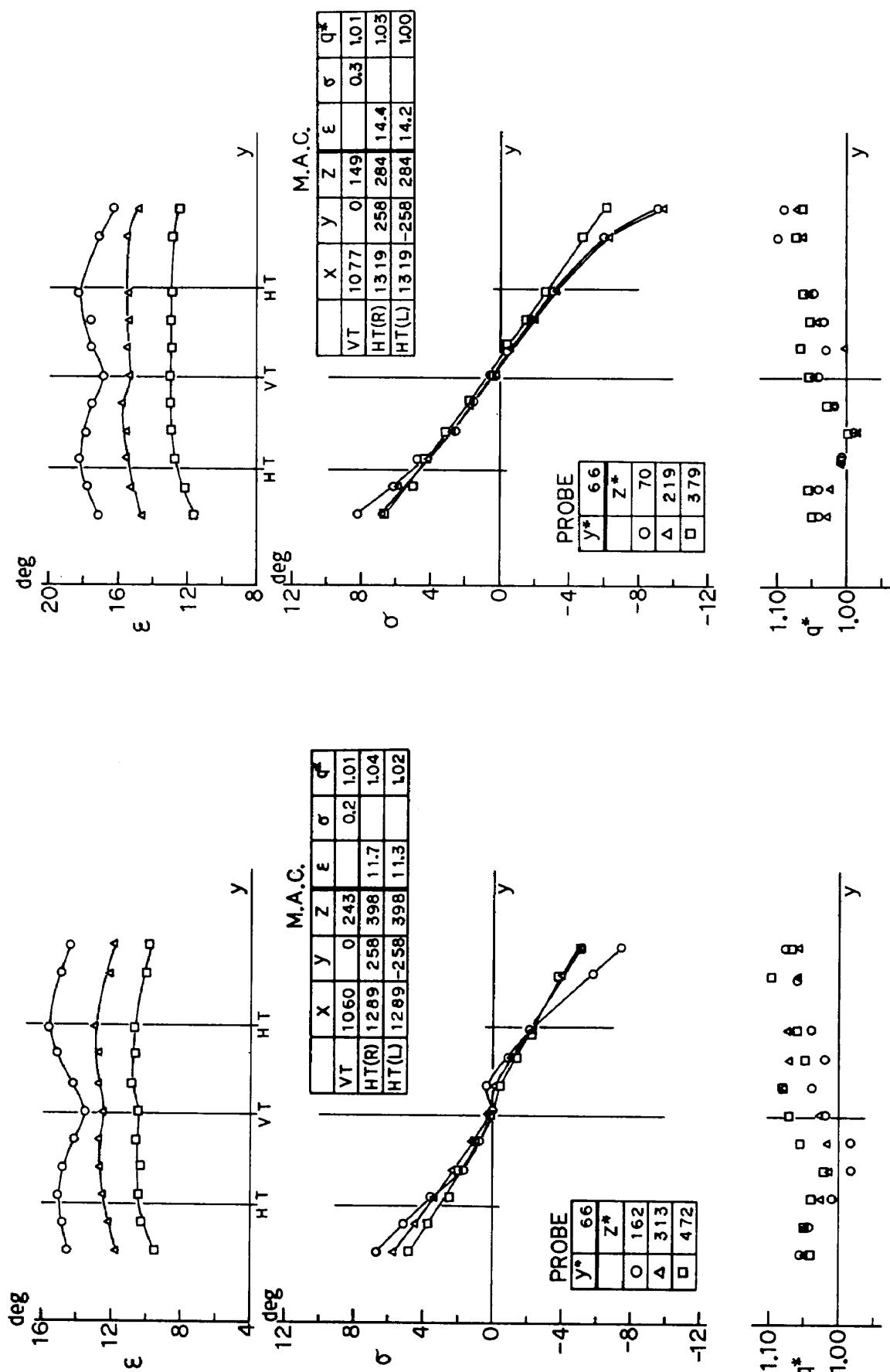


Fig. 2-b (E/G = AEO,  $C_j = 0.5$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 2-c (E/G = AEO,  $C_j = 0.5$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

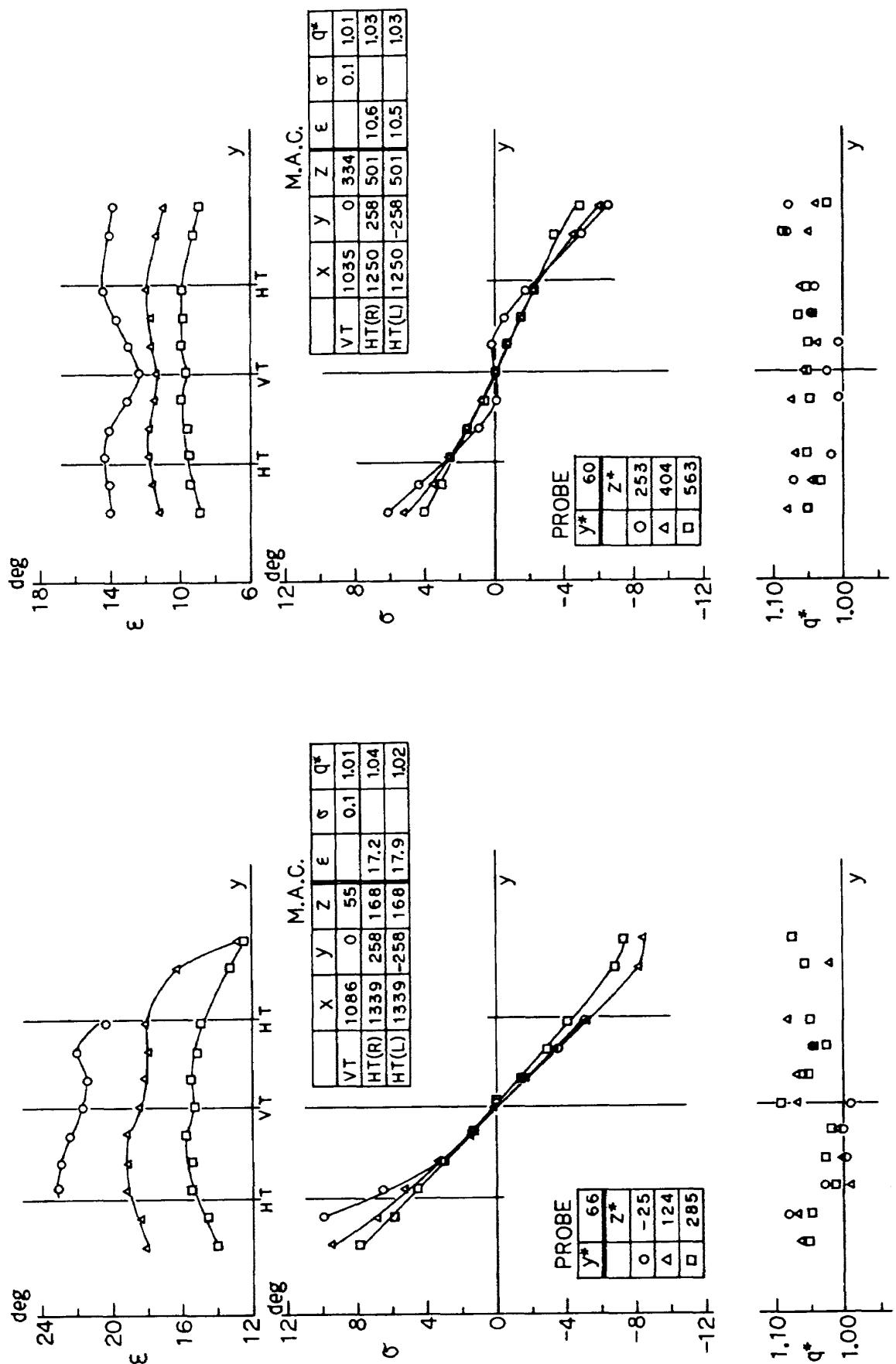


Fig. 2-d (E/G = AEO,  $C_j = 0.5$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 15^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 3-1-a (E/G = AEO,  $C_j = 1.0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

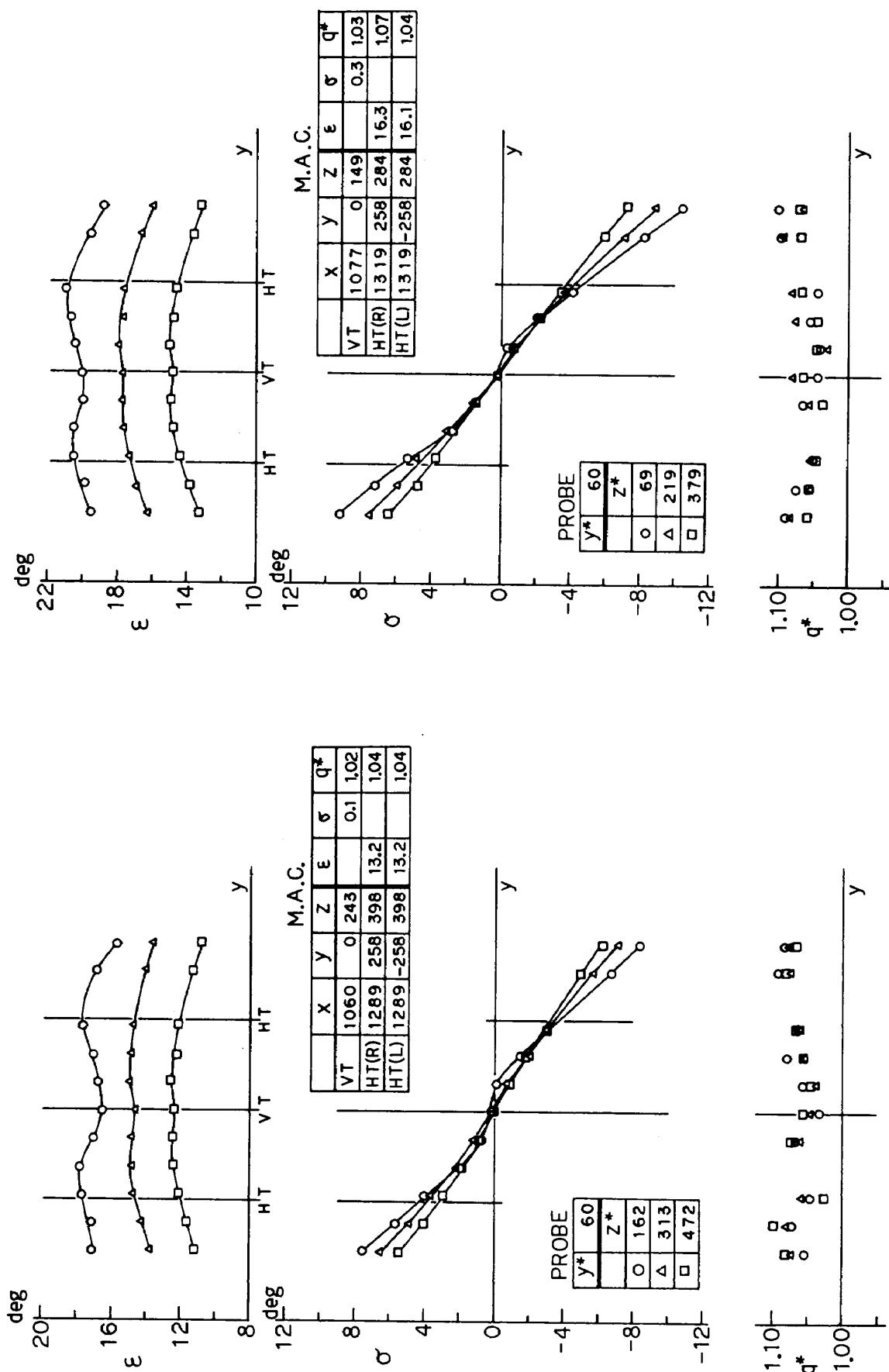


Fig. 3-1-b (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1.354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 3-1-c (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1.354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

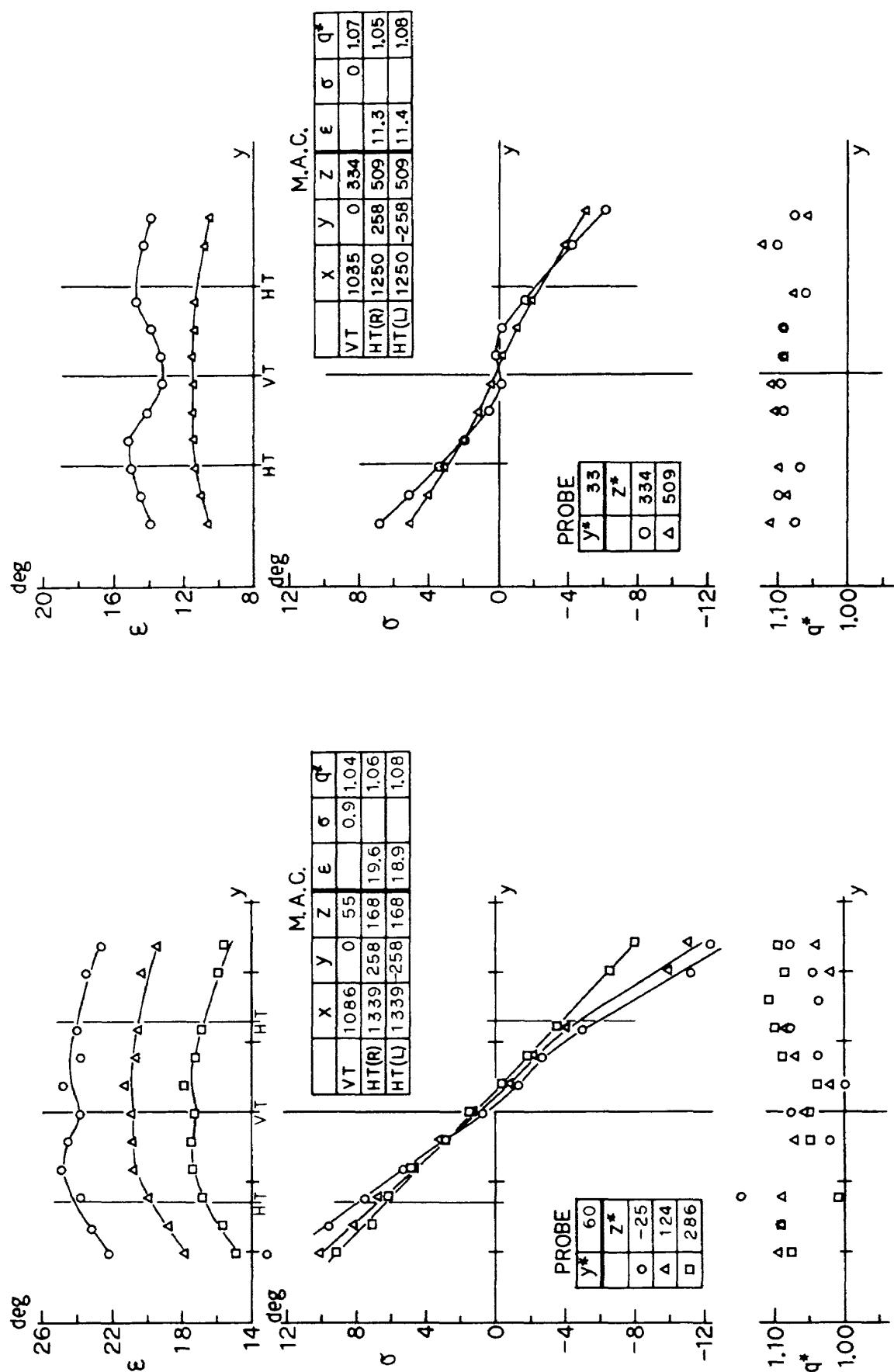


Fig. 3-1-d (E/G = AEO, C<sub>j</sub> = 1.0, X = 1,354, V/G = Modify, α = 15°, β = 0°)

Fig. 3-2-a (E/G = AEO, C<sub>j</sub> = 1.0, X = 1,004, V/G = Modify, α = 0°, β = 0°)

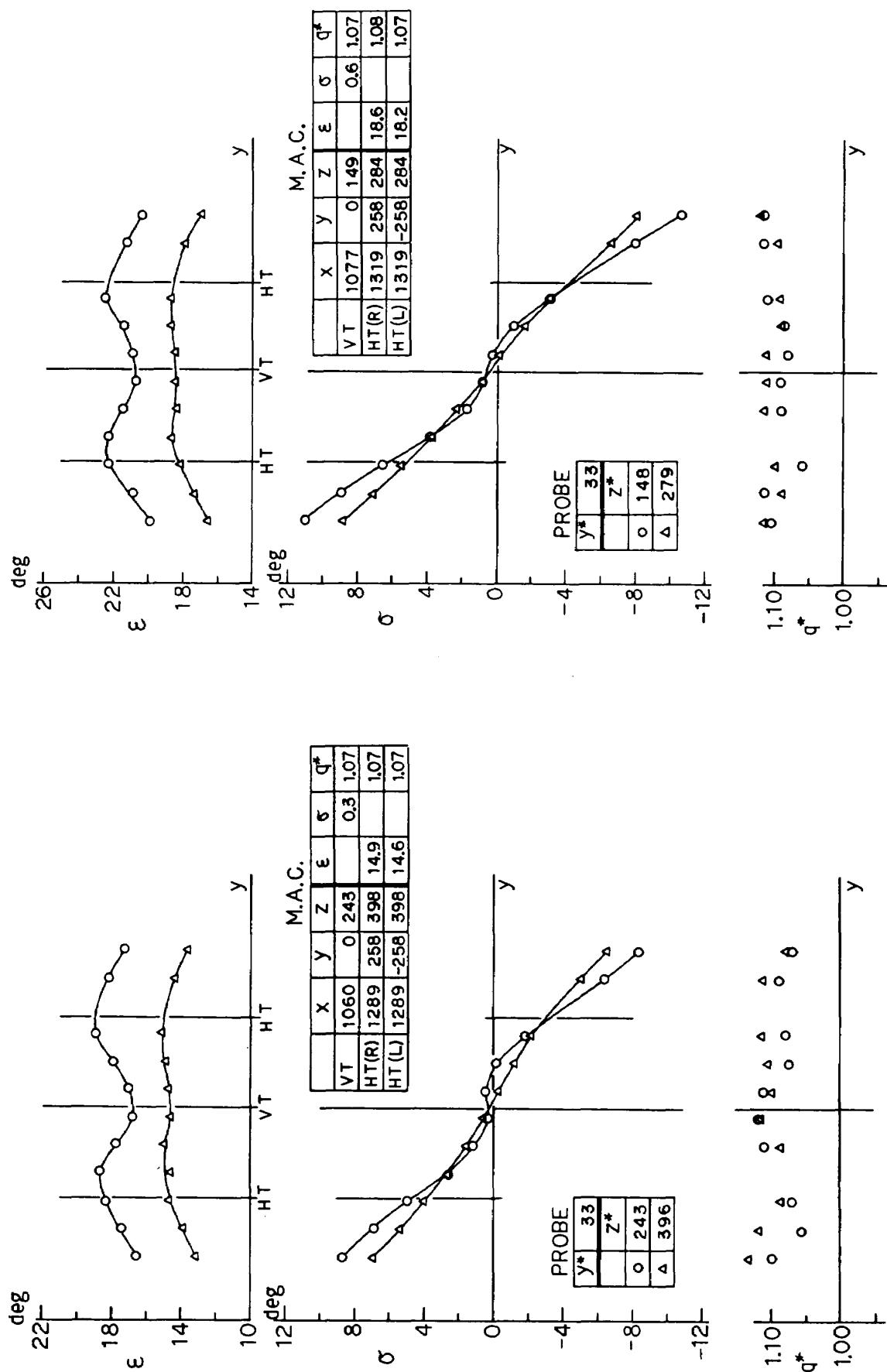


Fig. 3-2-b (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,004$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 3-2-c (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,004$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

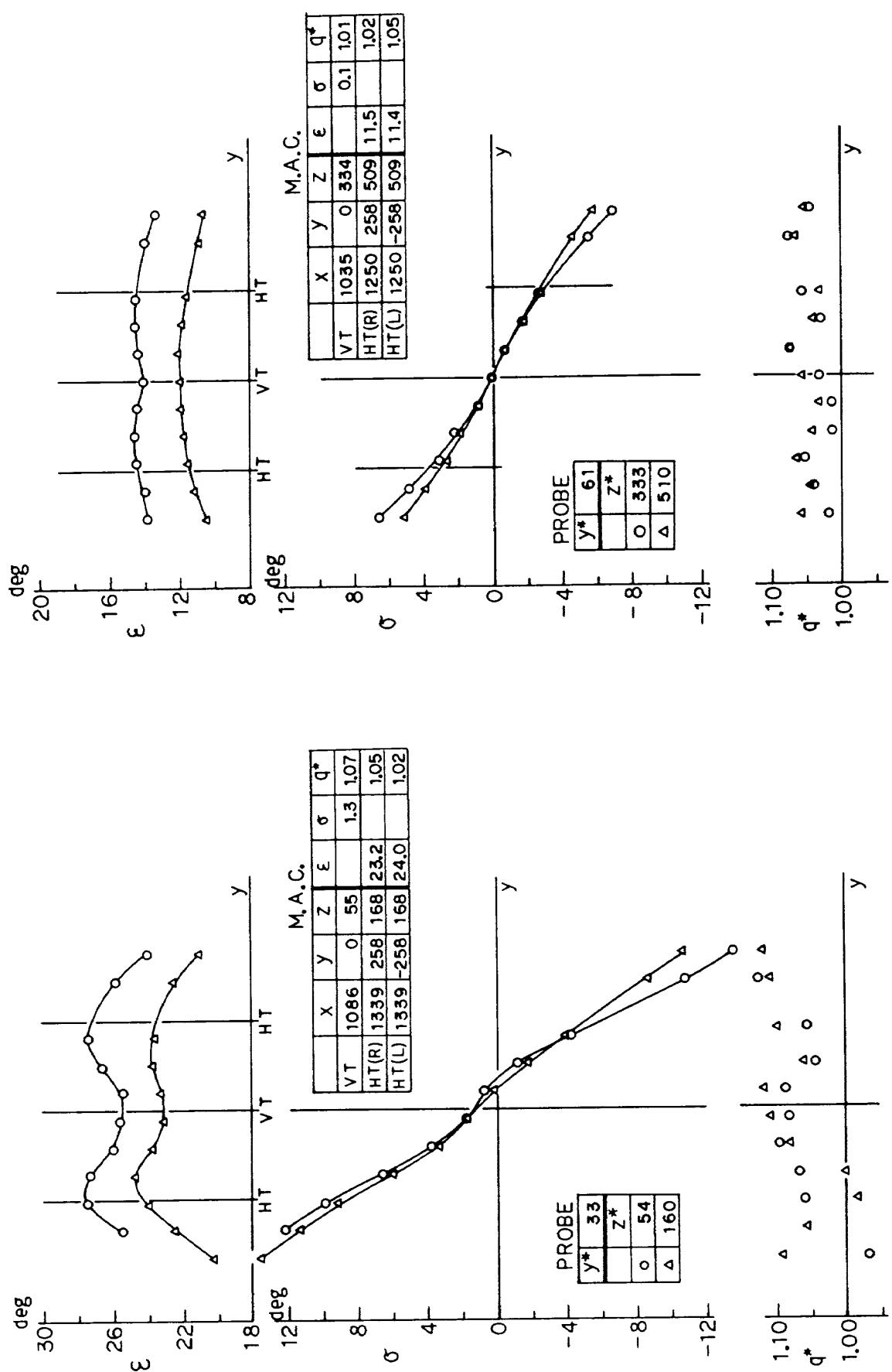


Fig. 3-2-d (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,004$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 15^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 4-a (E/G = AEO,  $C_J = 1.85$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

