

No.13

四角錐台型5孔プローブを用いた 広速度域飛行速度ベクトル計測システムの特性

桑野尚明、中村正剛、中谷輝臣、鈴木弘一、半沢麻雄（航空宇宙技術研究所）

High Speed Characteristic Test of an ADS Probe with Multi Hole Pyramidal Head

Naoaki Kuwano, Seigo Nakamura, Teruomi Nakaya,
Koichi Suzuki, Asao Hanzawa (NAL)

Key Words: Wind Tunnel Testing, Air Data System, Aircraft Instrument

Abstract

NAL enforced high speed characteristic tests of a probe (pitot tube and body head type) that has carried out reseach development aiming at an application to air data system (ADS) of the SST and HOPE. It carried out a characteristic test in mach number 4 ranges from wind velocity 25m/s by using 3 wind tunnel (gust, tansonic, supersonic wind tunnel) of NAL. Also, measurement accuracy was within the mach number 1.5% and flow angle 0.4° .

1. まえがき

四角錐台型5孔プローブを用いた高速航空機及び宇宙機用の飛行速度ベクトル計測システム(ADS)の研究開発を目的として、3種類の四角錐台形状を有する5孔プローブを使用し、低速から超音速に至るまでの広速度域特性試験を実施した。

本システムの基本概念、低速性能、飛行試験結果及びHOPE小型着陸実験機(ALFLEX)への搭載プローブの特性については、学会発表や航技研ニュース等により、その成果を報告してきた。^{1)~5)}

四角錐台形状のプローブを低速から超音速に至る広速度域で使用するためには、衝撃波の影響は不可避な問題であることから、その解析法が重要となってくる。そこで、低速から超音速領域までの風洞試験を実施して、衝撃波の発生を考慮し、かつ静圧測定をしない

でも、5孔の測定圧からマッハ数が、直接算出できる新しい演算処理式の開発を行うとともに、試験プローブの器差や風洞気流特性を把握して、各プローブの性能を確認したので、その成果について報告する。表1にADS研究開発の経緯を示す。

2. 試験プローブ

風洞試験で使用した3種類のプローブ(A型、B型、C型)を図1に示す。A型プローブ(ピトー管タイプ)は、実機搭載型の基本構造のもので、ALFLEXに搭載したものと同型のものである。B型プローブは、A型を改良した機側展開機構型で総圧バランス孔を前方から後方に移動した構造になっている。またC型プローブ(ノーズタイプ)は、高速航空機等の模擬ノーズ先端部に同寸法の四角錐台形状のものを一体化した直線円筒形状で、総

圧バランス孔を前後3列（最前列のみ選択使用）の周面状に設けた構造になっている。

3. 風洞試験

風洞試験は、航技研の2m×2m突風風洞、2m×2m遷音速風洞及び1m×1m超音速風洞を使用し、平成7年4月～6月の期間で実施した。対気飛行速度ベクトル（マッハ数 M 、動圧 q 、迎角 α 、横滑り角 β 等）の算出に必要なプローブ係数を風洞で求めるためには、速度毎にプローブ対気流角（ γ ）と回転角（ ϕ ）を変化させた時のプローブ圧力データと風洞基準データから決定しておく必要がある。試験条件としては、 ϕ は $-180^\circ \sim 180^\circ$ の範囲で、 γ はプローブ強度上の問題から、低速領域で 25° 、亜音速領域で 20° 、超音速領域では 10° 迄の範囲で行った。また、試験マッハ数は、A型プローブ（#0）では0.0728～4.0、B型プローブでは0.0728～3.5、C型プローブでは0.2～1.4で実施した。

広速度域飛行速度ベクトル解析処理法の信頼性と実用性を確認するために、平成9年6月に、前回と製作時期が異なるA型プローブ（#3）を使用して、マッハ数0.2～1.4、対気流角 $0 \sim 20^\circ$ の試験条件で、遷音速風洞試験を実施した。前回の試験結果と比較して、問題点を把握し解析処理法の改良を図った。

4. 広速度域飛行速度ベクトル解析処理法

各風洞から取得された風洞基準データ（総圧 P_0 、静圧 P 、 q 、 M ）及びプローブデータ（総圧 P_H 、四角錐面上の圧力 $P_{b1} \sim P_{b4}$ ）は、航技研遷音速風洞データ処理システムに転送され、収集不良データの削除やデータ形式の統一化を行った後、プローブ係数の算出を行った。広速度域におけるプローブ係数を算出するに際し、以下のことを考慮した。

- (1) 実機搭載型及びALFLEX用ADSに適用した処理式は、非圧縮性流れの範囲で使用できる処理法（動圧を基準）であるため、

圧縮性や衝撃波を伴う流れには適用できない。

- (2) 通常、ピトー管によるマッハ数の算出は、プローブ上の総圧と静圧測定により行われるが、対気流角が大きくなると、静圧測定が角度の影響を受けて精度が悪くなるため、複雑な補正式が必要となる。