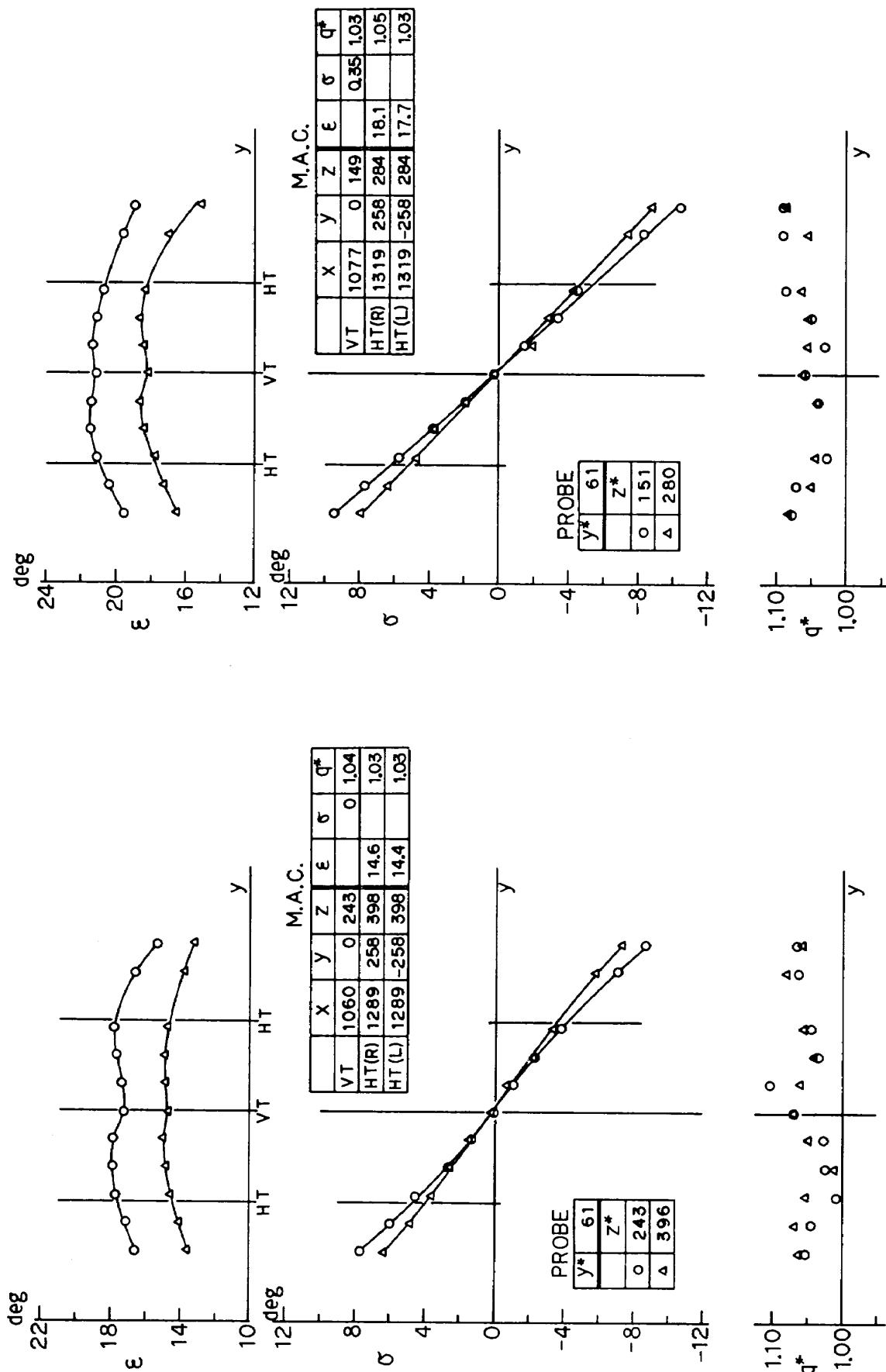


Fig. 4-b ( $E/G = AEO$ ,  $C_J = 1.85$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )



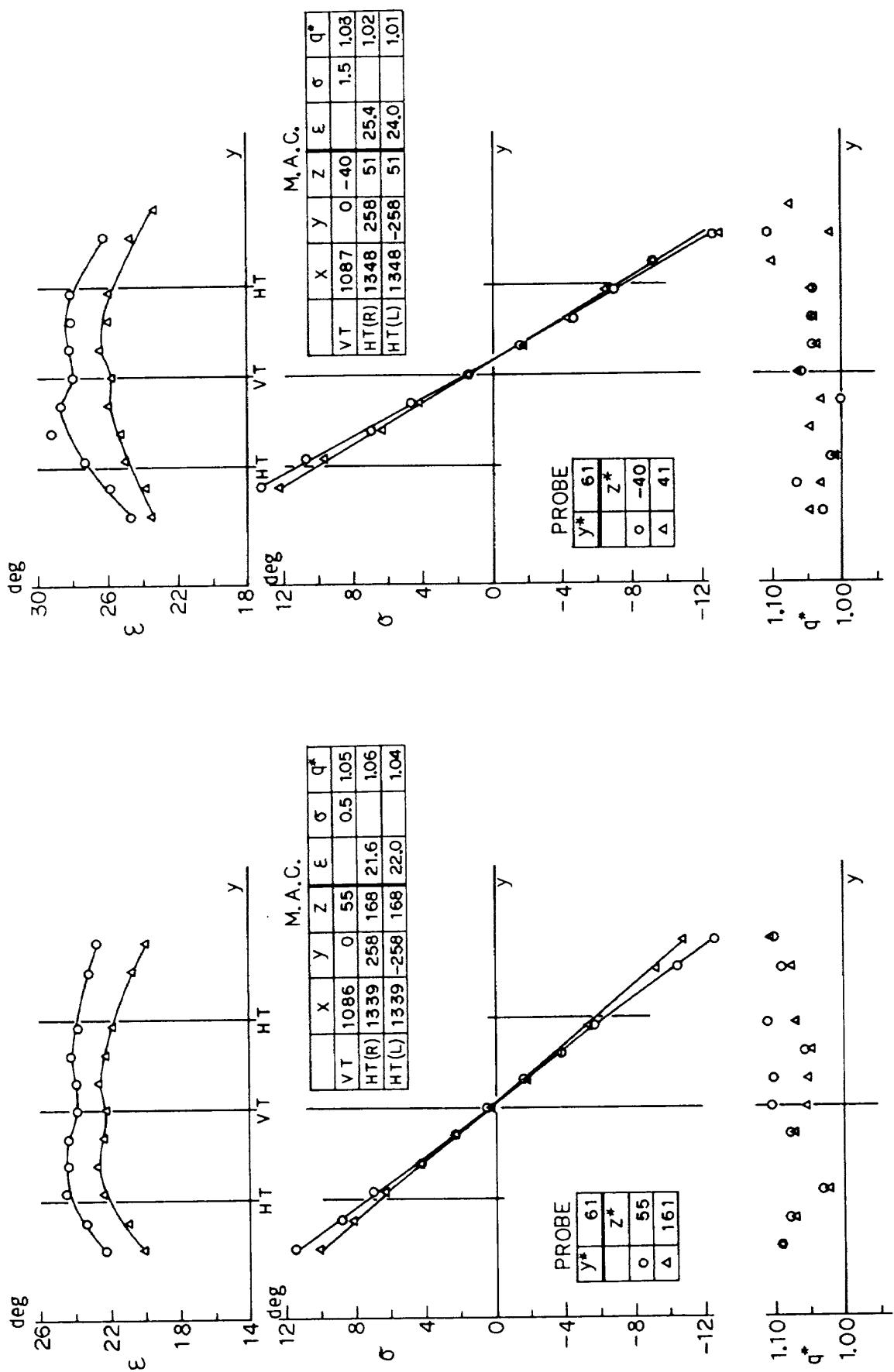


Fig. 4-d (E/G = AEO,  $C_J = 1.85$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 15^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 4-e (E/G = AEO,  $C_J = 1.85$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 20^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

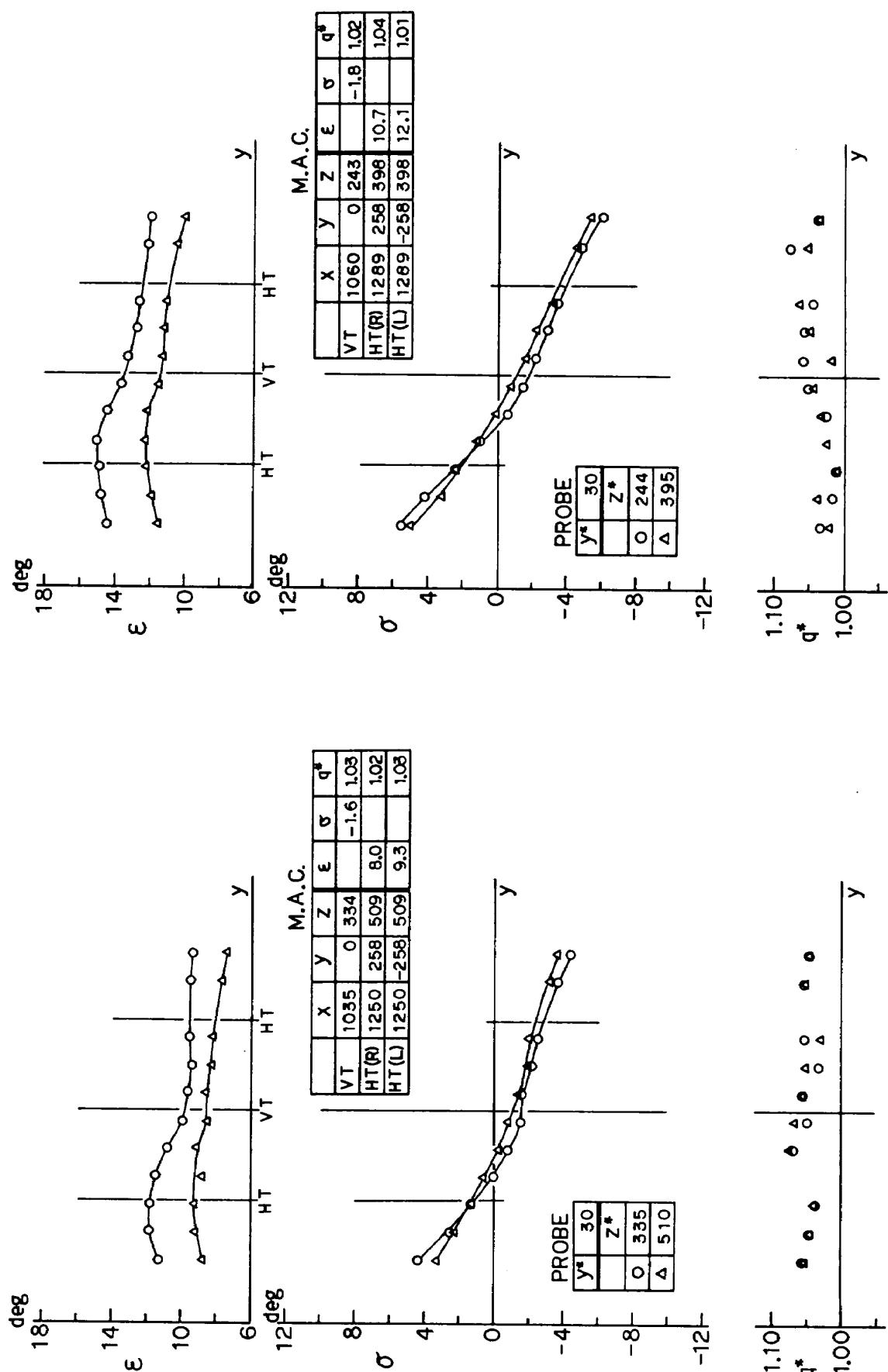


Fig. 5-1-a (E/G=IEI,  $C_J = 0.75$ ,  $X = 1,354$ , V/G=Modify,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 5-1-b (E/G=IEI,  $C_J = 0.75$ ,  $X = 1,354$ , V/G=Modify,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

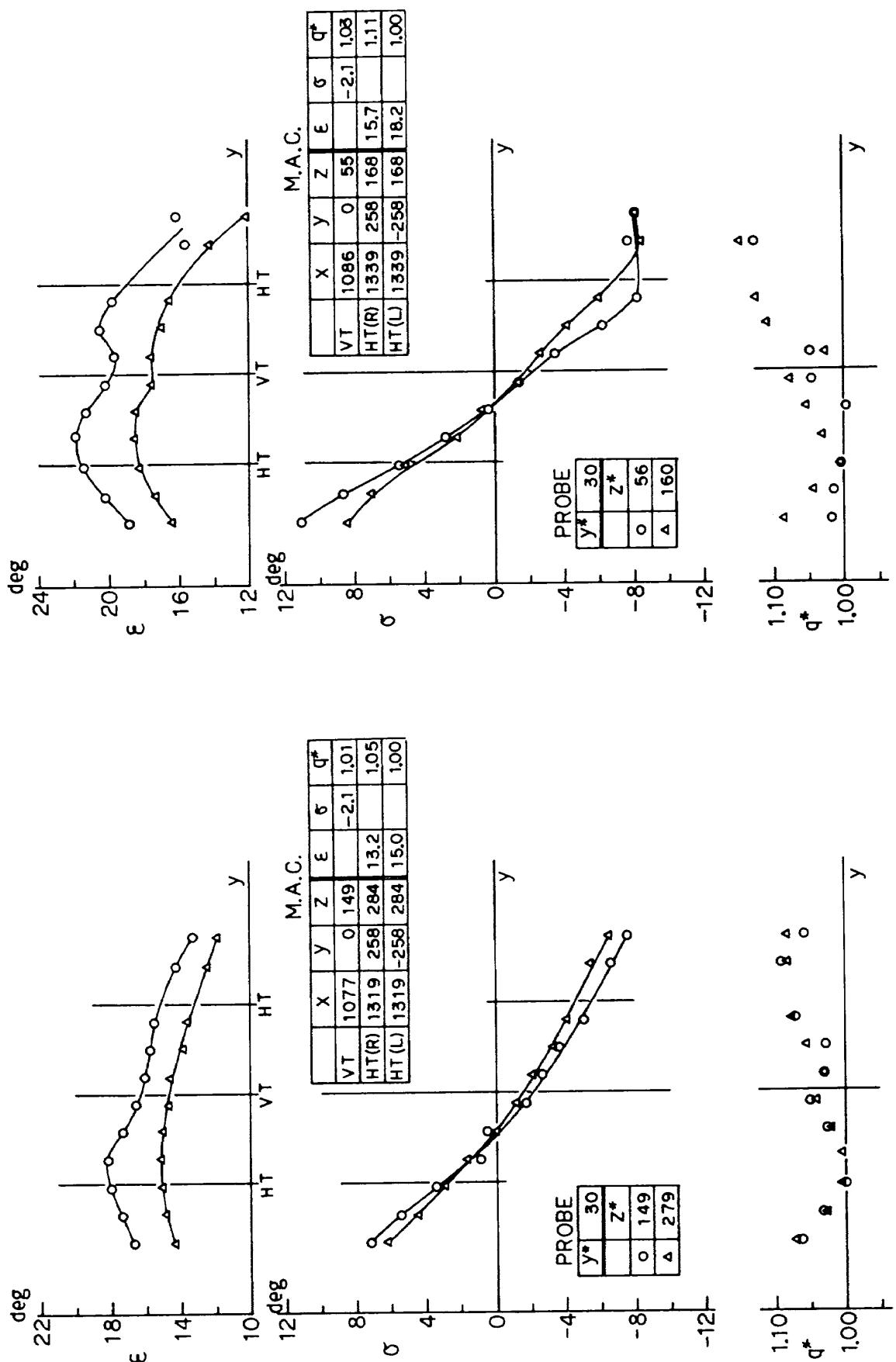


Fig. 5-1-c ( $E/G = |EI|$ ,  $C_J = 0.75$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )



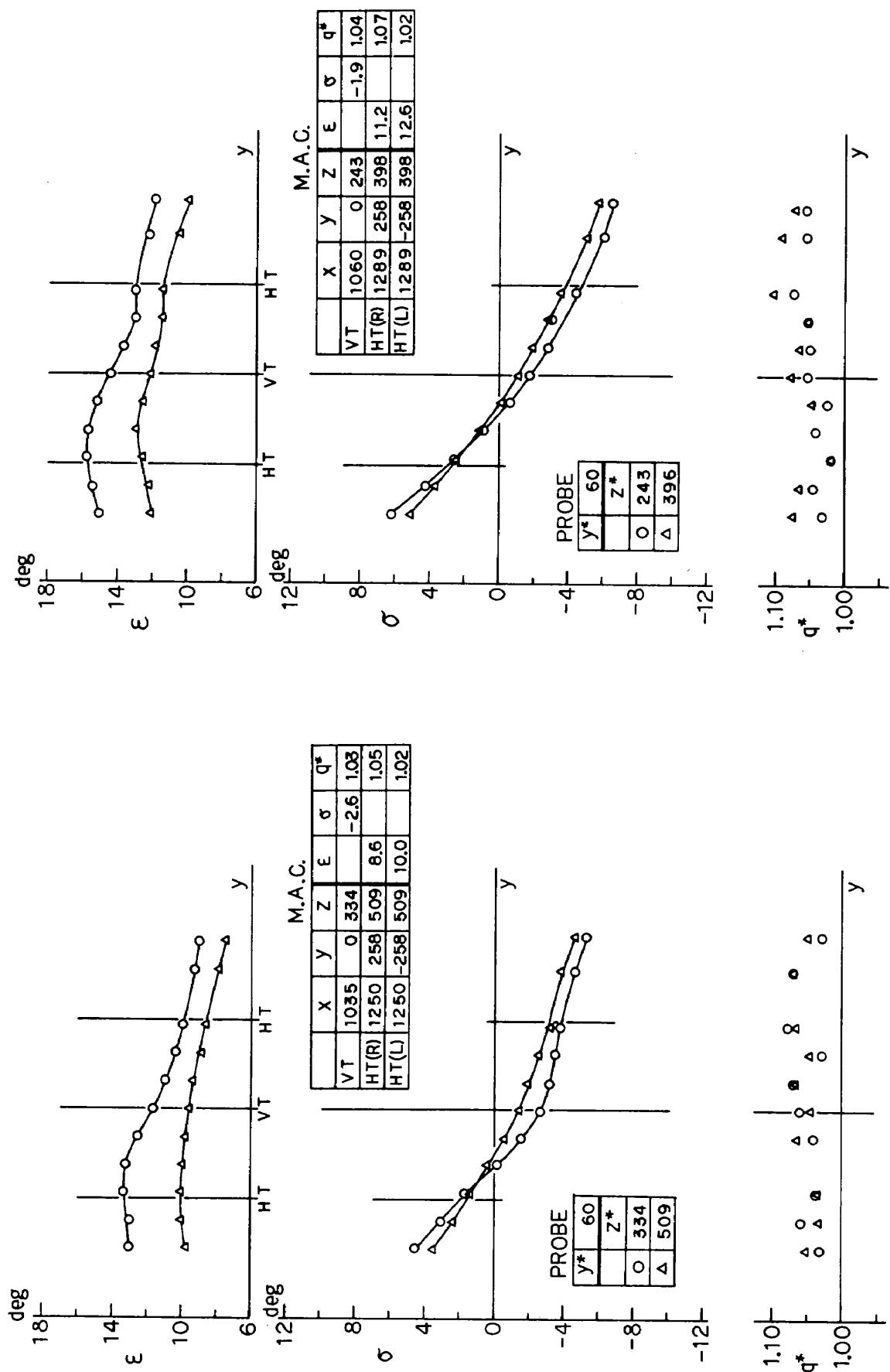


Fig. 5-2-a (E/G = |EI|,  $C_j = 0.75$ ,  $X = 1.354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 5-2-b (E/G = |EI|,  $C_j = 0.75$ ,  $X = 1.354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