静圧を使用しないで、マッハ数を推定するためには、図4のような動圧と総圧の比に相当した測定量が必要となる。従ってプローブの測定値から、マッハ数に比例して変化する圧力係数（ C_m ）と角度に変化する圧力係数（ C_α 、 C_β ）を導入して、低速の非圧縮流から衝撃波を伴う流れまでのマッハ数が算出できるようにした。（図5(b)、図6参照）

即ち、 M 、 α 、 β に関するプローブ面上の圧力係数（ C_m 、 C_α 、 C_β ）は、圧力データから直接算出されるので、これらの圧力係数と校正係数（ $a_{00} \sim a_{03}$ 、 $b_{00} \sim b_{03}$ 、 $c_{00} \sim c_{03}$ 、 $d_{00} \sim d_{03}$ ）を使用して、Newton Rapson法による繰返し計算を行うことにより、広速度域での速度ベクトルが算出できる。また、広速度域に対して3種類のプローブ校正係数（ $M < 0.2$ 、 $0.2 \leq M \leq 1.0$ 、 $M > 1.0$ ）を使用して精度の向上を図り、その成果を学会等で報告してきた。^{6)～9)}

しかし、この解析法は、静圧測定をしないでマッハ数等の速度ベクトルが算出できる手法を用いているため、多くのプローブ校正係数や高次展開式を必要とする一方、繰返し計算を行うため、演算時間の増大や信頼性の面で不十分であった。

今回、新しい圧力係数（ C_γ ）を導入し、 C_m と C_γ の対気流角に対する関係式から、繰返し計算をしないで、即座にマッハ数が算出できる処理法に改良した。また、遷音速風洞第2次試験の結果から、マッハ数に対して C_m 勾配が緩やかな $M = 1$ 付近及び $M \geq 1$ における大きな対気流角（ $\gamma = 10 \sim 20^\circ$ ）でのプローブ校正係数の精度を確保するため、校

正係数を3から5種類 ($M=0.2, 0.6, 1.0, 1.4$) に増加させた。図2に速度ベクトル解析処理の概要を示す。図(c)に示すような C_m と C_r の関係から、図(a)の(1)式よりマッハ数 M を算出し、 M を(2)と(3)式に代入して α と β を求める。また、(4)式は C_r 計算の他に、領域毎のマッハ数上下限值と併用して、3次方程式から得られるマッハ数の根判別に使用している。処理式等に使用した記号を図(b)に、処理フローを図(d)に示す。

5. A型プローブの特性比較と検討

第1次、第2次風試に使用した同種のA型プローブ2本の器差からくるプローブ特性への影響について検討した。図3(a)~(b)は、測定データの再現性と推定値(外挿)の良否を調べるために、第1次風試(実線: #0)と第2次風試結果(記号: #3)を比較したものである。

C_m - M 特性では、プローブ#3の結果は、 $\gamma=20^\circ$ を除いてプローブ#0より低いこと。また、 C_r - γ 特性では、 M や γ が大きくなると推定値に乗らなくなってくる。この要因として、圧力変換器を含めた試験プローブの器差(製作精度)や風洞精度等が考えられるので、#0と#3の器差、測定圧 (P_H , $\overline{P_b}$) 及圧力係数 C_m について比較検討を行った。その結果を図3(c)~(d)に示す。

プローブ#3は、#0に比べ四角錐面上の角度 (θ) が 0.045° 大きくなっているため、 $\overline{P_b}$ 比が大きくなるが、 P_H 比は風洞精度内 (0.2% : 図8(a)参照) で $\overline{P_b}$ 比に比例して変化している。これらの測定圧から C_m を算出し比較すると、試験マッハ数 ($M=0.2\sim 1.4$) に対して、一定の補正係数 (0.983) が得られることが判明した。

従って、プローブの器差がデータの再現性に大きく影響していると考え、#0のデータに、補正係数を考慮した#3を含めて、A型プローブの係数を算出することにした。

6. 結果

図4は、衝撃波の前後における風洞およびプローブ測定圧の良否を判断するために、基準動圧とプローブ総圧の比 (q/P_H) について、測定値(記号)と理論値(実線)を比較したもの、横軸に基準マッハ数、縦軸に各プローブの測定値を示したものである。プローブ測定圧には、形状による固有誤差や風洞の気流変動が含まれるが、マッハ数3前後を除いては比較的によく一致している。

図5と図6は、A型プローブの校正係数から計算した推定値(実線)に実測値(記号)を重ね合わせたものである。図5(a)はマッハ数を算出するための特性曲線(横軸に C_r 、縦軸に C_m) であり、図5(b)と図6は、基準マッハ数 M または設定角 (α, β, γ) に対する各圧力係数 ($C_m, C_r, C_\alpha, C_\beta$) を示したものである。