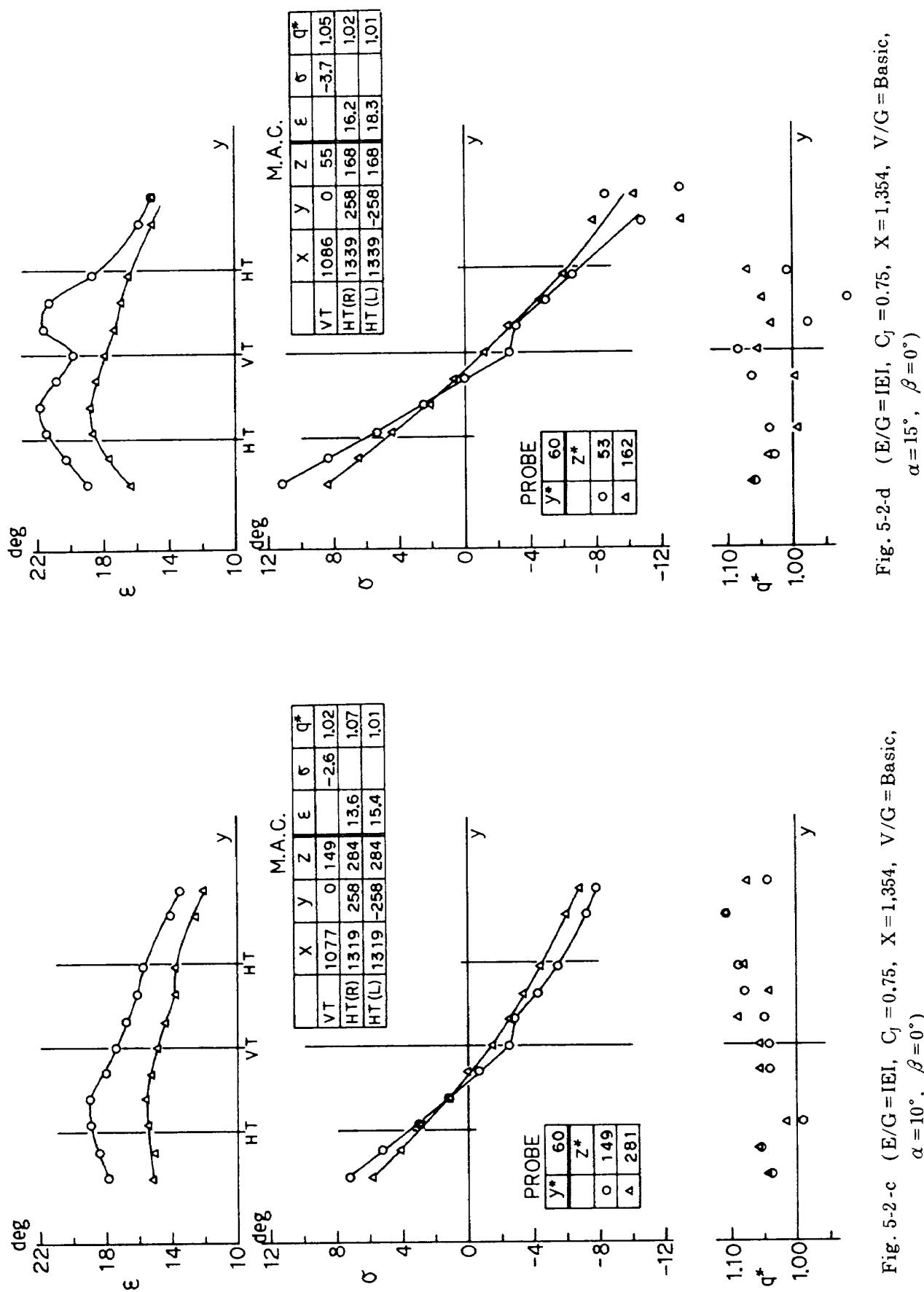
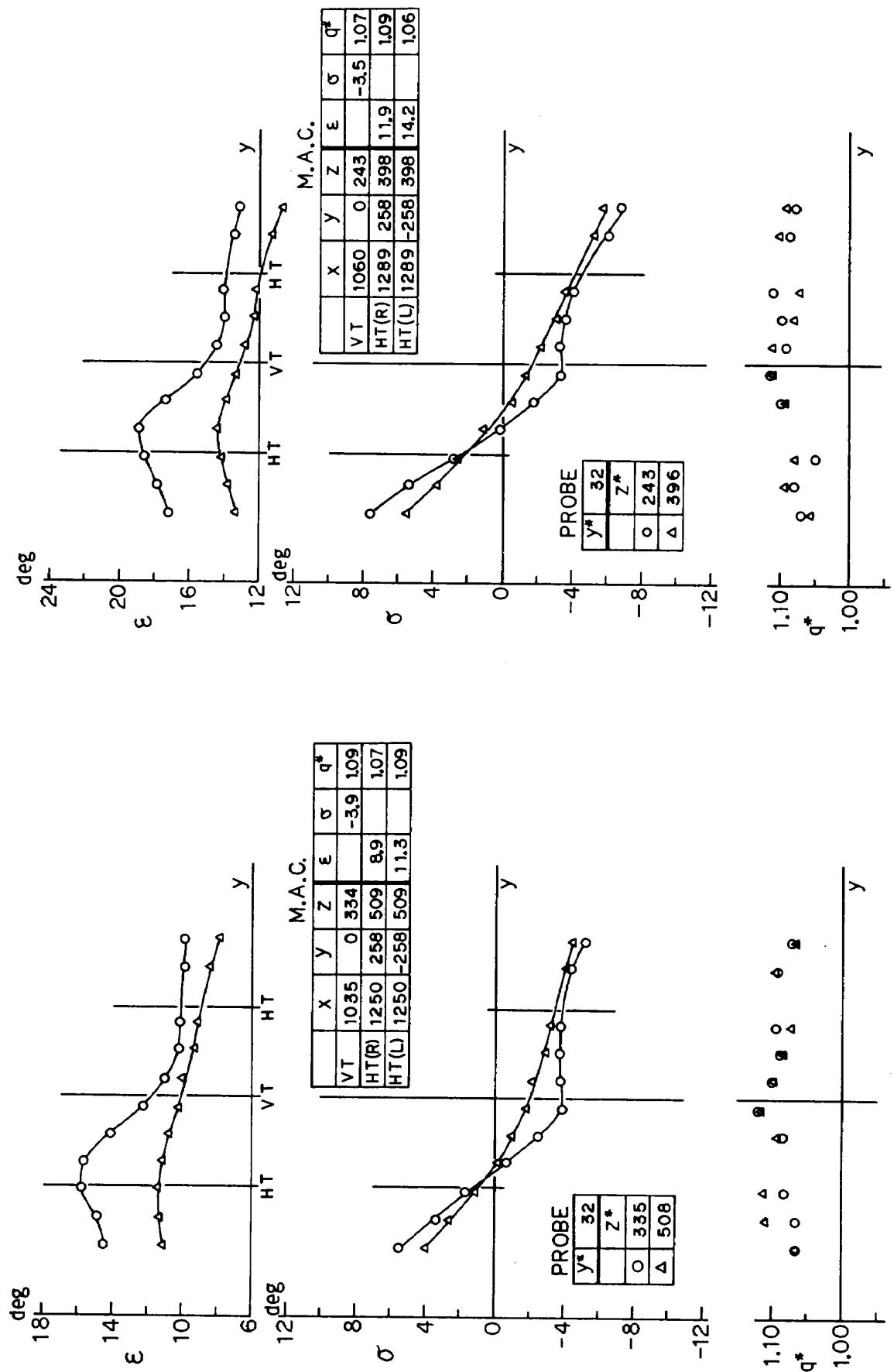


Fig. 5-2-c (E/G = IEI,  $C_j = 0.75$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 5-2-d (E/G = IEI,  $C_j = 0.75$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 15^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )



**Fig. 5-3-a** (E/G = IEI, C<sub>j</sub> = 0.75, X = 1,004, V/G = Basic,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

**Fig. 5-3-b** (E/G = IEI, C<sub>j</sub> = 0.75, X = 1,004, V/G = Basic,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

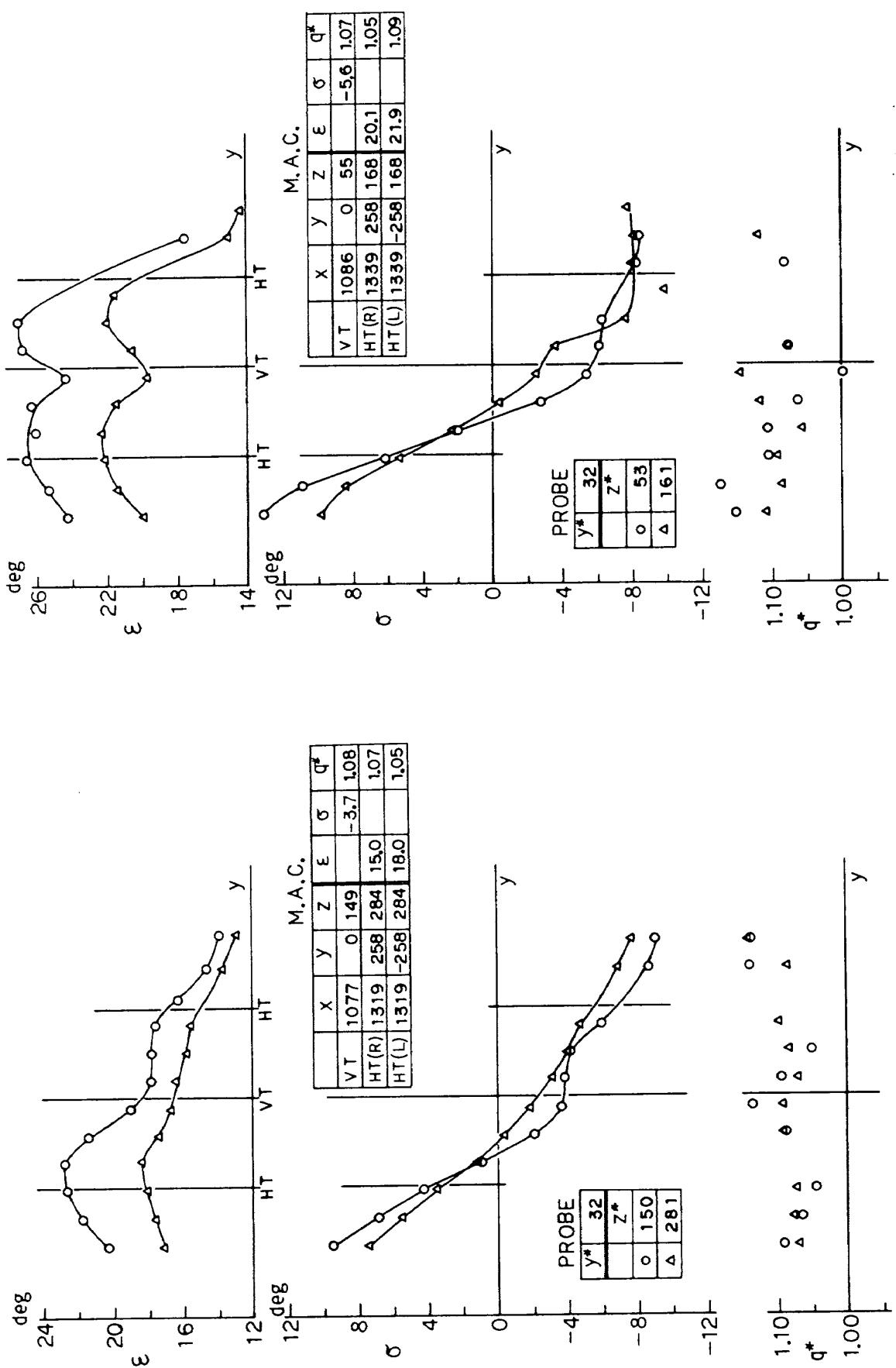


Fig. 5-3-d (E/G = IEI, C<sub>j</sub> = 0.75, X = 1,004, V/G = Basic,  $\alpha = 15^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

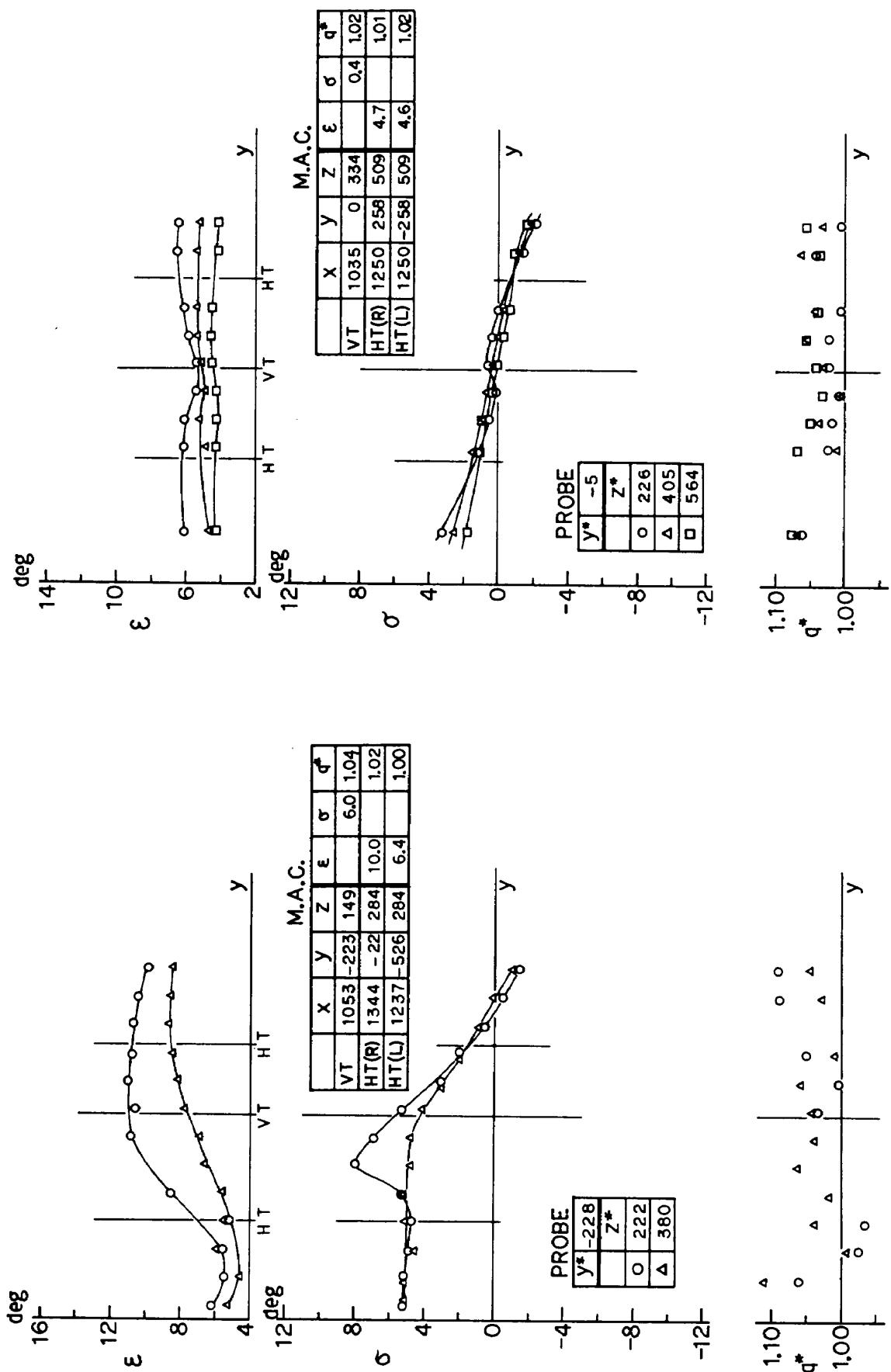


Fig. 6-1-a' (E/G = Windmill,  $C_j = 0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -12^\circ$ )

Fig. 6-1-a' (E/G = Windmill,  $C_j = 0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ , 再現性)

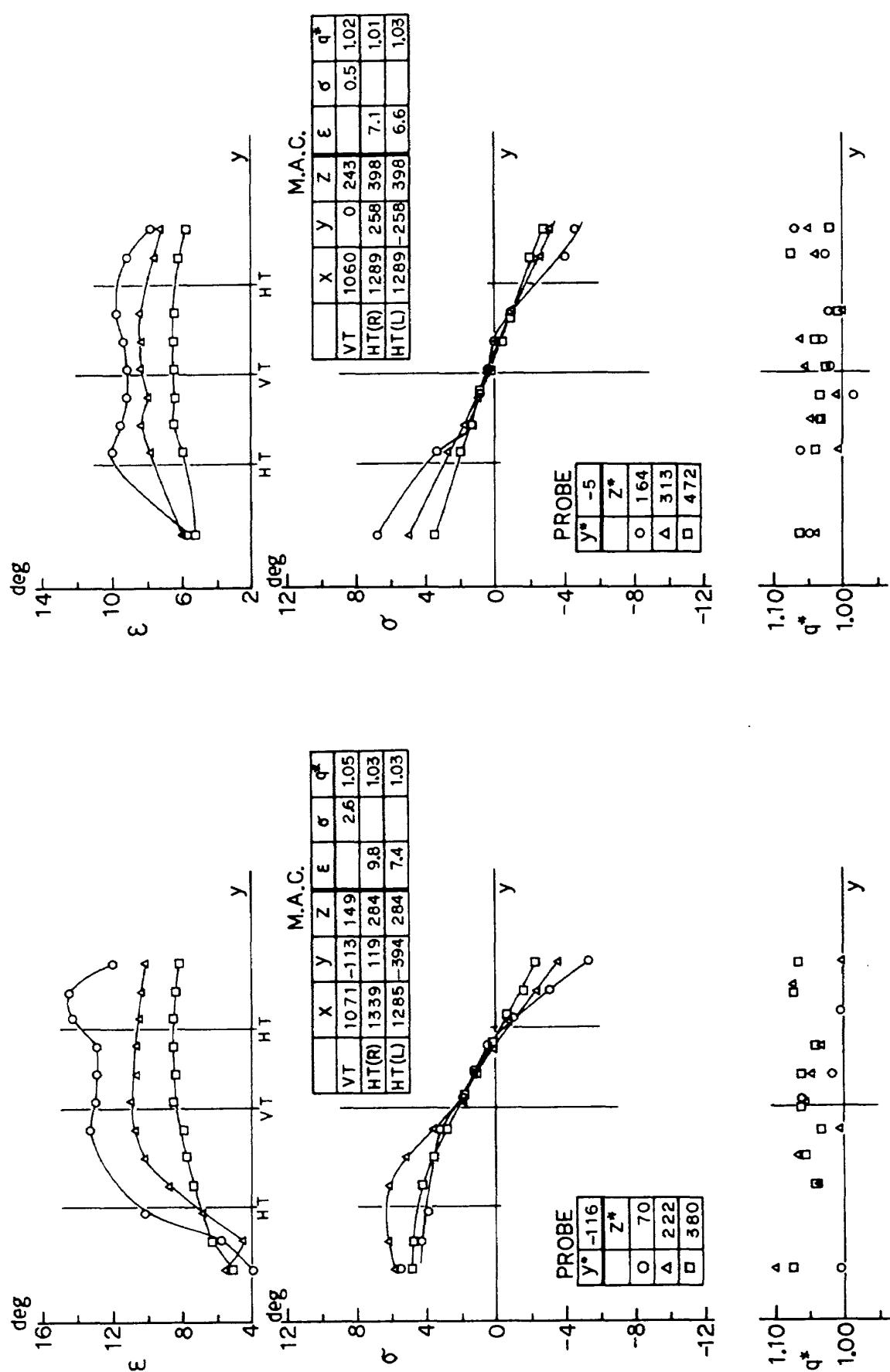


Fig. 6.1-b (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ , 再現性)  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = -6^\circ$ )

Fig. 6.1-b' (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 5^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ , 再現性)

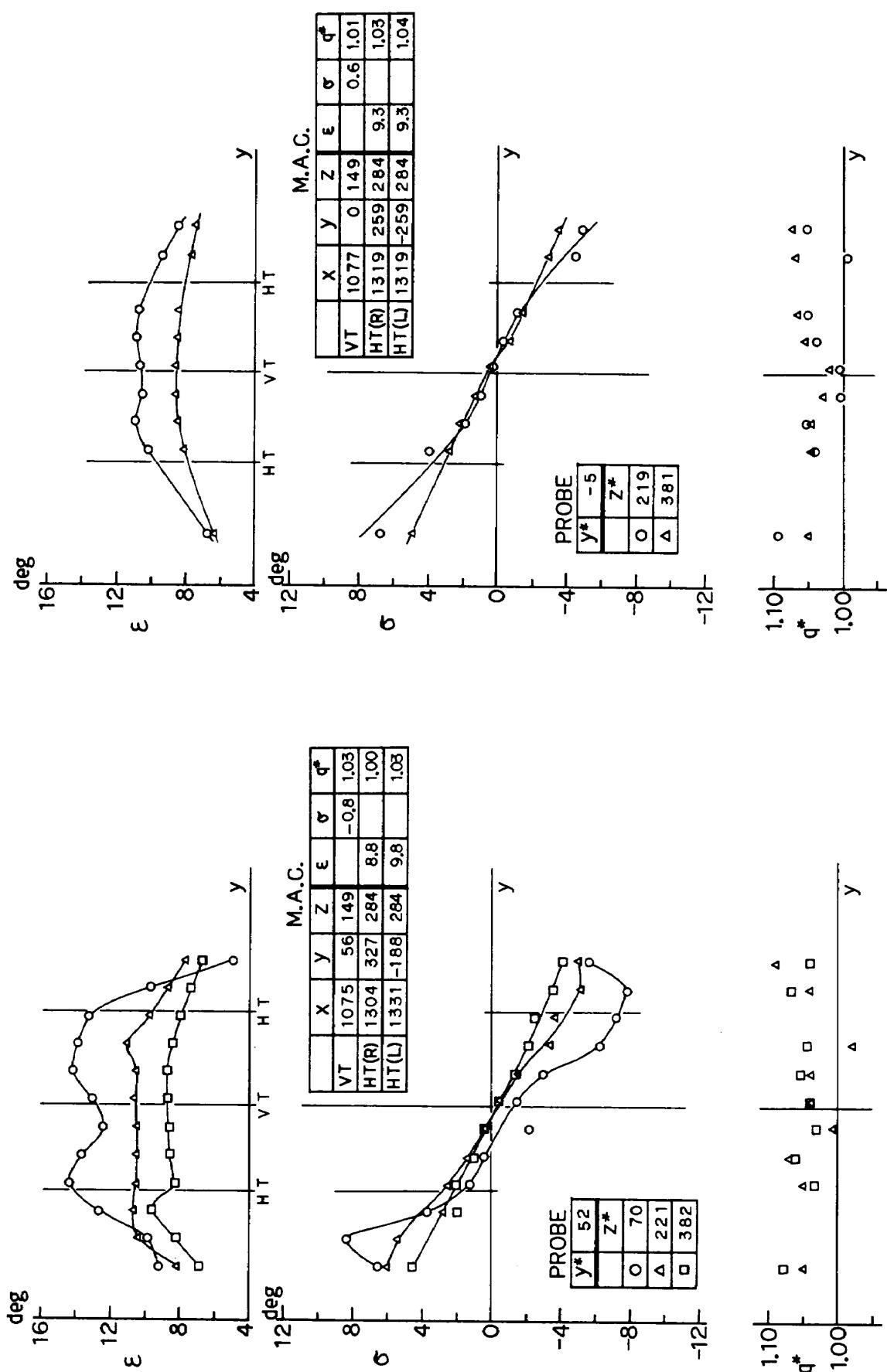


Fig. 6-1-c (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = Modify$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 3^\circ$ )

Fig. 6-1-c' (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = Modify$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ , 再現性)

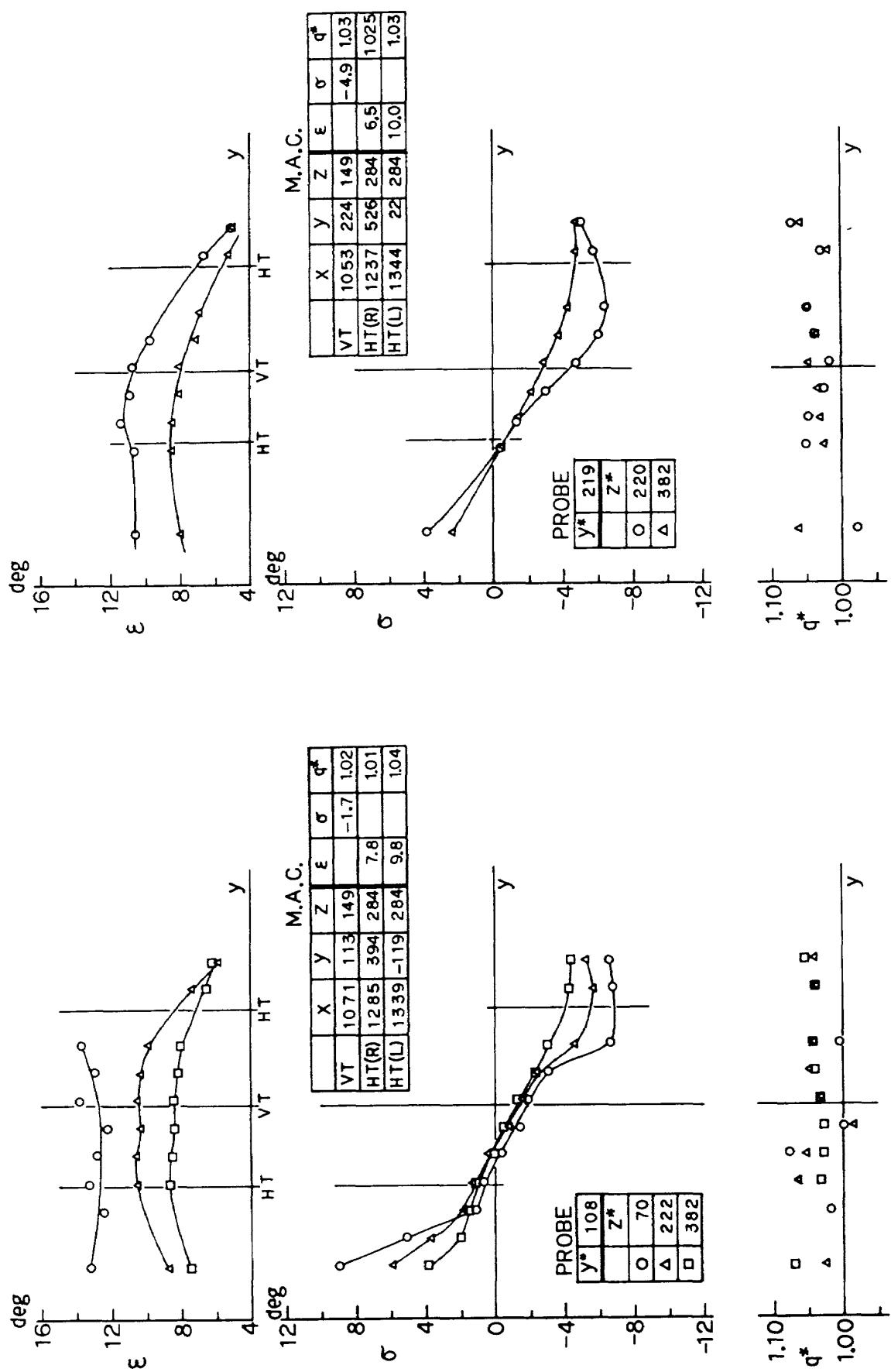


Fig. 6-1-d (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

Fig. 6-1-e (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )

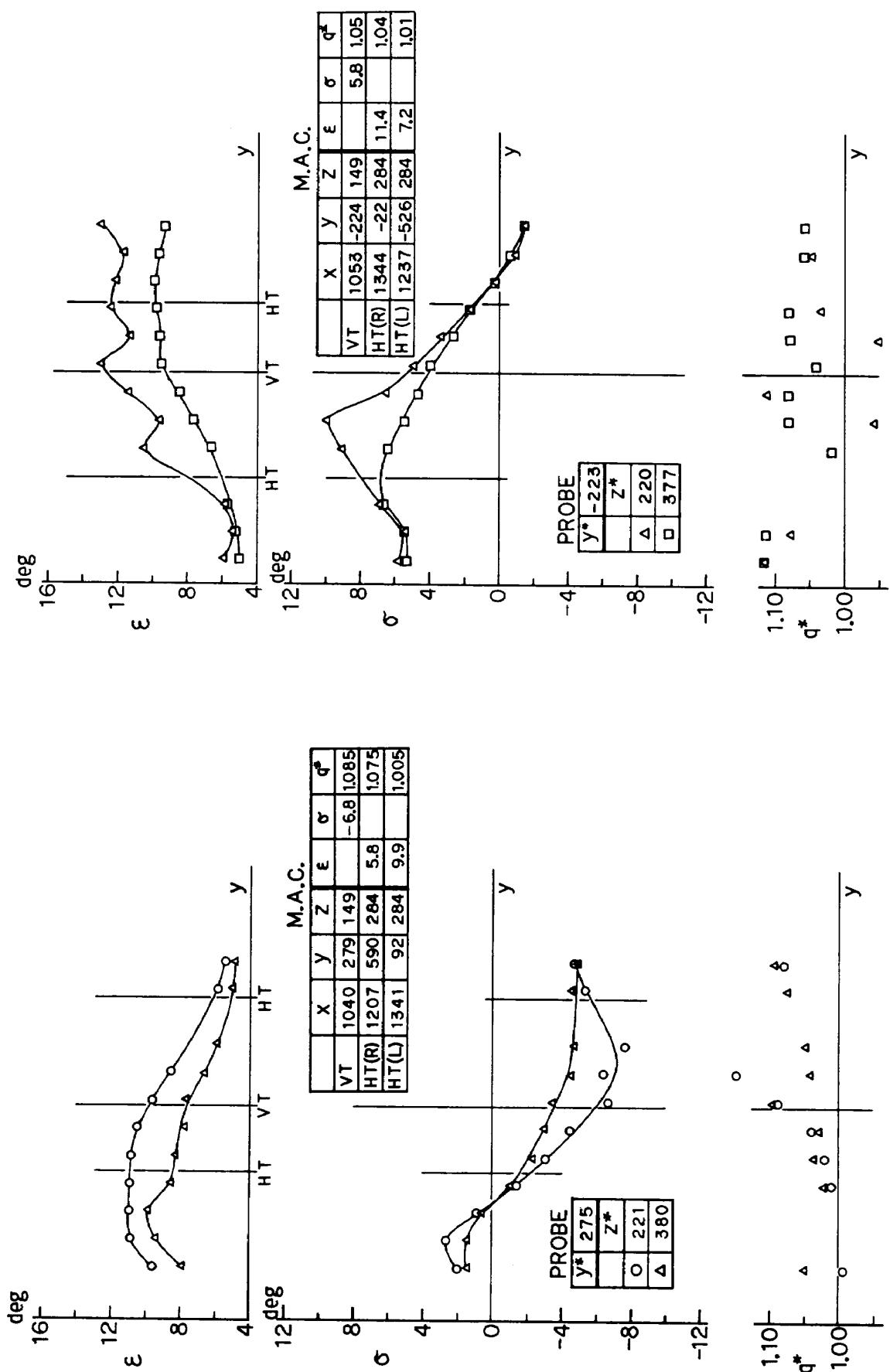


Fig. 6-1-f ( $E/G = \text{Windmill}$ ,  $C_j = 0$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 15^\circ$ )

Fig. 6-2-a ( $E/G = \text{Windmill}$ ,  $C_j = 0$ ,  $X = 1,004$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -12^\circ$ )

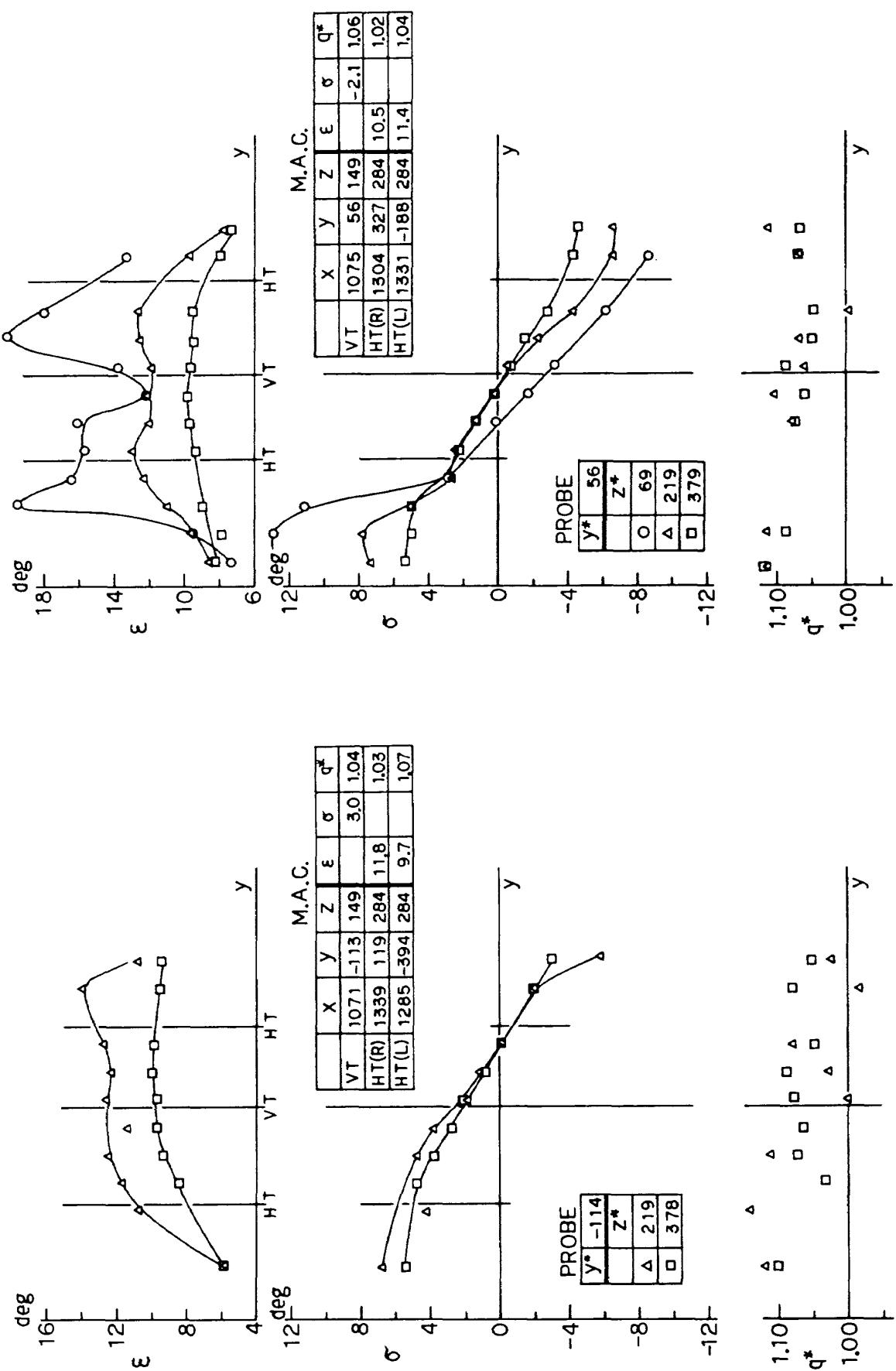


Fig. 6-2-b (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,004$ , V/G = Modify,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -6^\circ$ )

Fig. 6-2-c (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,004$ , V/G = Modify,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -3^\circ$ )

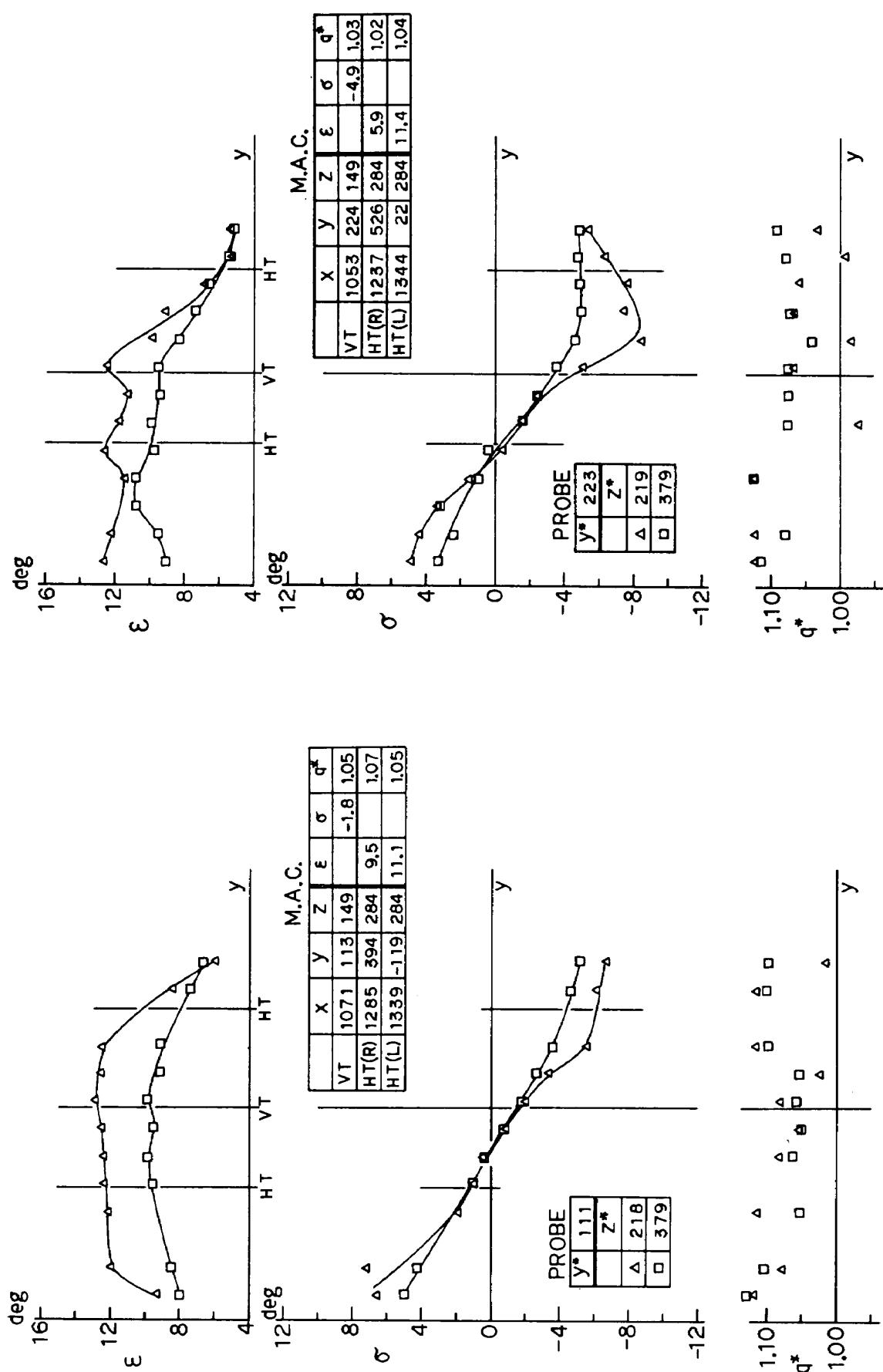


Fig. 6-2-d (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,004$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

Fig. 6-2-e (E/G = Windmill,  $C_J = 0$ ,  $X = 1,004$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )

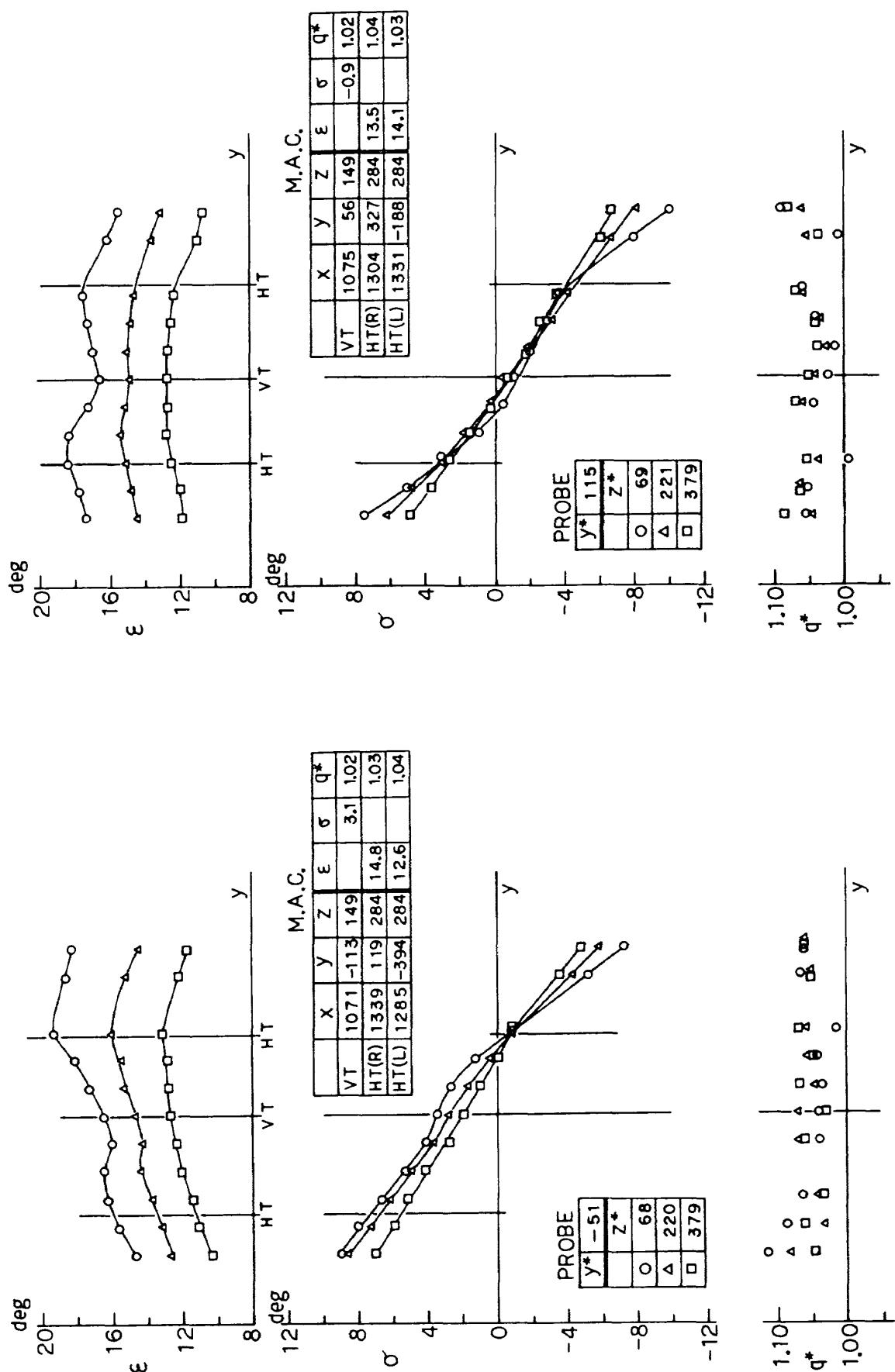


Fig. 7-a (E/G = AEO,  $C_J = 0.5$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -6^\circ$ )

Fig. 7-b (E/G = AEO,  $C_J = 0.5$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 3^\circ$ )

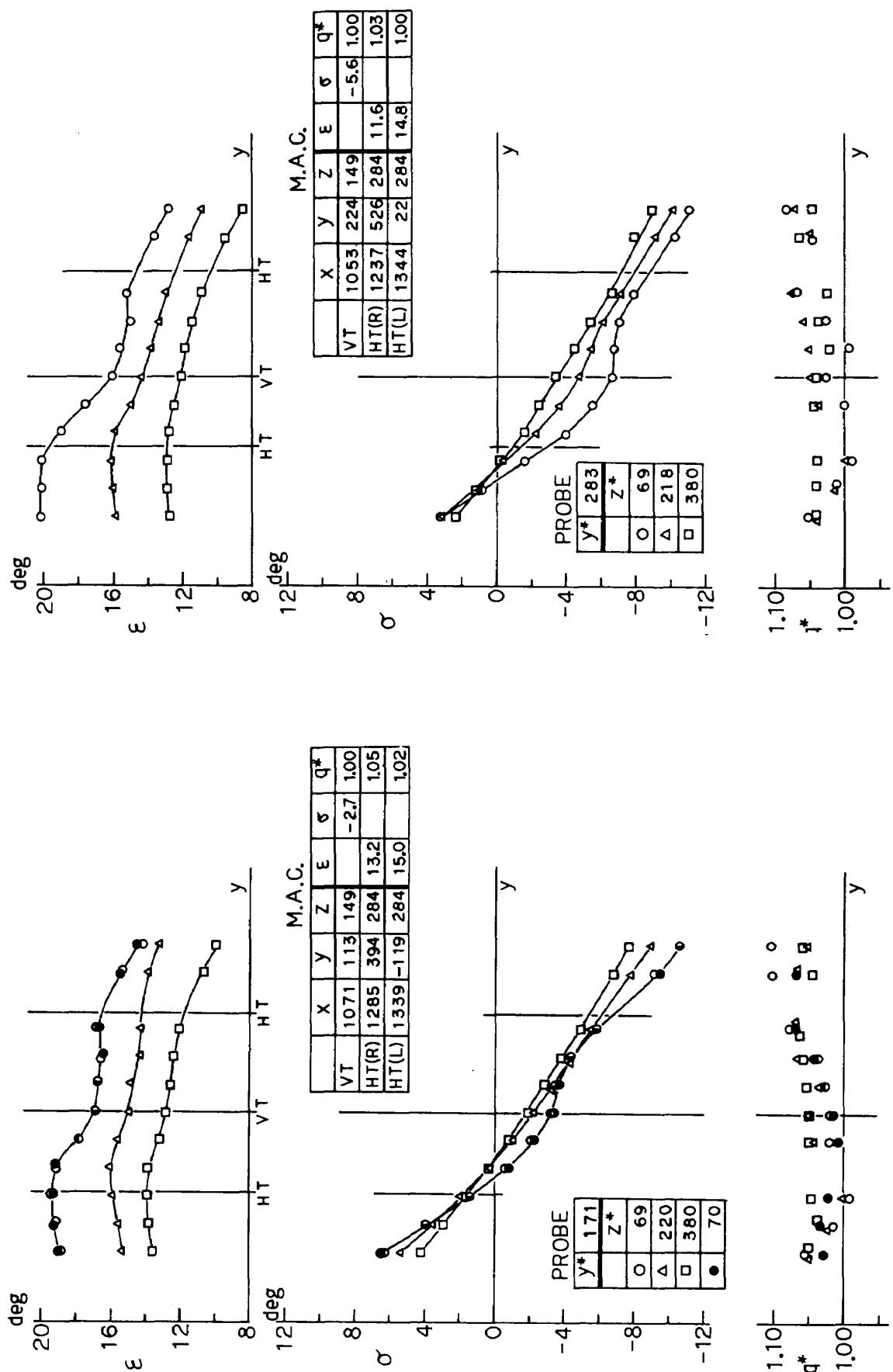
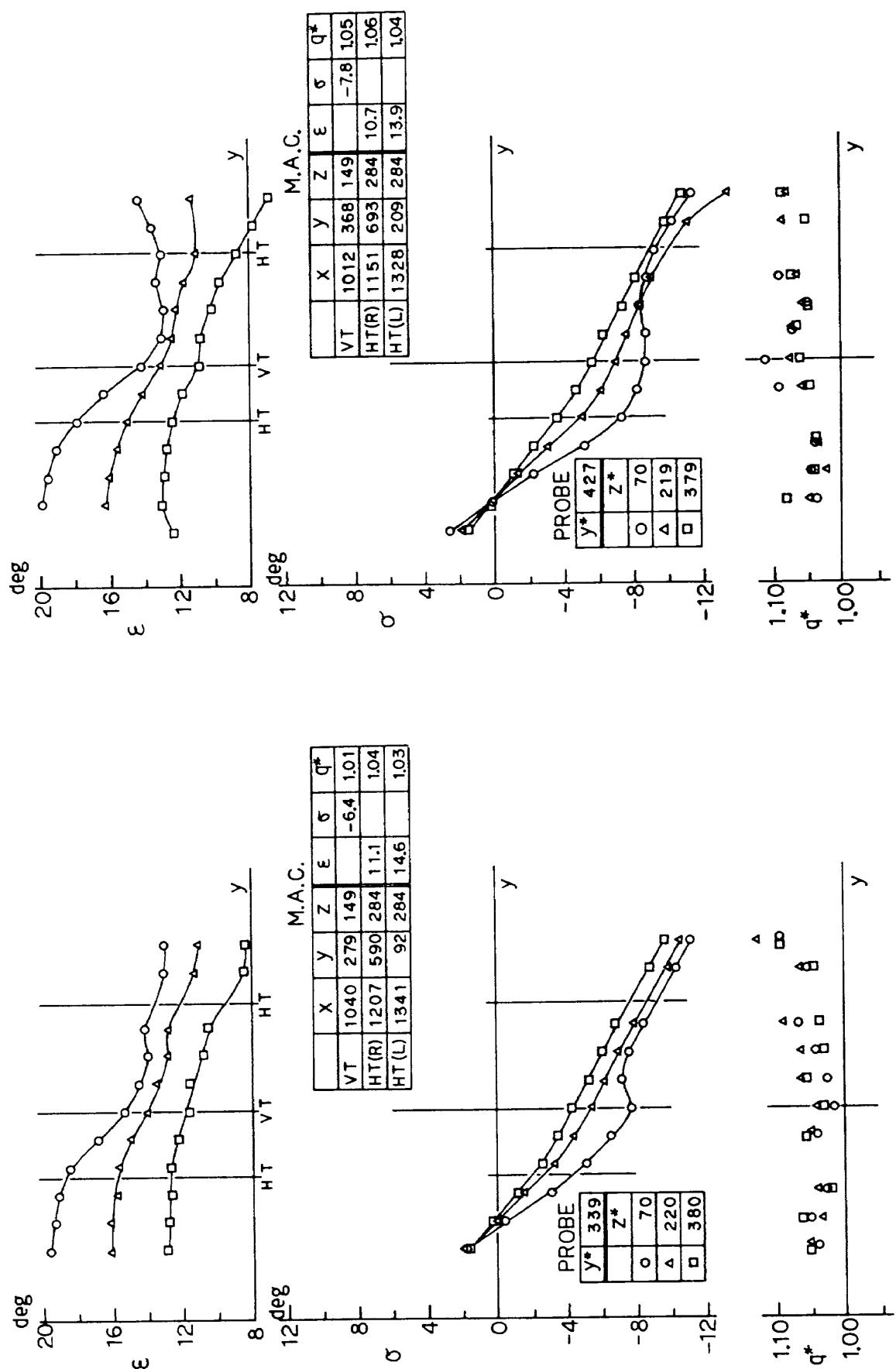


Fig. 7-c (E/G = AEO,  $C_J = 0.5$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

Fig. 7-d (E/G = AEO,  $C_J = 0.5$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )



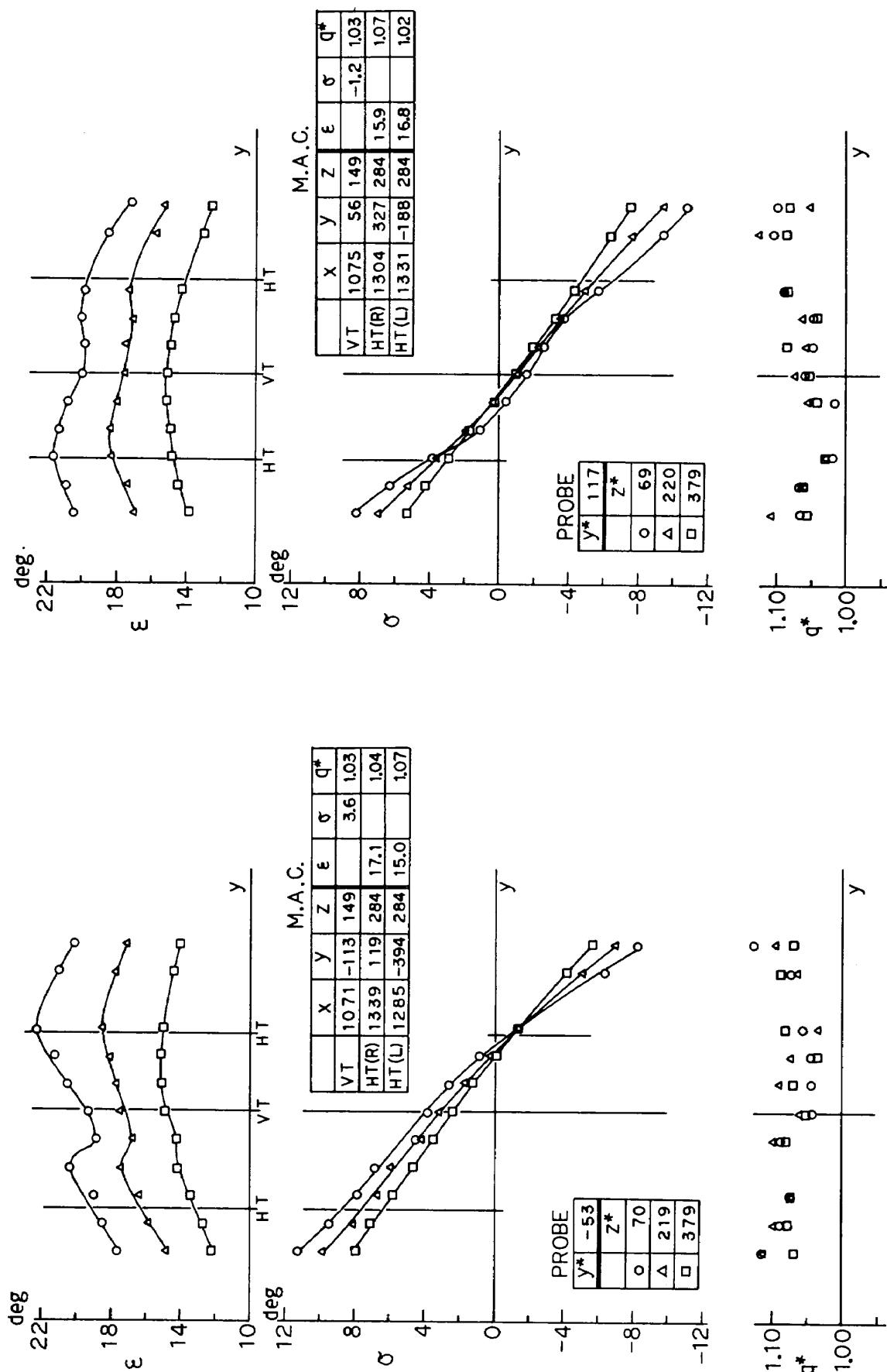


Fig. 8-1-a (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -6^\circ$ )

Fig. 8-1-b (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 3^\circ$ )

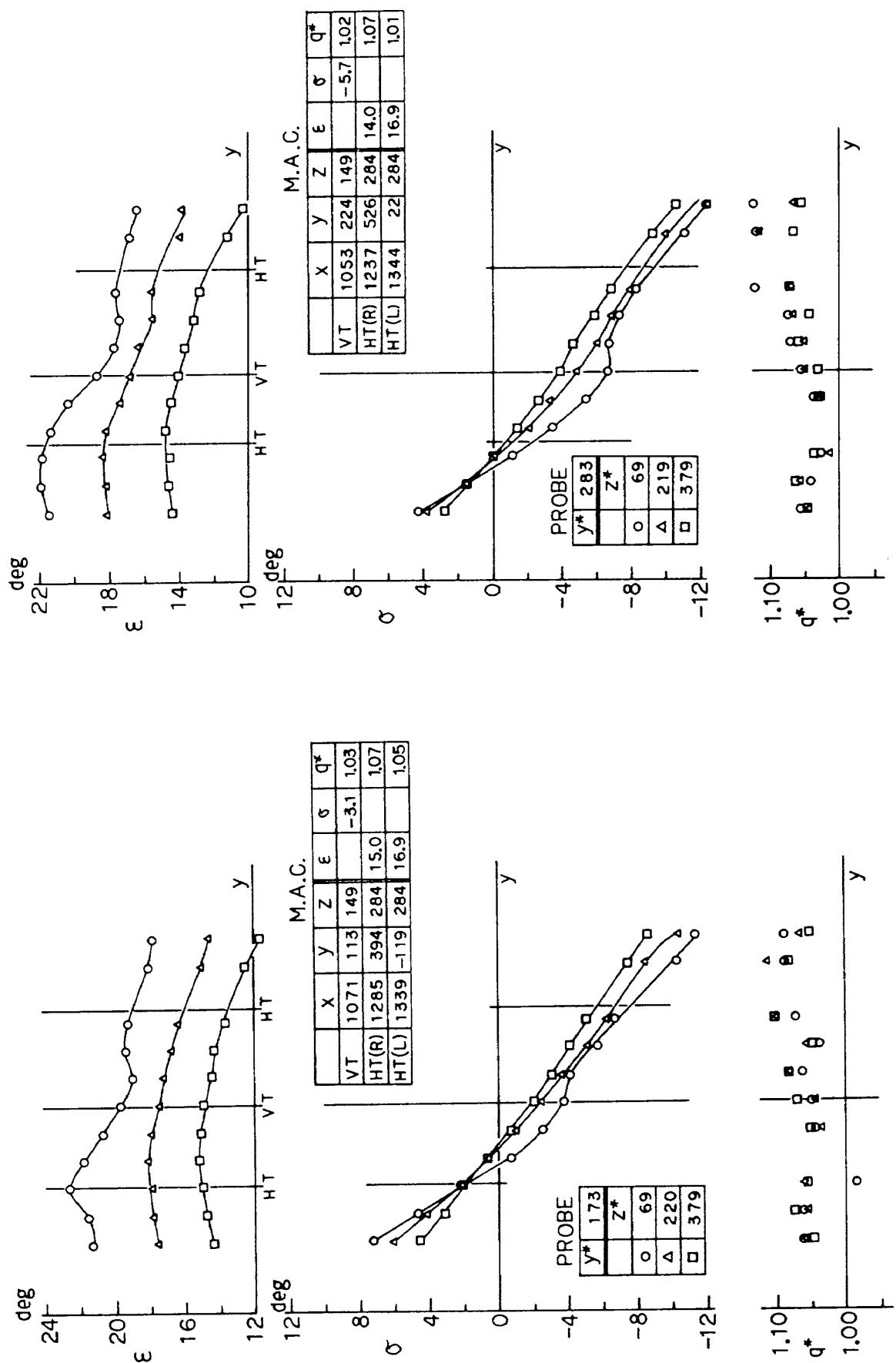


Fig. 8-1-c (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

Fig. 8-1-d (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )

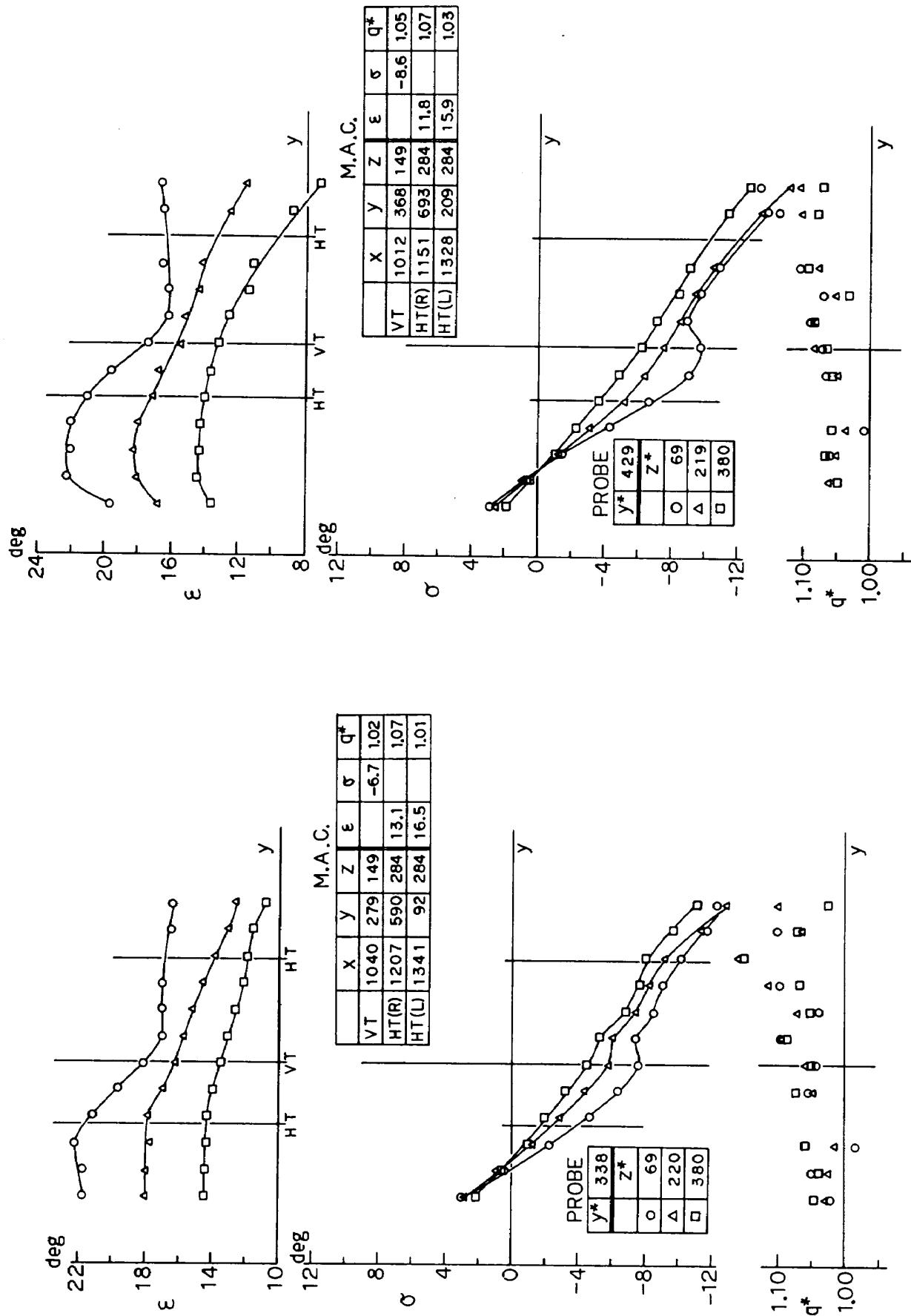


Fig. 8-1-e ( $E/G = \text{AEQ}$ ,  $C_j = 1.0$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 15^\circ$ )

Fig. 8-1-f ( $E/G = \text{AEQ}$ ,  $C_j = 1.0$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 20^\circ$ )

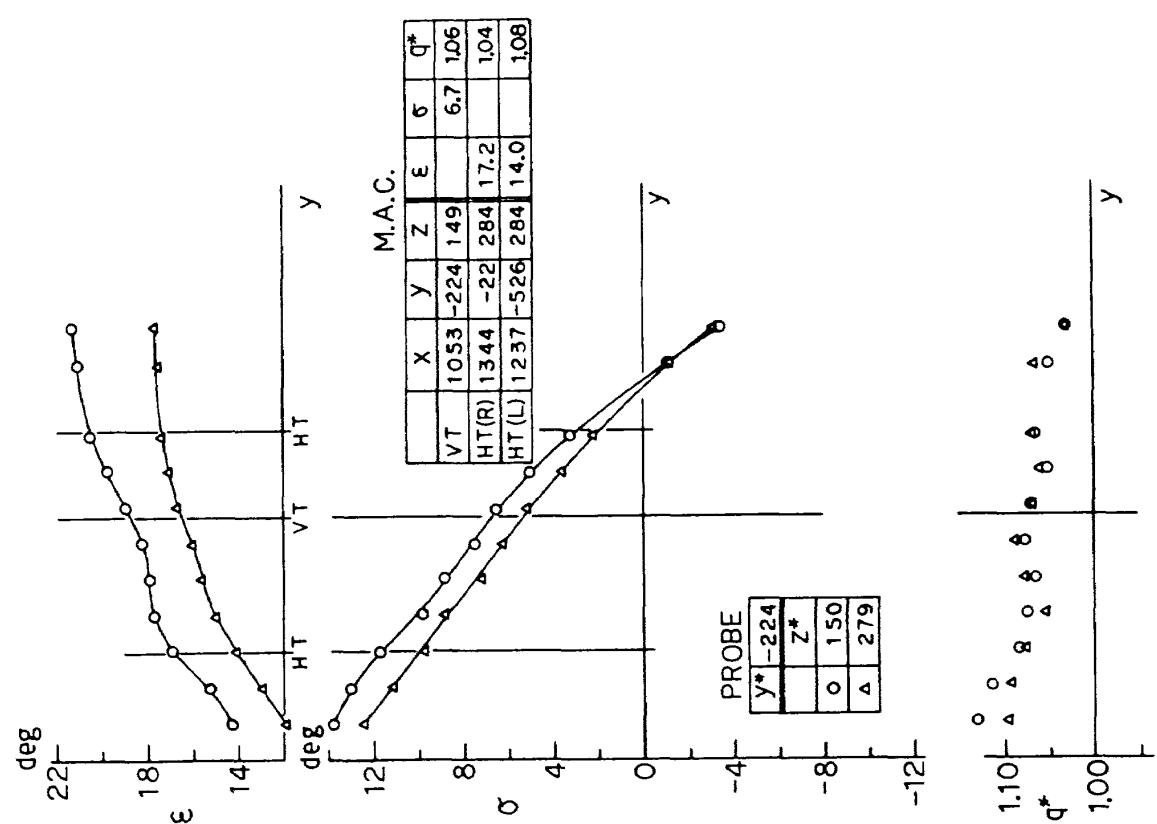


Fig. 8-2-a (E/G = AEO,  $C_j = 1.0$ ,  $X = 1.354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -12^\circ$ )

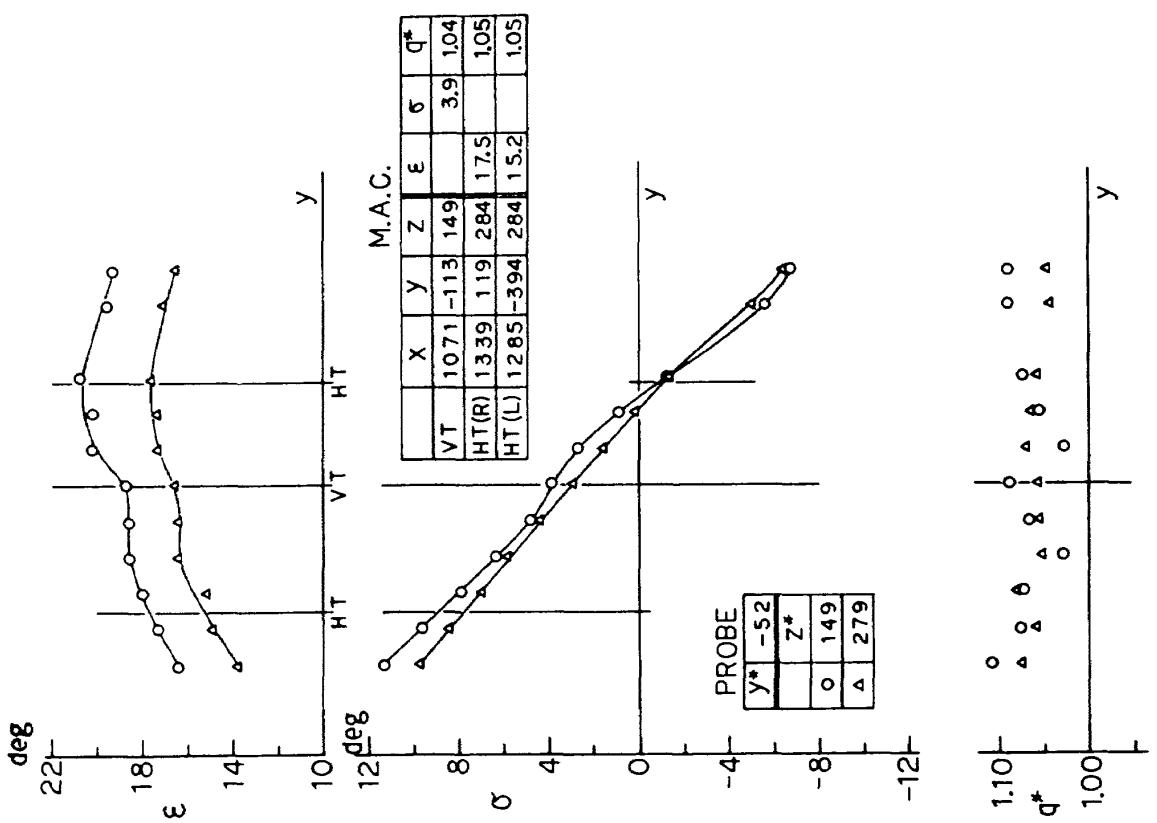


Fig. 8-2-b (E/G = AEO,  $C_j = 1.0$ ,  $X = 1.354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -12^\circ$ )

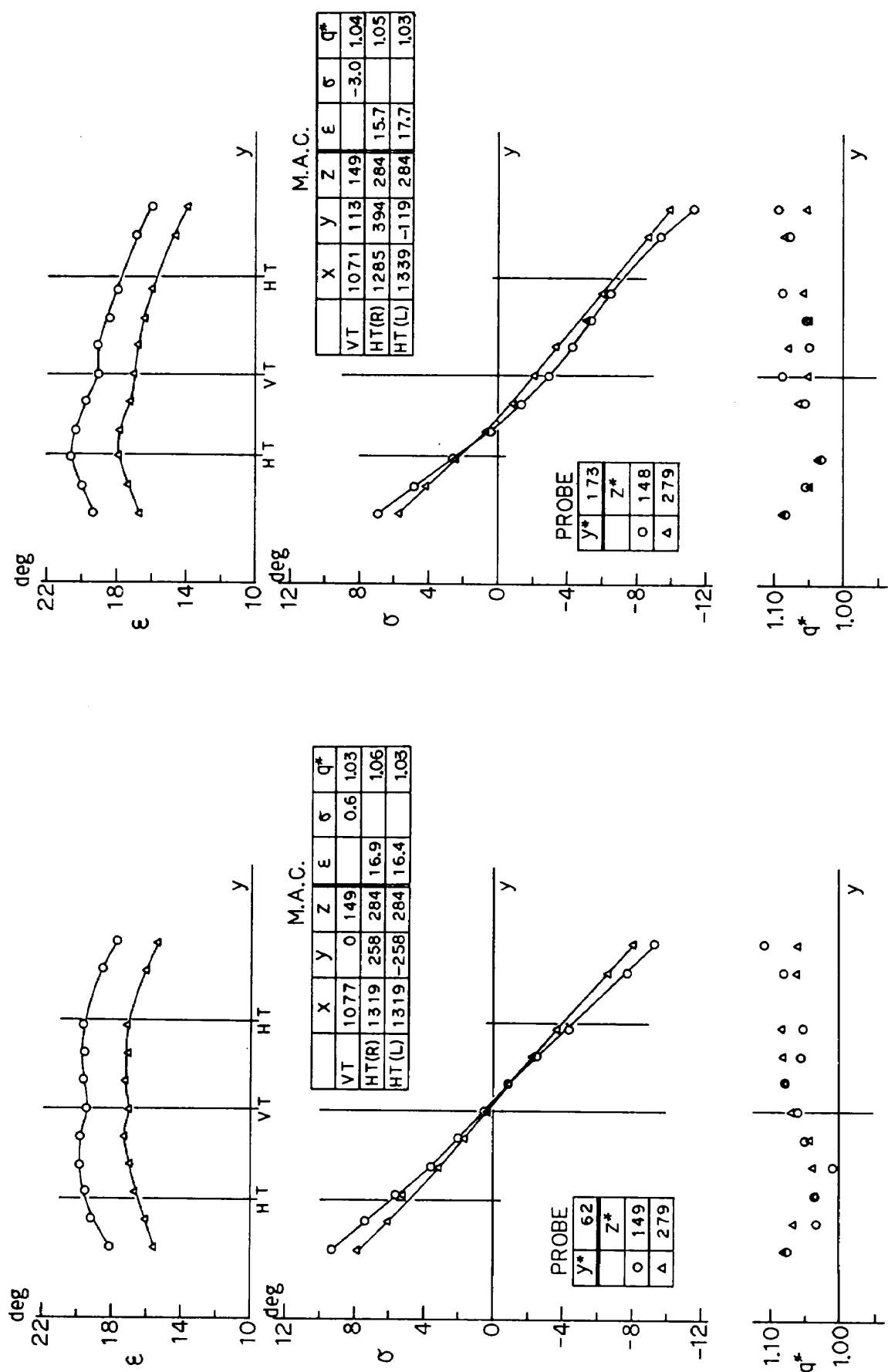


Fig. 8-2-c (E/G = AEO,  $C_j = 1.0$ ,  $X = 1.354$ ,  $V/G = \text{Basic}$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