図7に、プローブの5つの圧力測定値と校正係数を演算処理式に代入して直接求められた飛行速度ベクトル (M, α, β)、並びに M と P_H から算出された動圧 (q) と静圧 (P) を風洞基準データと比較した結果を示す。横軸に基準マッハ数、縦軸に各プローブの総合精度(測定データの標準偏差と風洞基準データからの偏差値を2乗平均したもので定義)を示したもので、低速から超音速領域において、マッハ数や動圧 ($\Delta M, \Delta q$) は 1.5% 、静圧 (ΔP) は 2.5% 、迎角や横滑り角 ($\Delta \alpha, \Delta \beta$) は 0.4° 程度であり、各プローブ(A型、B型、C型)とも同程度の性能が得られている。但し、マッハ数3での動圧や静圧精度は、 $5\sim 6\%$ 程度(主として基準データとの偏差)であり、プロットから削除した。

7. 使用風洞の問題点及び性能評価

本プローブの空力特性試験に使用した3風洞の問題点や性能について、体験したことを述べる。

図8(a)は、遷音速風洞測定部の気流特性(風洞固有のプローブ使用)を示したもので、マッハ数や総圧精度は、約0.2%と推定される。プローブの総圧($\gamma=0^\circ$)もこの程度の精度が得られている。しかし、少しではあるが気流変動があり、データ収集タイミングや測定点数を考慮する必要がある。今回の試験では、データ当たり200点を収集し、基準データと比較して、30点のデータを使用することにした。

超音速風洞試験においては、図4で示すようにマッハ数3前後の気流特性¹⁰⁾が良くないので、B型プローブを使用して、測定部上下にトラバースした時の気流特性を測定したので、その結果を図8(b)に示す。縦軸にプローブの移動距離、横軸には基準マッハ数から計算した衝撃波直後の総圧(P_{02})とピトー総圧(P_H)の比(P_H/P_{02})を示したもので、マッハ数3では、風洞中心部での総圧が減少している。また、スティング回転角の設定が手動式のため、設定作業に時間を要する問題がある。

突風風洞試験では、3本支持支柱にスティングを取付けて行ったが、後部支柱のギアにバックラッシュ(約 0.1°)があり、プローブの角度設定値に誤差が生じる。また、電動機に冷却装置がないため、高い風速で運転をすると軸受温度が上昇し、運転停止をしなければならない等の問題がある。

8. あとがき

新しい演算処理式の導入により、広速度領域における対気飛行速度ベクトルが、即座にかつ精度良く算出できるようになった。今後、超音速風洞での高迎角試験ができるプローブを使用して、推定値の検証を行うとともに実用化に向けての耐環境対策を充実していく必要がある。また、プローブ器差の評価、風洞特性の把握、演算処理式の改良(プローブ係数の標準化と簡略化)や C_m-C_γ テーブル

のROM化等を進め、測定精度や処理速度の向上を図る必要がある。

最後に、本風洞試験に対して、ご協力並びにご指導を戴いた3風洞の研究室の方々、HOPEチーム空力班の方々並びに東京航空計器株式会社殿に感謝の意を表します。

参考文献

- 1) HOPEチーム空力班：多角錐台ピトー管の飛行試験 航技研ニュース 1993-10 NO.414
- 2) 桑野、中谷他：実機搭載型エアデータシステムの試作試験 第37回宇宙科学技術連合講演会講演集
- 3) 桑野、中谷他：ALFLEX搭載用エアデータセンサの精度検証試験 第32回飛行機シンポジウム講演集
- 4) 中谷、桑野他：実機搭載用エアデータセンサの動的検証システムの試作 //
- 5) 斎藤、桑野他：多角錐台型ピトー管の飛行試験(第2報) //
- 6) 桑野、中谷他：ADSプローブの高速特性試験(その1) 第33回飛行機シンポジウム講演集
- 7) 中谷、桑野他：ADSプローブの高速特性試験(その2) 第33回飛行機シンポジウム講演集
- 8) 桑野、中谷：四角錐台型5孔プローブの高速特性試験 航技研ニュース 1996-1 NO.441
- 9) T. Nakaya, N. Kuwano : Development of an Air Data Sensor System Based on a Pyramidal Multi-Hole Pitot Tube : NAL RESEARCH PROGRESS 1995
- 10) 関根、中谷、桑野他：航技研超音速風洞の風洞改修後の特性 第55回風洞研究会議 1995年11月