Fig. 8-2-d (E/G = AEO,  $C_j = 1.0$ ,  $X = 1.354$ ,  $V/G = \text{Basic}$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

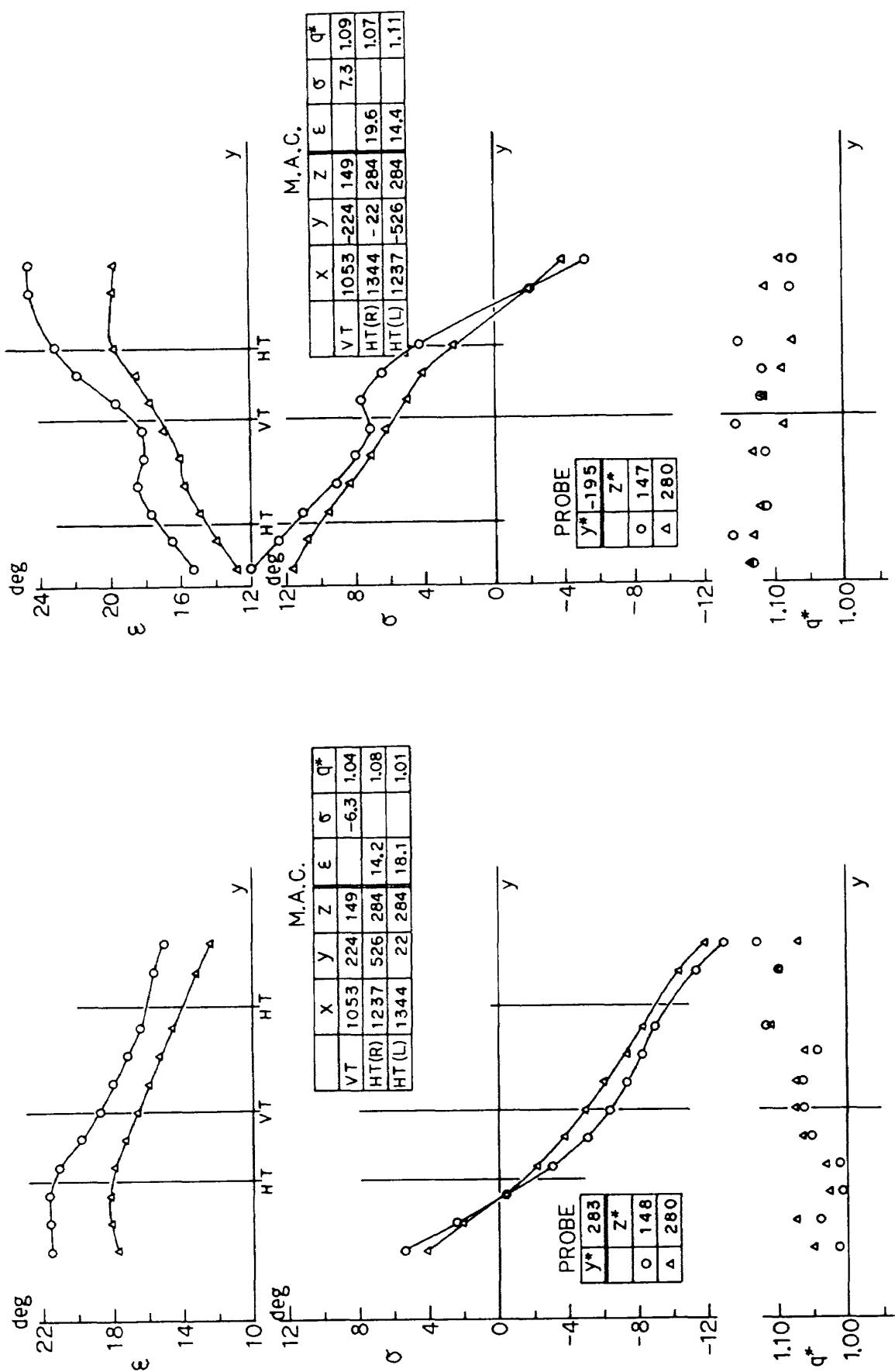


Fig. 8-2-e (E/G = AEO, C<sub>J</sub> = 1.0, X = 1.354, V/G = Basic,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )

Fig. 8-3-a (E/G = AEO, C<sub>j</sub> = 1, X = 1,004, V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -12^\circ$ )

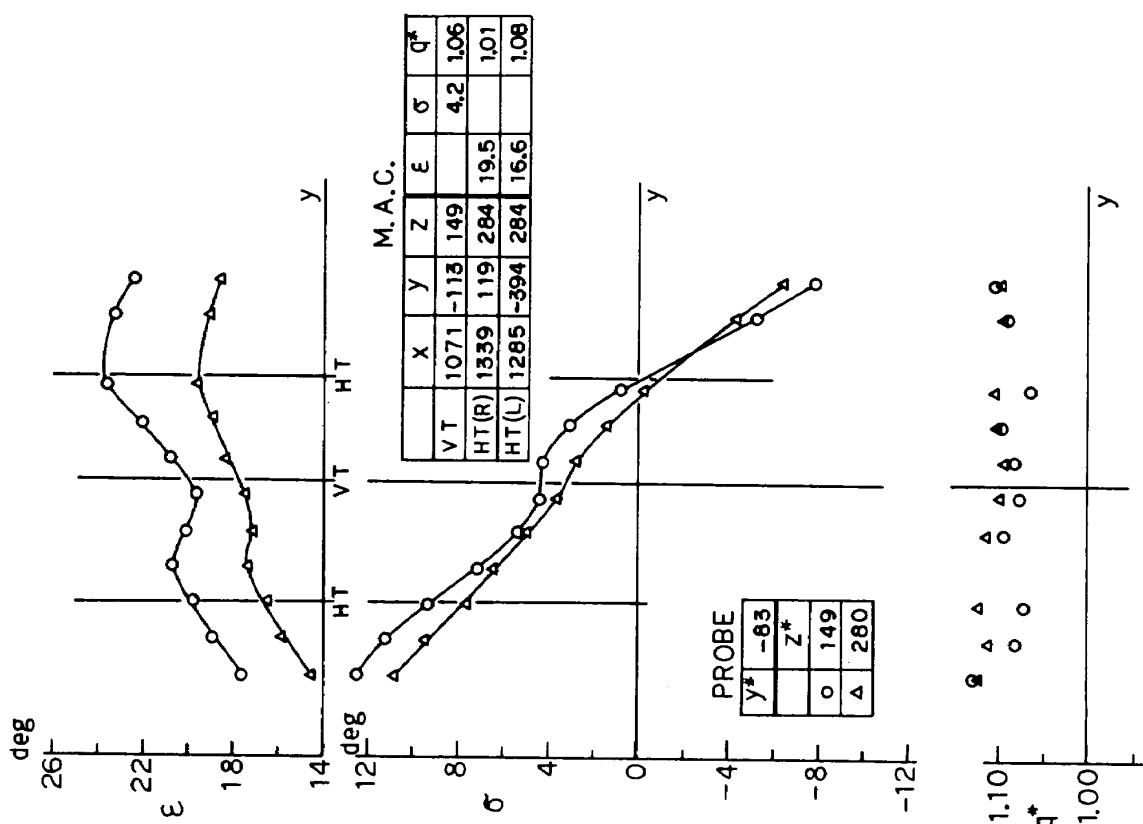


Fig. 8-3-b (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,004$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -6^\circ$ )

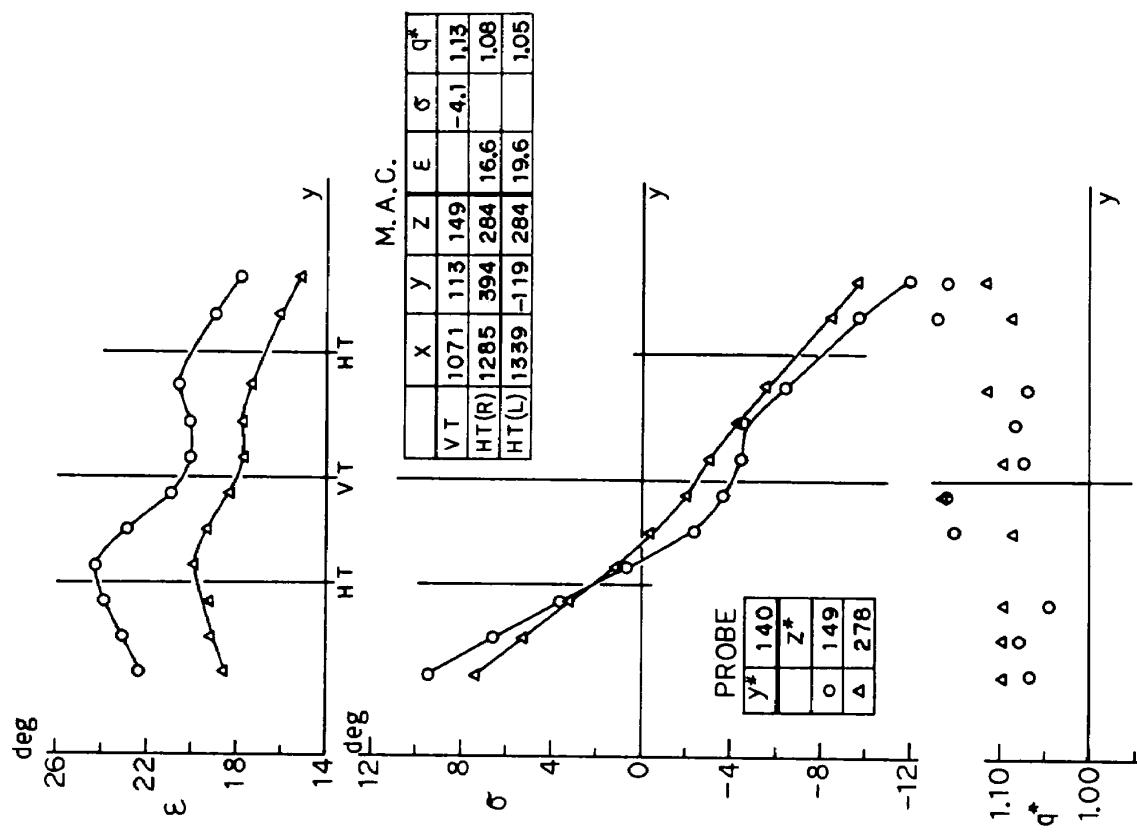


Fig. 8-3-c (E/G = AECO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,004$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

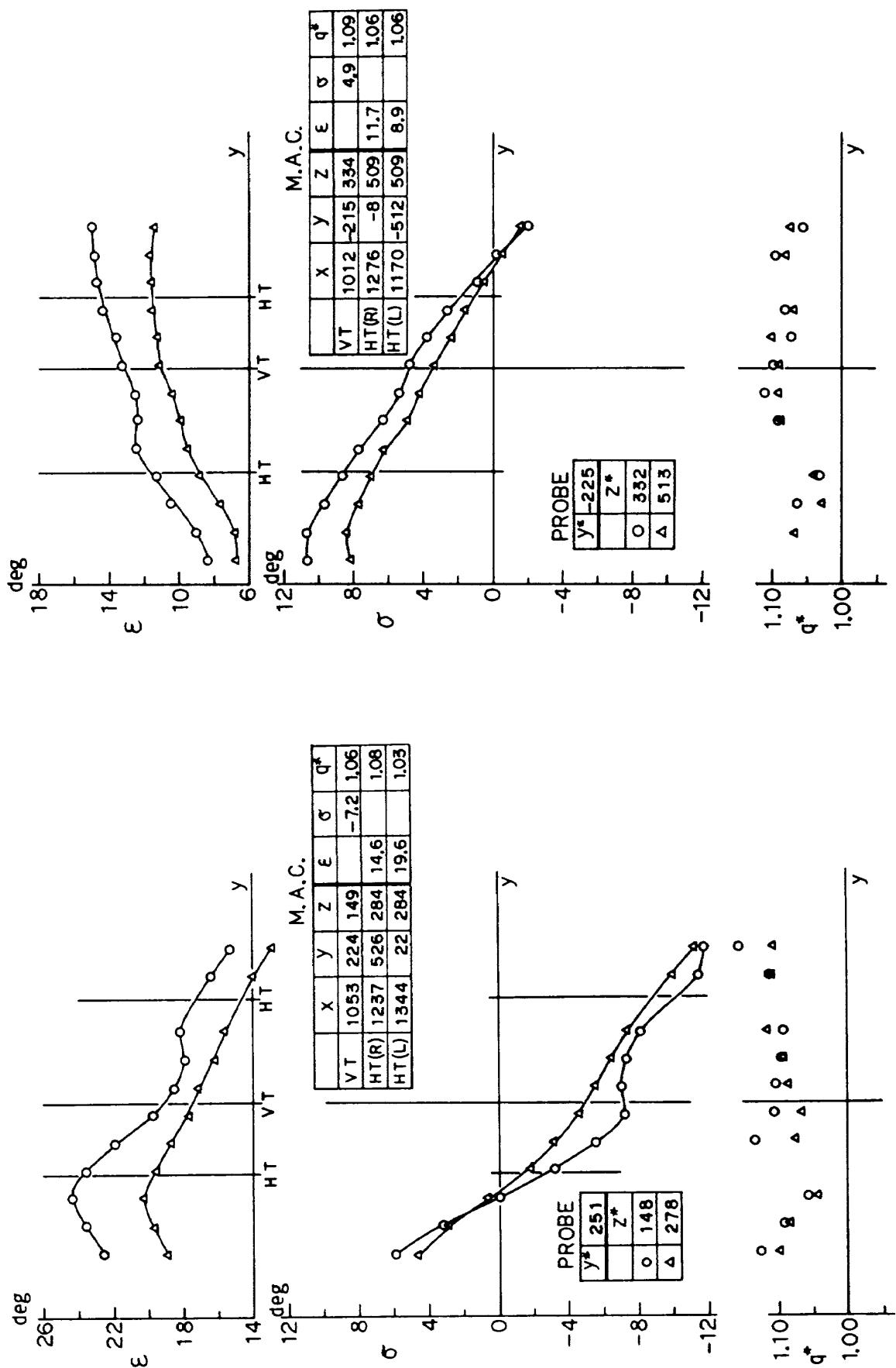


Fig. 8-3-d (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,004$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )

Fig. 8-4-a (E/G = AEO,  $C_J = 1.0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = -12^\circ$ )

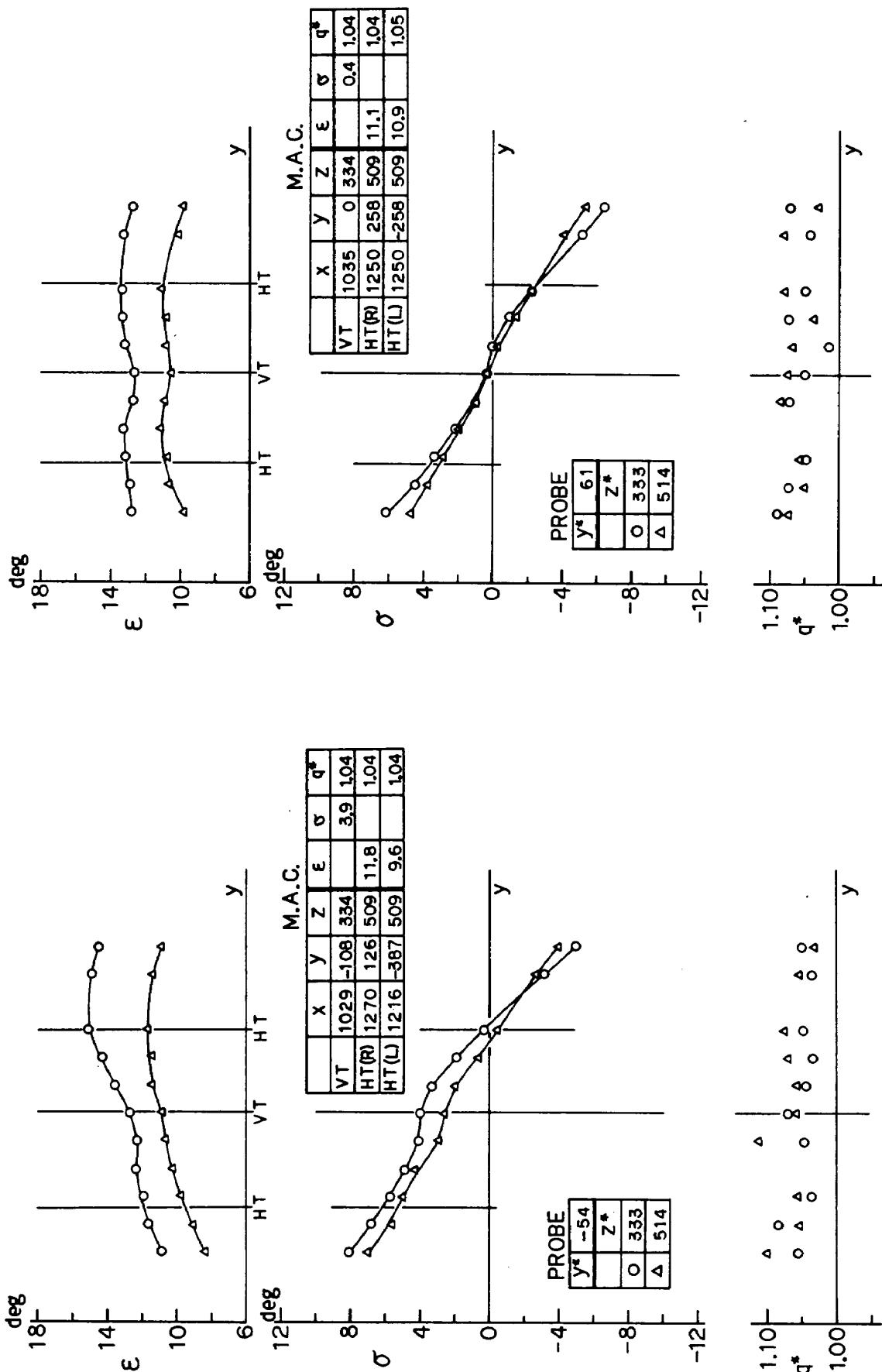


Fig. 8-4-b (E/G = AEO,  $C_j = 1.0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = -6^\circ$ )

Fig. 8-4-c (E/G = AEO,  $C_j = 1.0$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ )

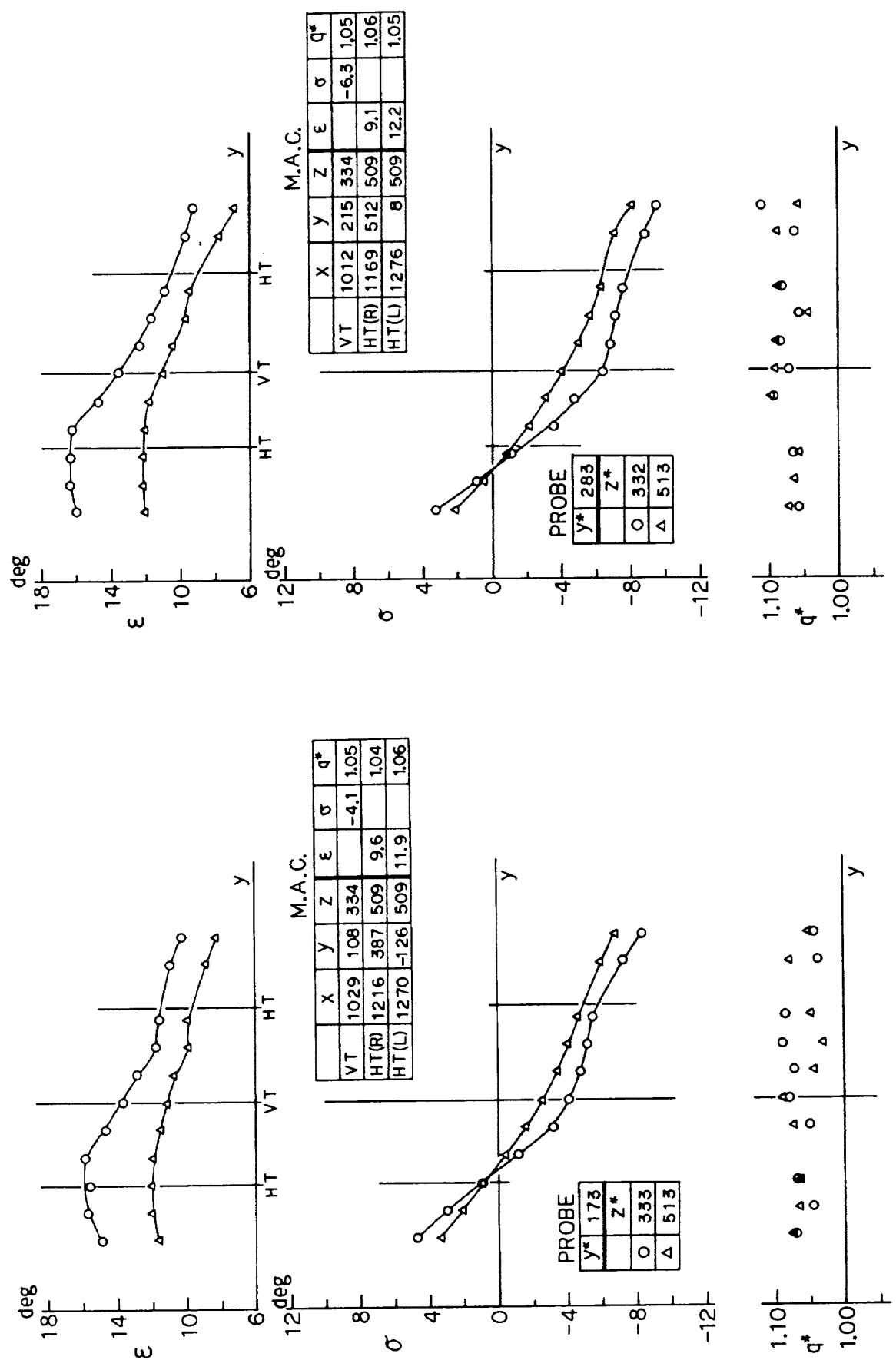


Fig. 8-4-d (E/G = AEO, C<sub>J</sub> = 1.0, X = 1,354, V/G = Basic,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