研究開発項目	年度 平成 (西暦)	2 (1990)	3 (1991)	4 (1992)	5 (1993)	6 (1994)	7 (1995)	8 (1996)	9 (1997)
1. 小型ADSの開発 BBM-1型プローブ (7 mmφ) BBM-2型プローブ (総圧管位置を L/D=0.4375に固定)									
2. 実機搭載型ADSの開発 EM型プローブ (28 mmφ) FM-1型プローブ (静圧孔を5個に改造) A型FM-2型プローブ (凍結防止用ヒータ設置)									
3. ノーズ型ADSの開発 (60 mmφ)									
4. 実験用航空機による 実証試験				風洞及び 飛行試験 実験機改造	1次 2次				
5. HOPE等ADSの開発 (1)ALFLEX用ADS7"ローブの検証 (2)広速度域特性風洞試験及び 演算処理式の開発					(M ≤ 0.3)	検証試験	ALFLEX7"用 【実験機搭載】	【飛行試験】	
						風洞試験及び (M ≤ 4)	処理式開発	処理式改善	検証試験 まとめ

表1. 四角錐台型5孔プローブを用いたADS研究開発の経緯

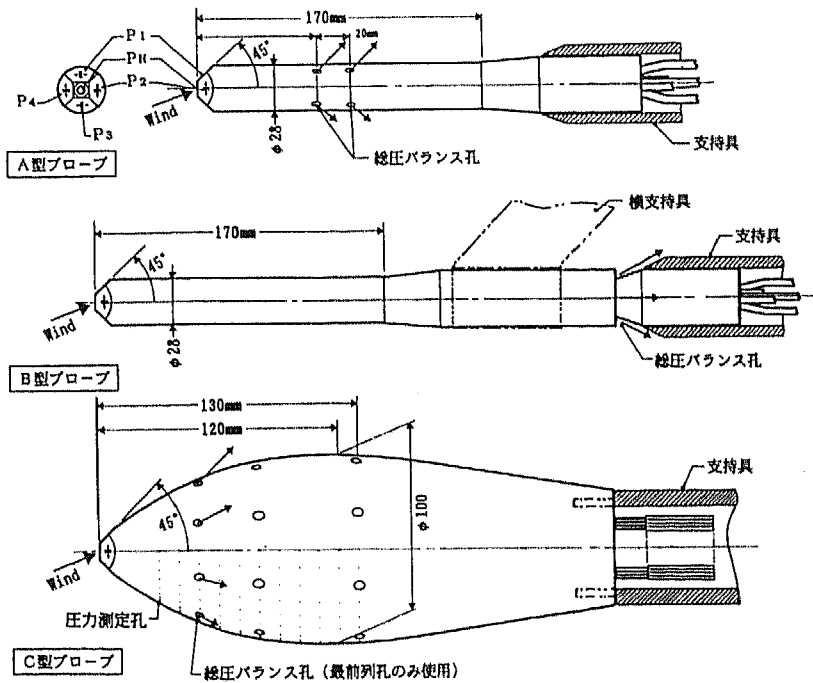


図1. 各プローブ (A型、B型、C型) の構造

$$C_m = \frac{P_H - \bar{P}_b}{P_H} = a_0 + a_1 C_r + a_2 C_r^2 \quad (1)$$

$$\bar{P}_b = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 P_{bi}$$

$$a_0 = a_{00} + a_{01} M + a_{02} M^2 + a_{03} M^3$$

$$a_1 = a_{10} + a_{11} M + a_{12} M^2 + a_{13} M^3$$

$$a_2 = a_{20} + a_{21} M + a_{22} M^2 + a_{23} M^3$$

$$C_\alpha = \frac{P_{b3} - P_{b1}}{P_H} = b_0 + b_1 \alpha + b_2 \alpha^2 \quad (2)$$

$$b_0 = b_{00} + b_{01} M + b_{02} M^2 + b_{03} M^3$$

$$b_1 = b_{10} + b_{11} M + b_{12} M^2 + b_{13} M^3$$

$$b_2 = b_{20} + b_{21} M + b_{22} M^2 + b_{23} M^3$$

$$C_\beta = \frac{P_{b4} - P_{b2}}{P_H} = c_0 + c_1 \beta + c_2 \beta^2 \quad (3)$$

$$c_0 = c_{00} + c_{01} M + c_{02} M^2 + c_{03} M^3$$

$$c_1 = c_{10} + c_{11} M + c_{12} M^2 + c_{13} M^3$$

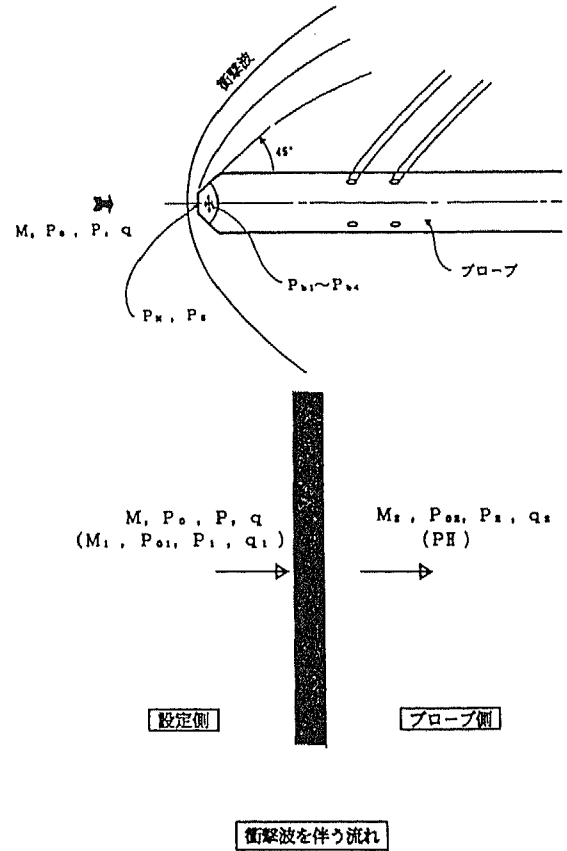
$$c_2 = c_{20} + c_{21} M + c_{22} M^2 + c_{23} M^3$$

$$C_r = \sqrt{C_\alpha^2 + C_\beta^2} = d_0 + d_1 \gamma + d_2 \gamma^2 \quad (4)$$

$$d_0 = d_{00} + d_{01} M + d_{02} M^2 + d_{03} M^3$$

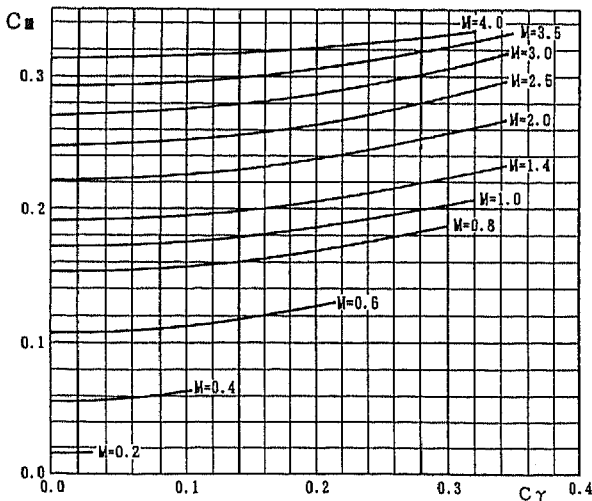
$$d_1 = d_{10} + d_{11} M + d_{12} M^2 + d_{13} M^3$$