Fig. 8-4-e (E/G = AEO, C<sub>J</sub> = 1.0, X = 1,354, V/G = Basic,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )

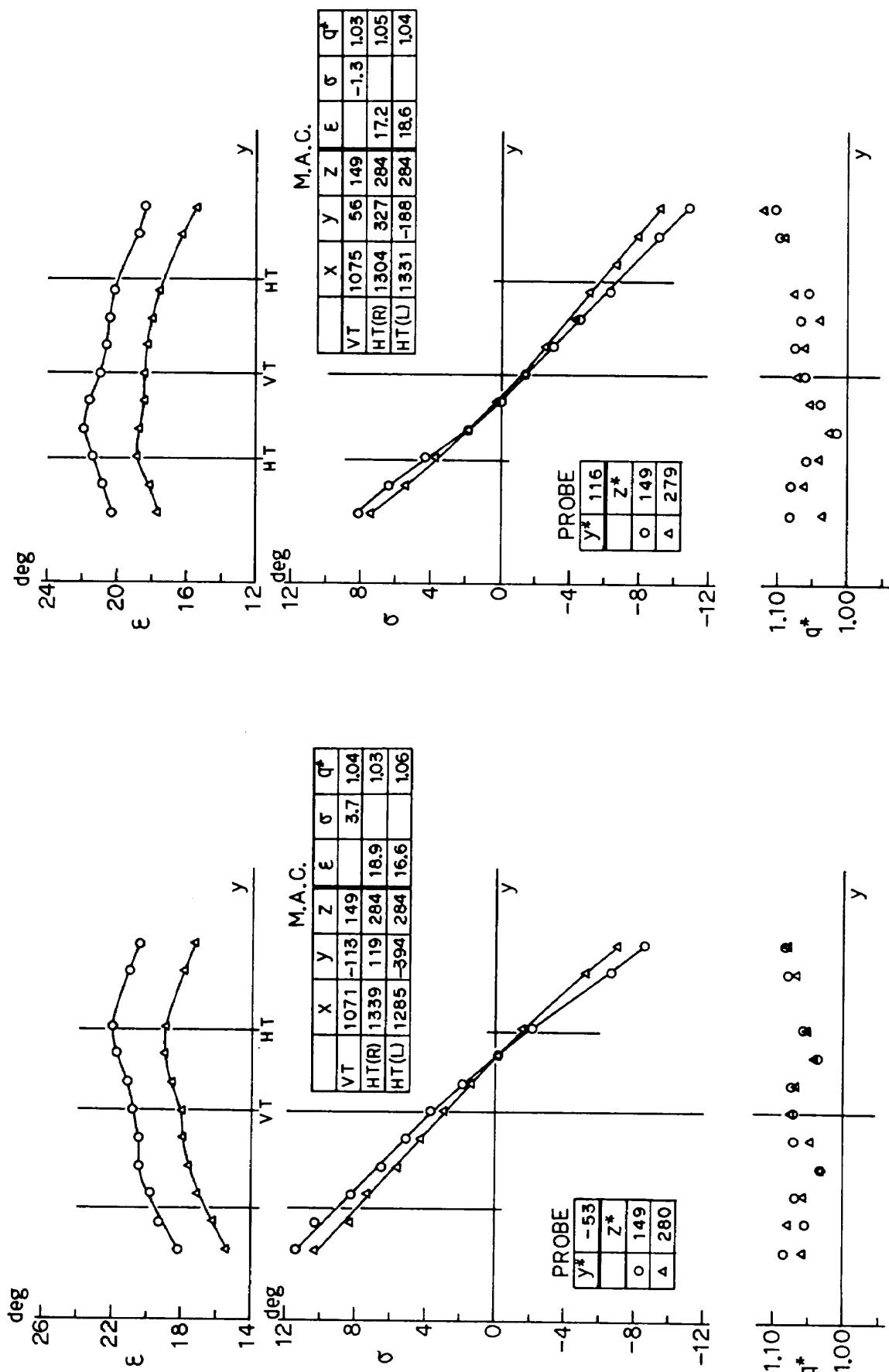


Fig. 9-a ( $E/G = AEO$ ,  $C_j = 1.85$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = Modify$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -6^\circ$ )

Fig. 9-b ( $E/G = AEO$ ,  $C_j = 1.85$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = Modify$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 3^\circ$ )

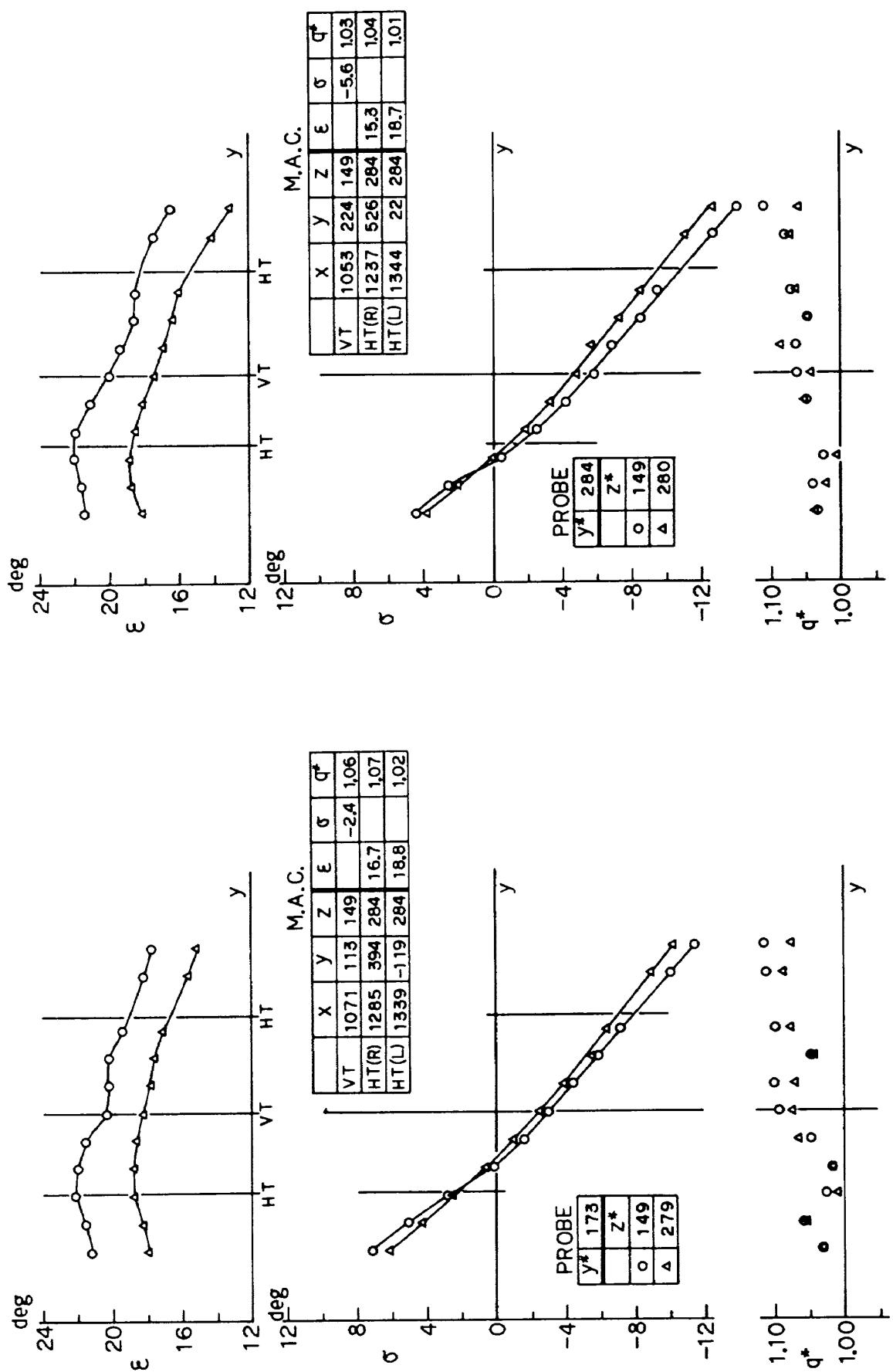


Fig. 9-c (E/G = AEO,  $C_J = 1.85$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

Fig. 9-d (E/G = AEO,  $C_J = 1.85$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )

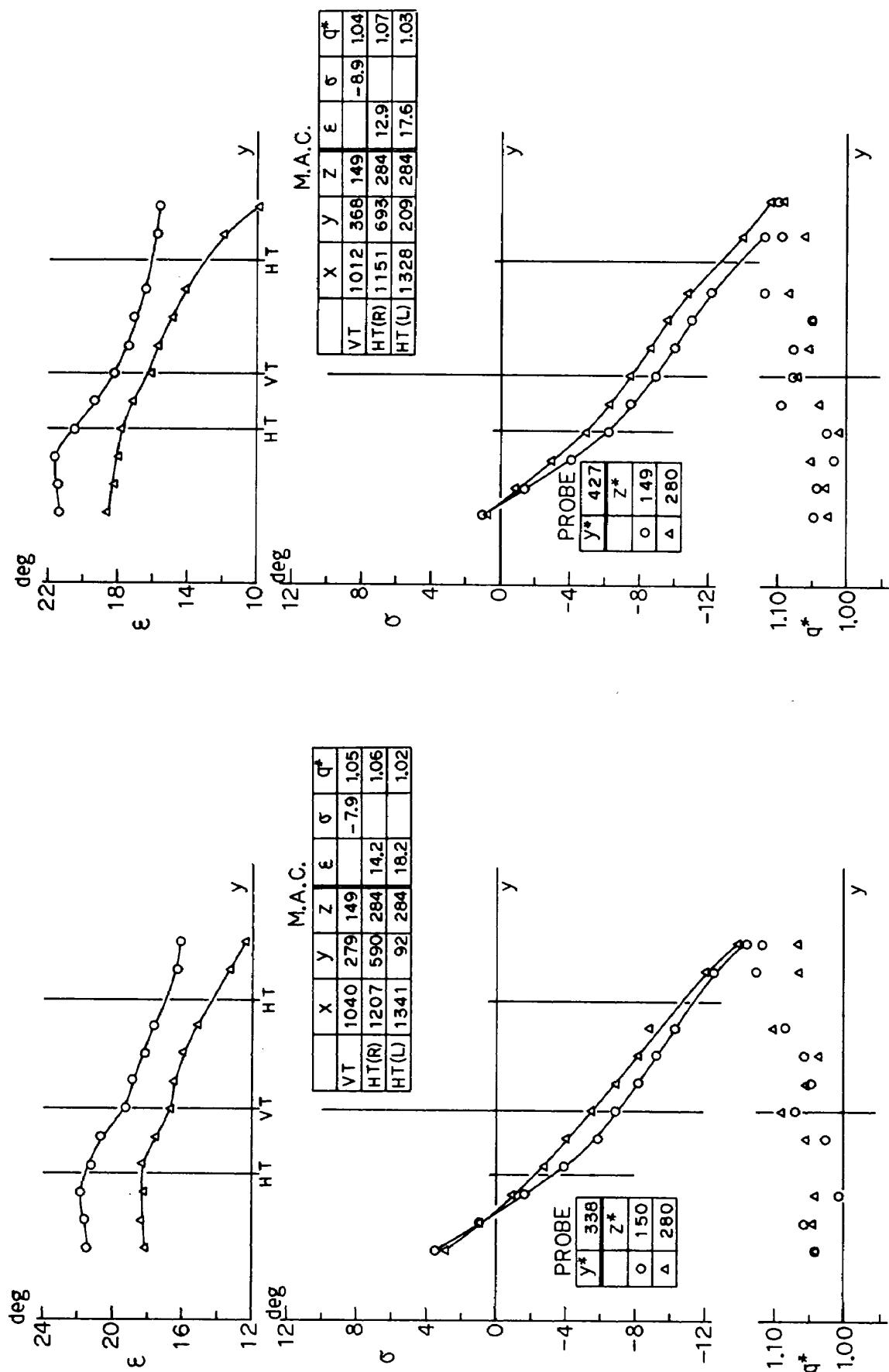


Fig. 9-e (E/G = AEO,  $C_J = 1.85$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 15^\circ$ )

Fig. 9-f (E/G = AEO,  $C_J = 1.85$ ,  $X = 1,354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 20^\circ$ )

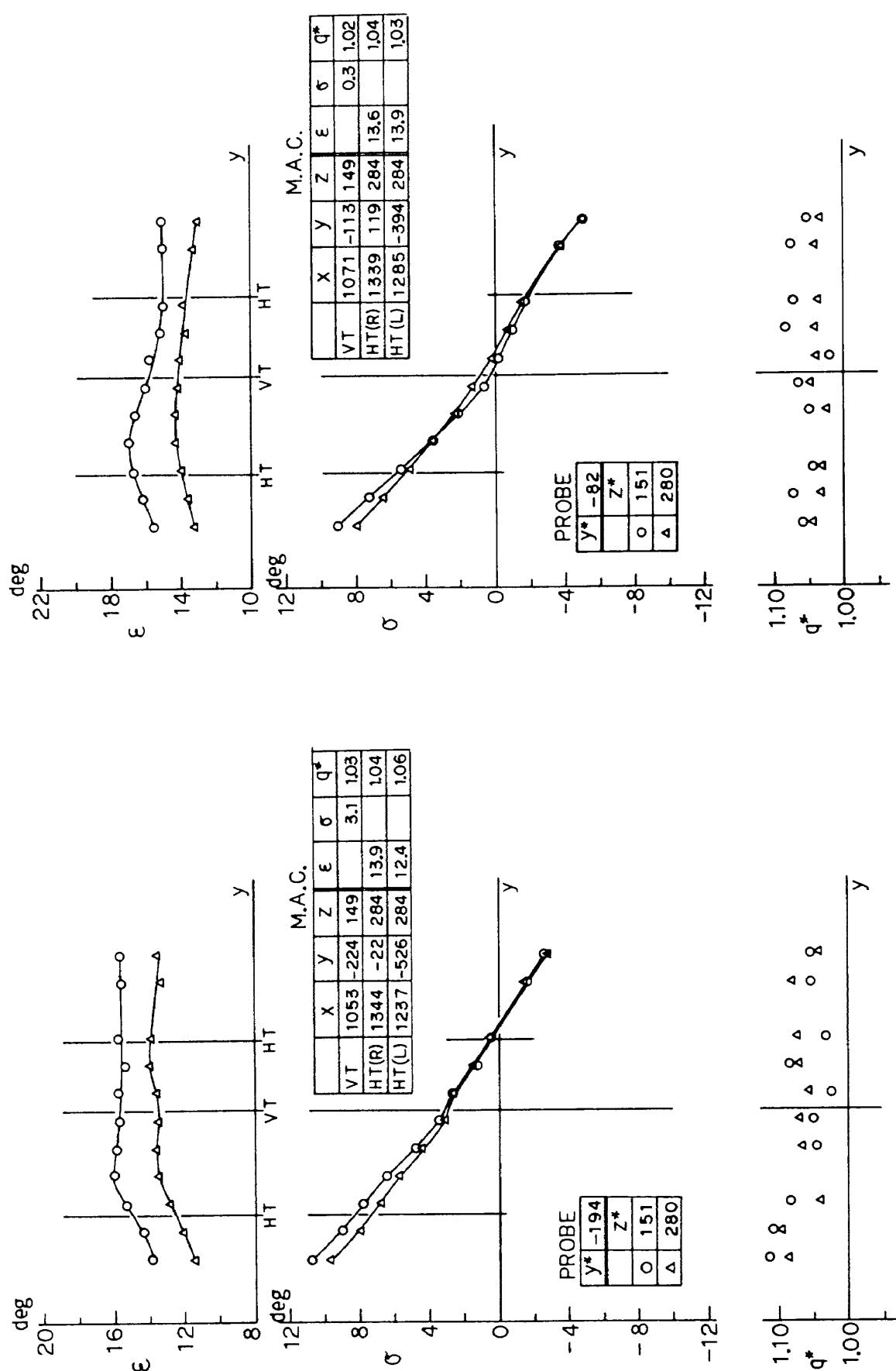


Fig. 10-1-b (E/G = IEI,  $C_J = 0.75$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Modify,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -6^\circ$ )

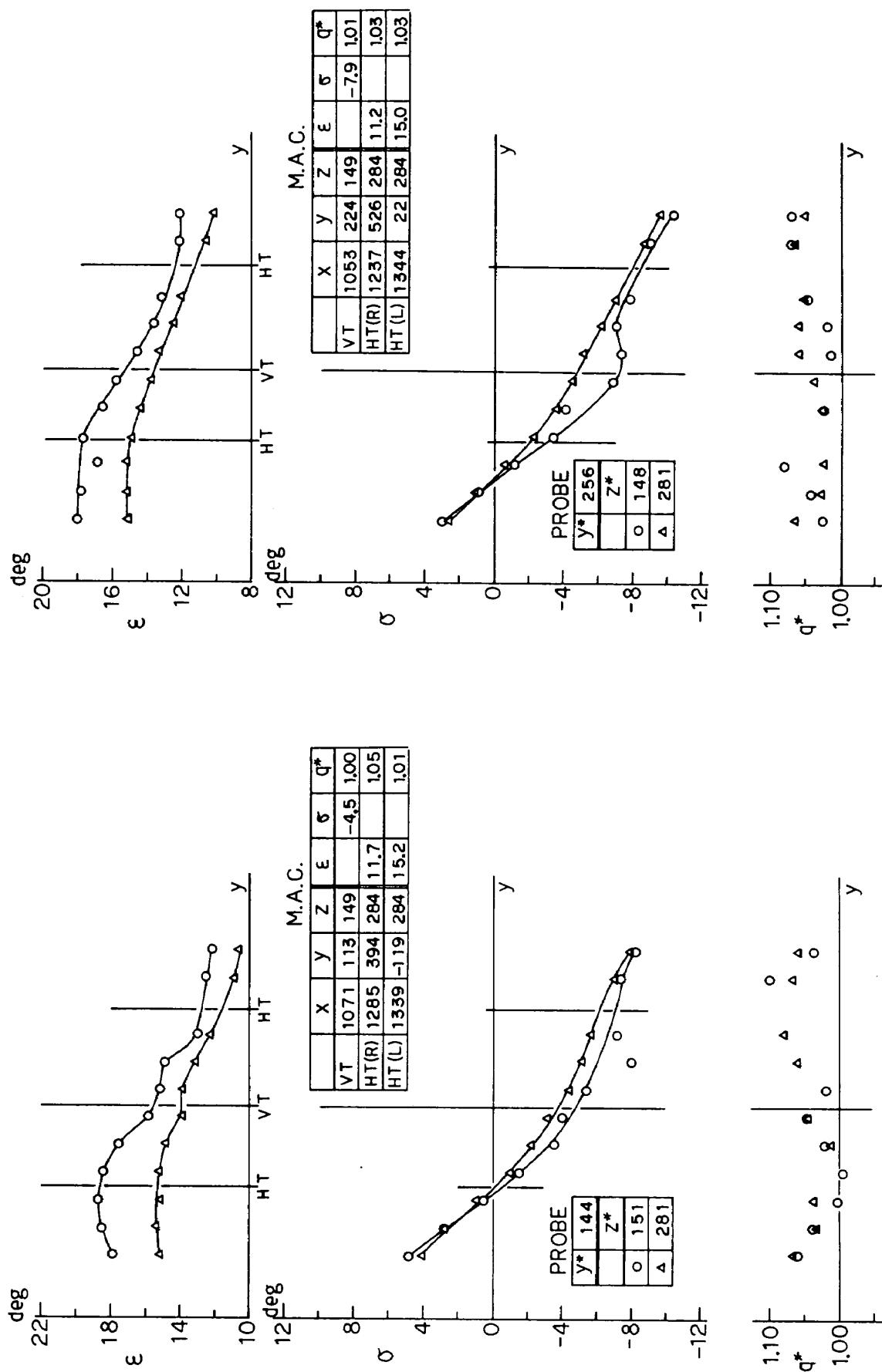


Fig. 10-1-c (E/G = IEI,  $C_J = 0.75$ ,  $X = 1.354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

Fig. 10-1-d (E/G = IEI,  $C_J = 0.75$ ,  $X = 1.354$ , V/G = Modify,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )

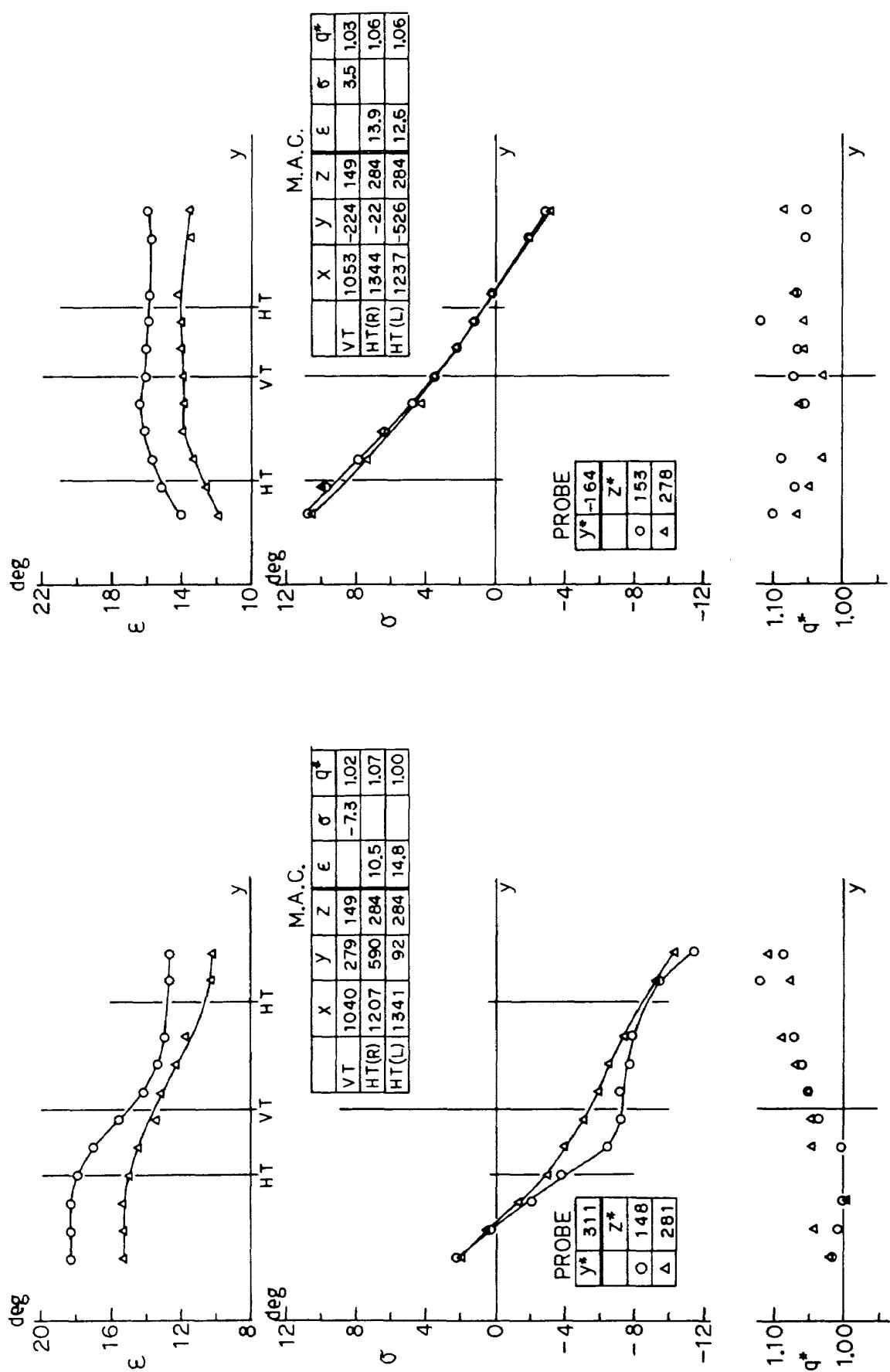


Fig. 10-1-e ( $E/G = |EI|$ ,  $C_J = 0.75$ ,  $X = 1.354$ ,  $V/G = \text{Modify}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 15^\circ$ )