$$d_2 = d_{20} + d_{21} M + d_{22} M^2 + d_{23} M^3$$

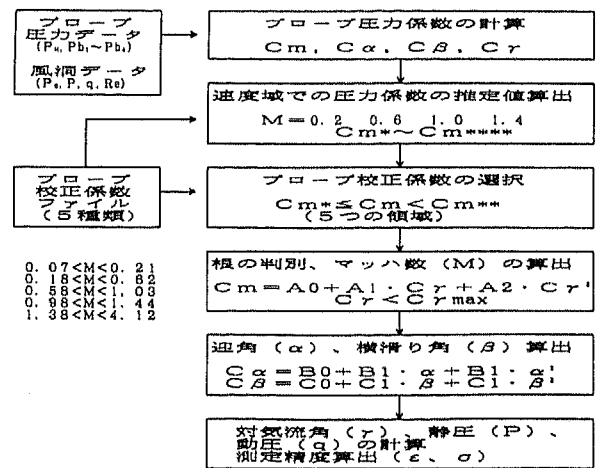


(a) プローブ係数算出式

(b) 超音速領域における計測量

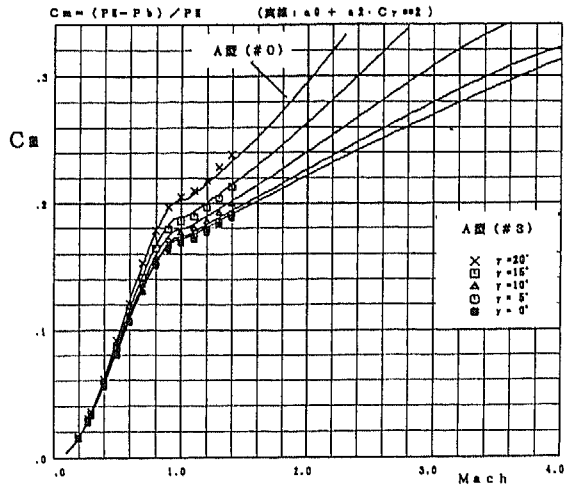


(c) マッハ数を決定する
Cm - Cr テーブル

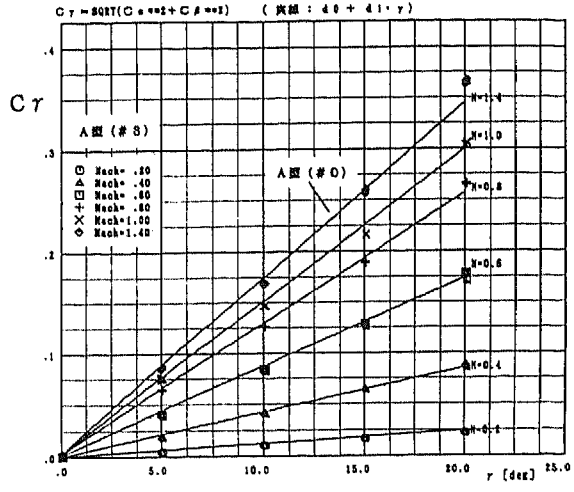


(d) 処理フローチャート

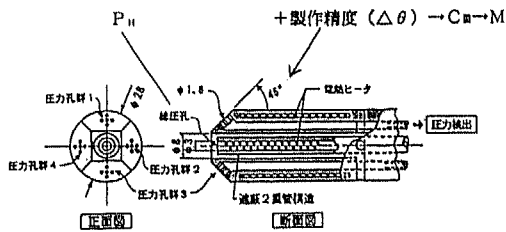
図2. 広速度域飛行速度ベクトル解析処理の概要



(a) $C_m - M$ 特性



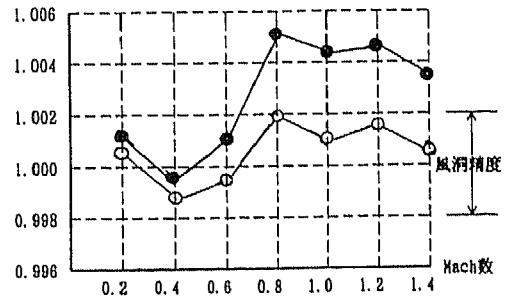
(b) $C_r - r$ 特性



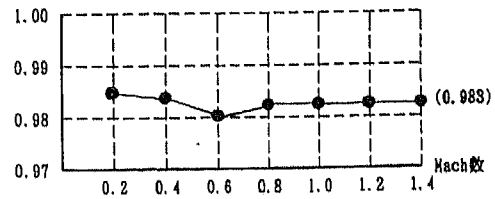
比較項目	プローブ#0	プローブ#3
(1)製作年度	~H5	H7~8
(2)風洞試験	H7 低速、遷音速、 超音速試験 $M < 1$ $\gamma \leq 20^\circ$ $M \geq 1$ $\gamma \leq 10^\circ$	H9 遷音速試験 $0.2 \leq M \leq 1.4$ $\gamma \leq 20^\circ$
(3)プローブ角離面測長値	(基本: 45°) 1 44.918 2 45.047 3 45.070 4 44.924	(基本: 45°) 44.888 44.963 45.120 45.035
(4)製作精度 ($\Delta\theta$)		
$\Sigma(\theta - 45^\circ)$	-0.041°	0.004°
偏差 (バラツキ)	0.08°	0.12°

(c) プロブの器差

(1)測定圧の比較 (●: $\overline{P_{H_2}}/\overline{P_{B_0}}$, ○: P_{H_2}/P_{H_0} , $\gamma=0$)
 $P_B = (P_{B_1} + P_{B_2} + P_{B_3} + P_{B_4})/4$



(2)圧力係数の比較 (●: C_{M_2}/C_{M_0} , $\gamma=0$)
 $C_{M_2} = (P_H - P_B) / P_H$



添字 (0: プロブ#0 3: プロブ#3)

(d) 測定圧及び圧力係数

図3. A型プローブ特性の比較 (#0、#3)

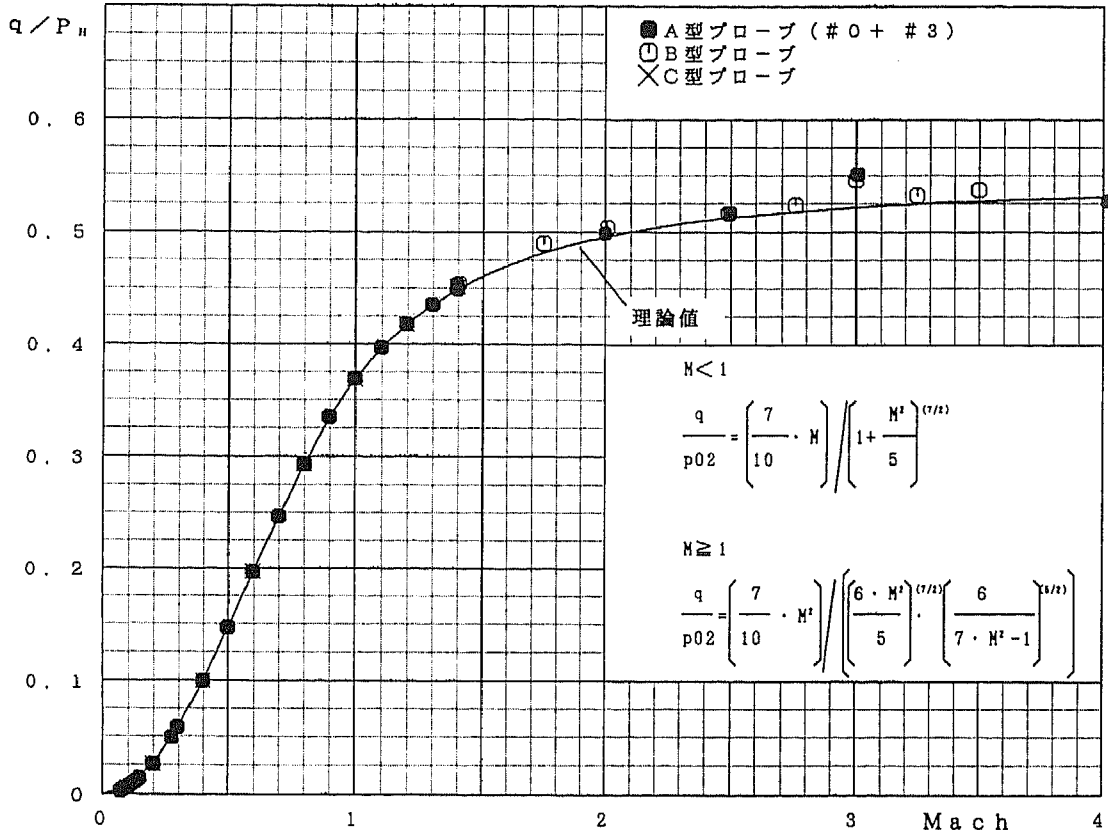


図4. 各プローブの (q/P_H) 特性

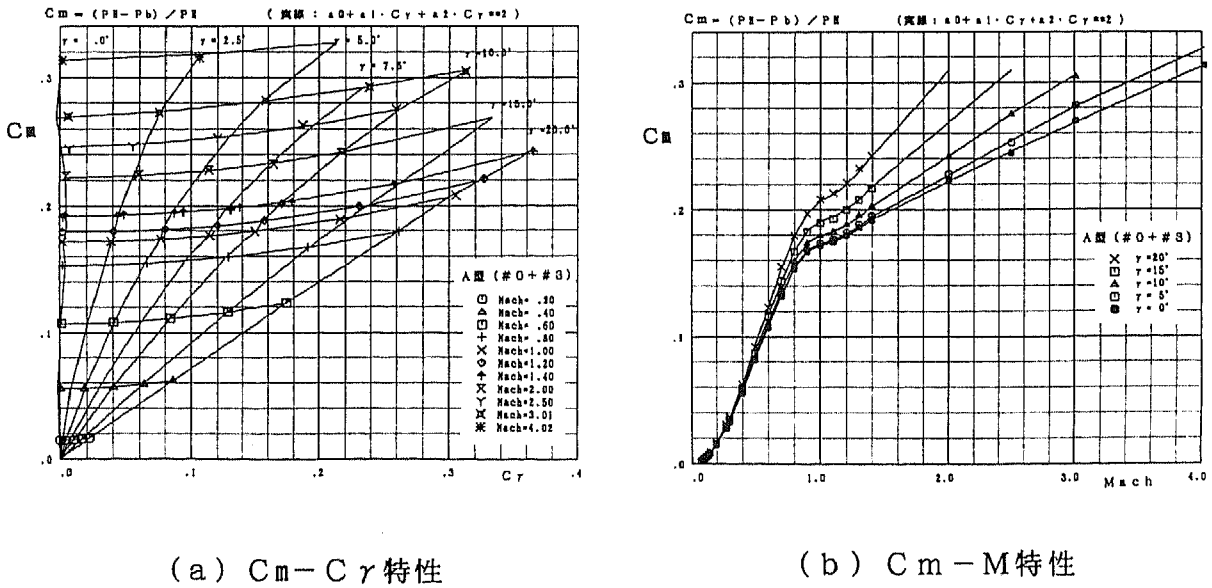
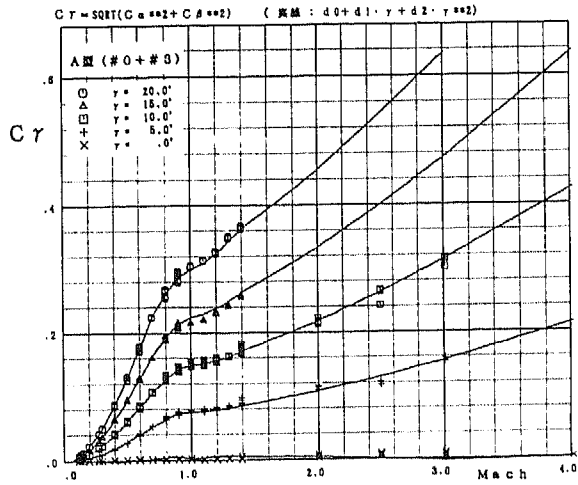
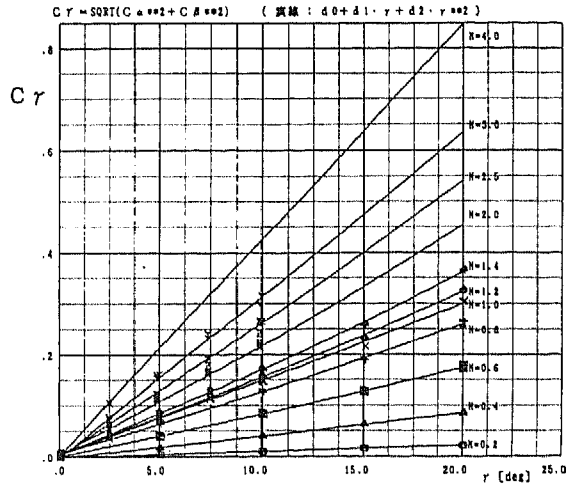