Fig. 10-2-a ( $E/G = |EI|$ ,  $C_J = 0.75$ ,  $X = 1.354$ ,  $V/G = \text{Basic}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -12^\circ$ )

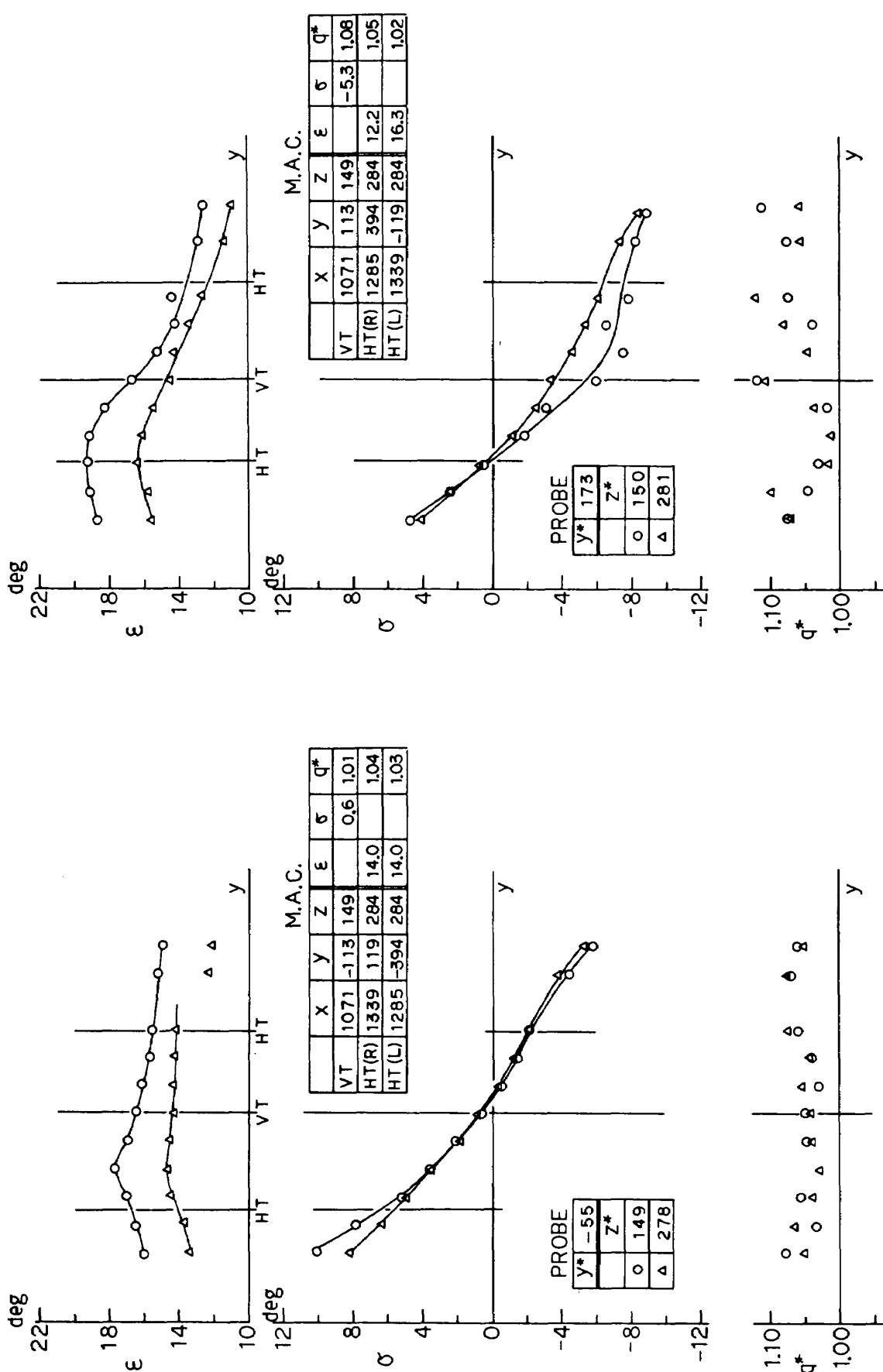


Fig. 10-2-c (E/G = IEI,  $C_j = 0.75$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Basic,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

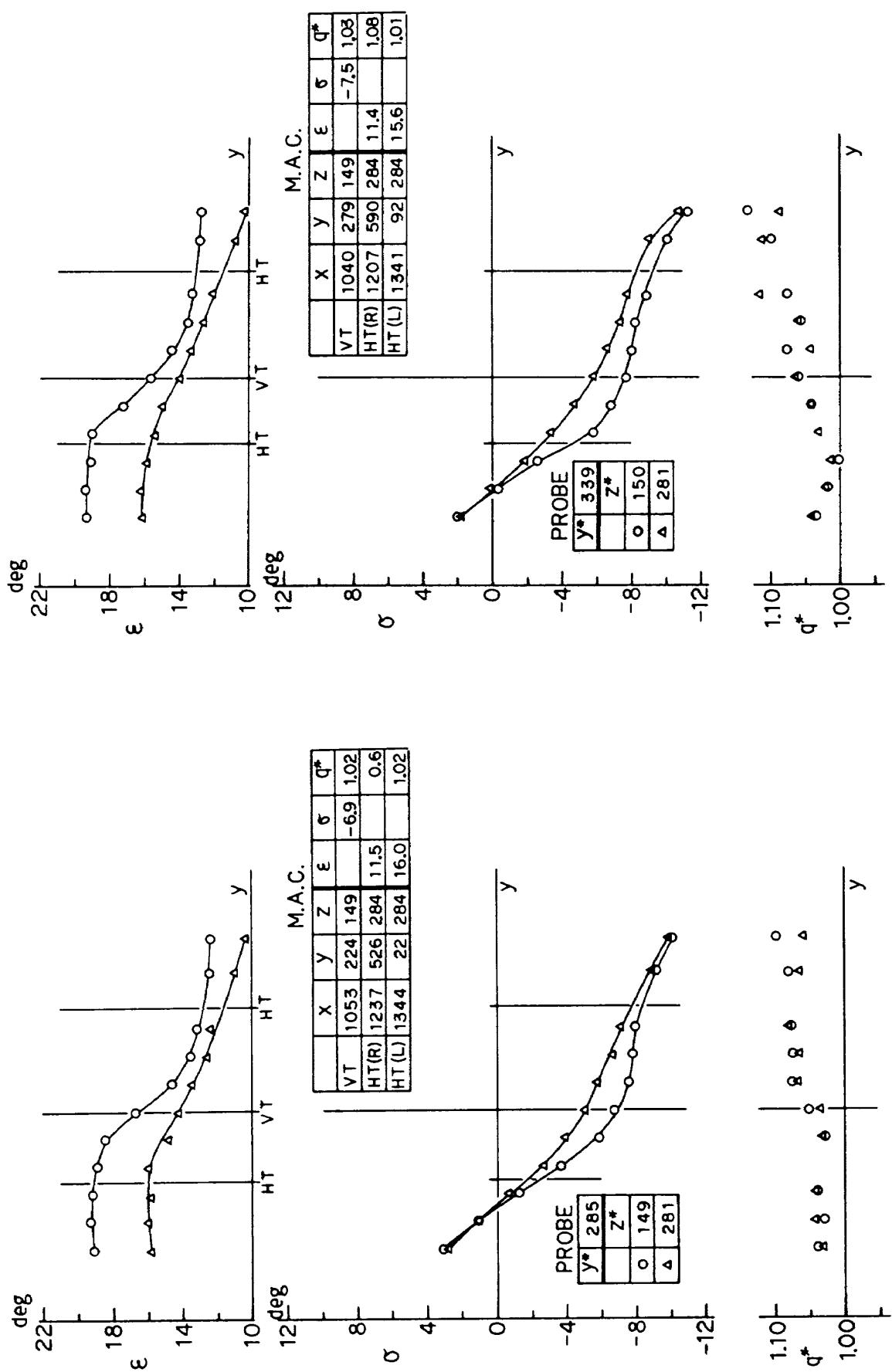


Fig. 10-2-e (E/G = IEI,  $C_J = 0.75$ ,  $X = 1,354$ , V/G = Basic,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 15^\circ$ )

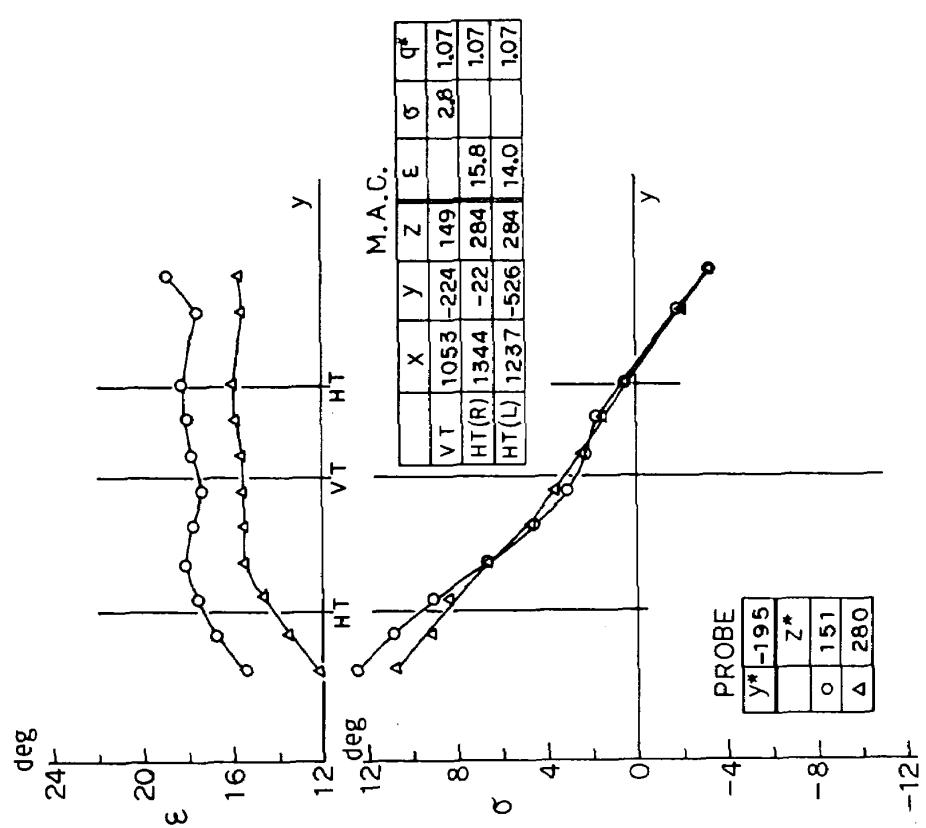


Fig. 10-3-a (E/G = IEI,  $C_j = 0.75$ ,  $X = 1.004$ ,  $V/G = \text{Basic}$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -12^\circ$ )

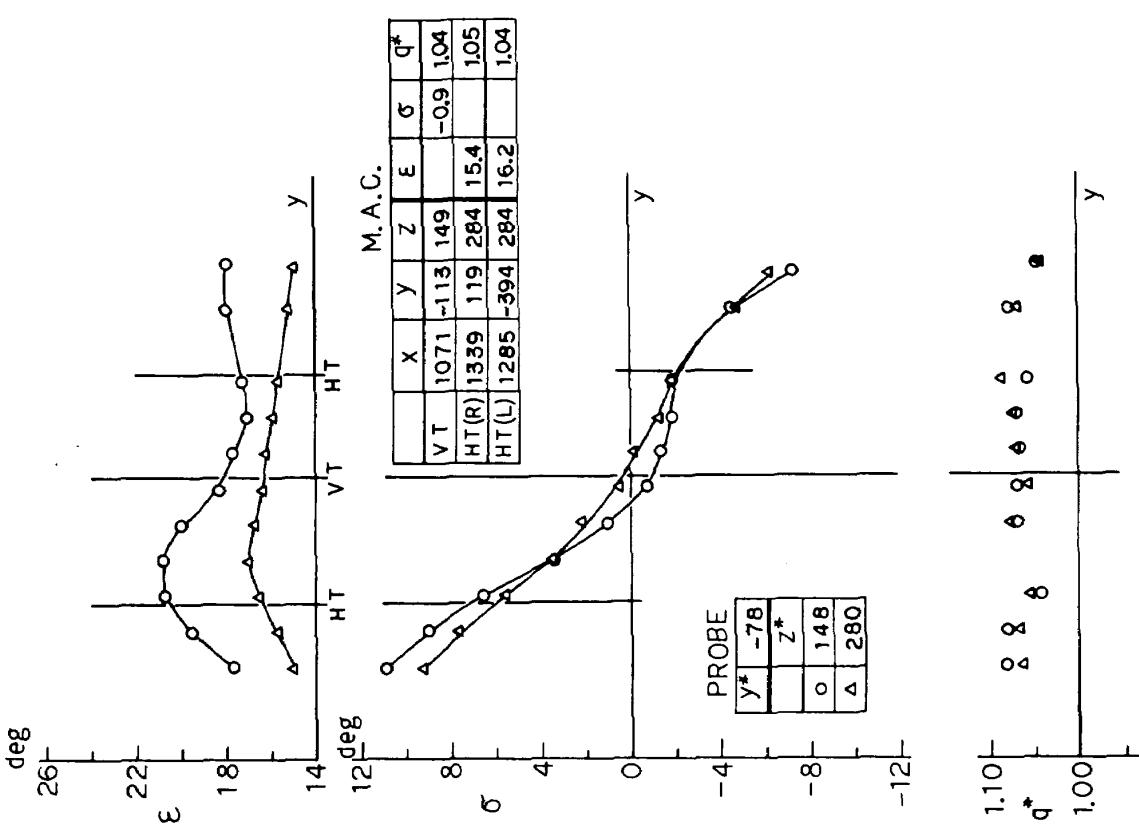


Fig. 10-3-b (E/G = IEI,  $C_j = 0.75$ ,  $X = 1.004$ ,  $V/G = \text{Basic}$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = -6^\circ$ )

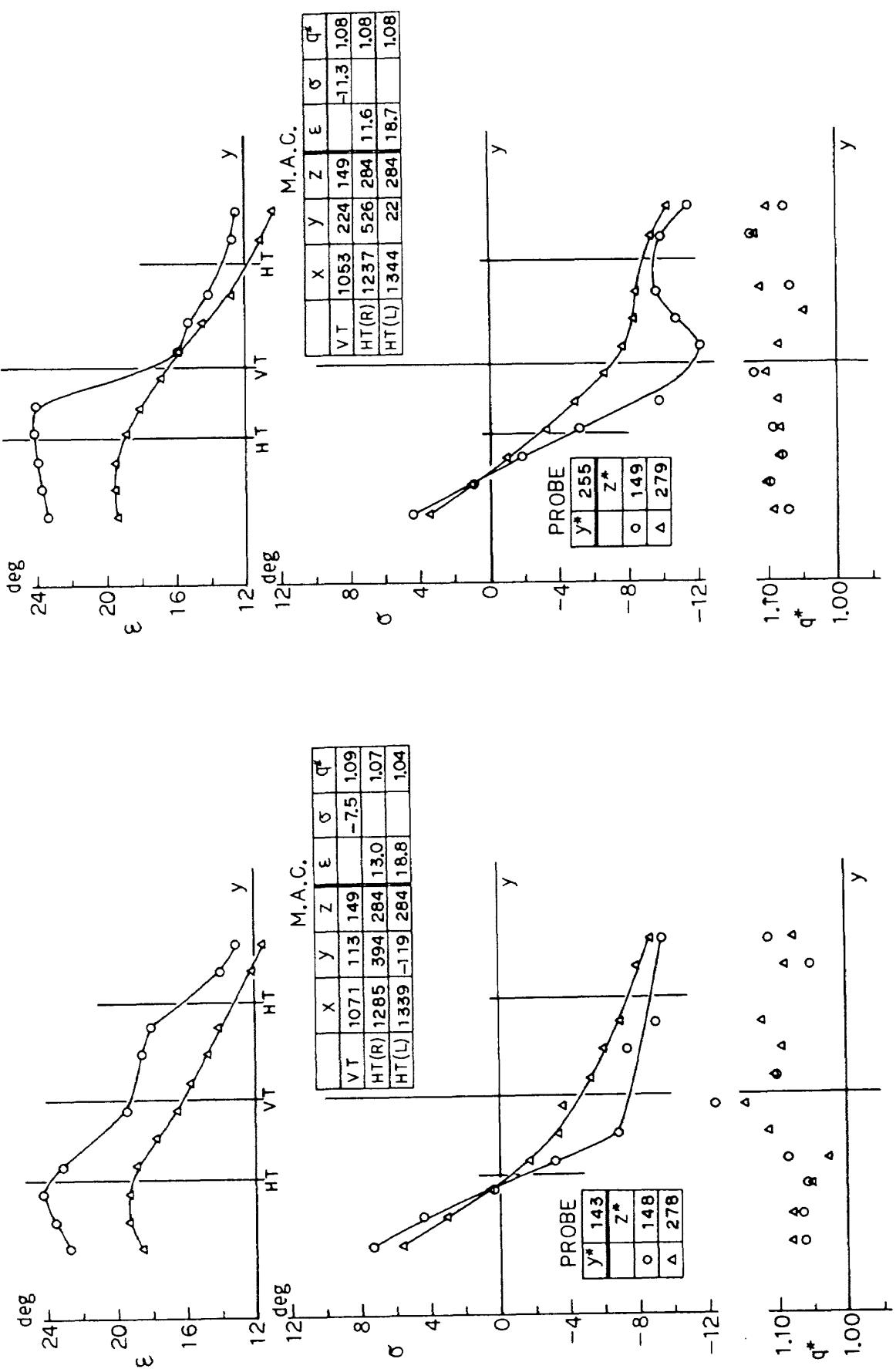


Fig. 10-3-d (E/G = IEI, C<sub>J</sub> = 0.75, X = 1,004, V/G = Basic,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 12^\circ$ )

Fig. 10-3-c (E/G = IEI, C<sub>J</sub> = 0.75, X = 1,004, V/G = Basic,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 6^\circ$ )

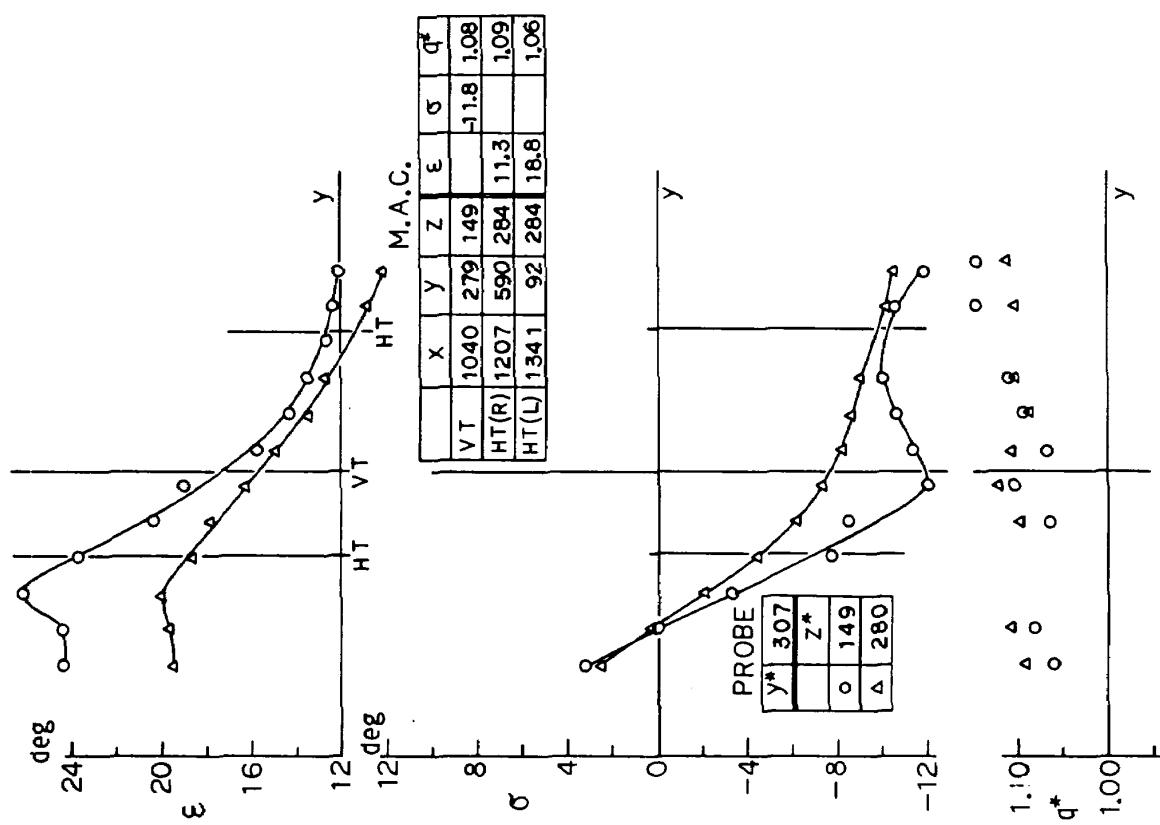


Fig. 10-3-e ( $E/G = IEI$ ,  $C_j = 0.75$ ,  $X = 1,004$ ,  $V/G = \text{Basic}$ ,  
 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 15^\circ$ )

---

## 航空宇宙技術研究所報告 677号

昭和 56 年 7 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

電話武藏野三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182

印刷所 株式会社 東京プレス

東京都板橋区桜川 2-27-12

---