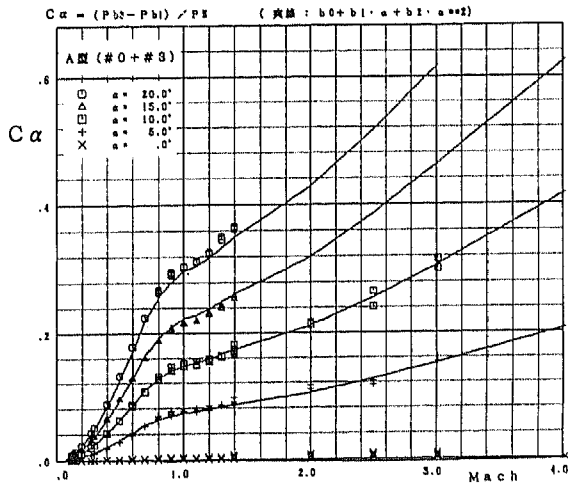
図5. A型プローブの解析処理結果 (その1)



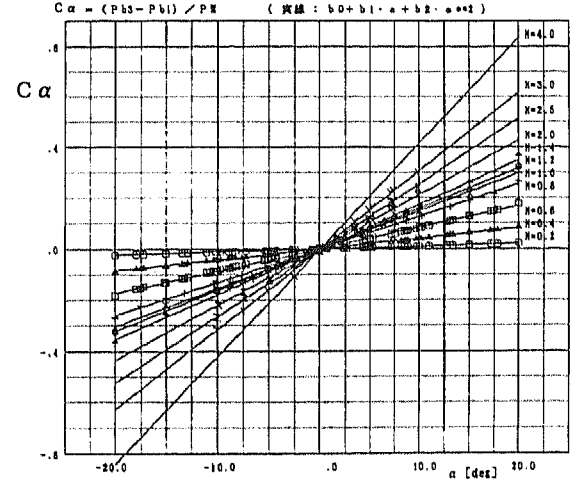
(a) $C_r - M$ 特性



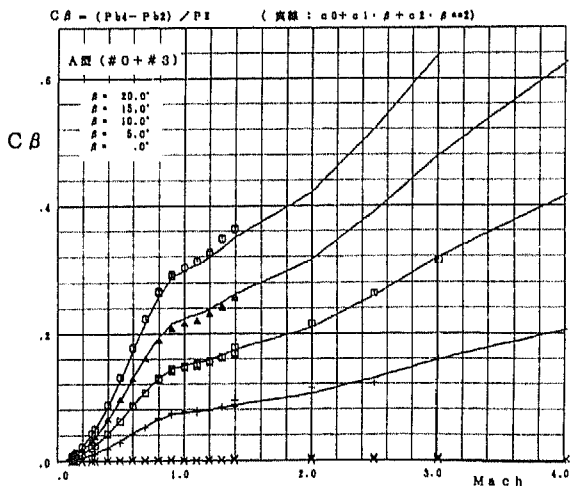
(b) $C_r - r$ 特性



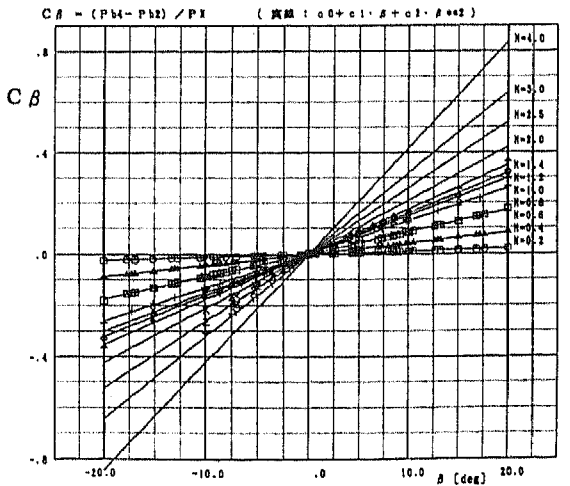
(c) $C_\alpha - M$ 特性



(d) $C_\alpha - \alpha$ 特性

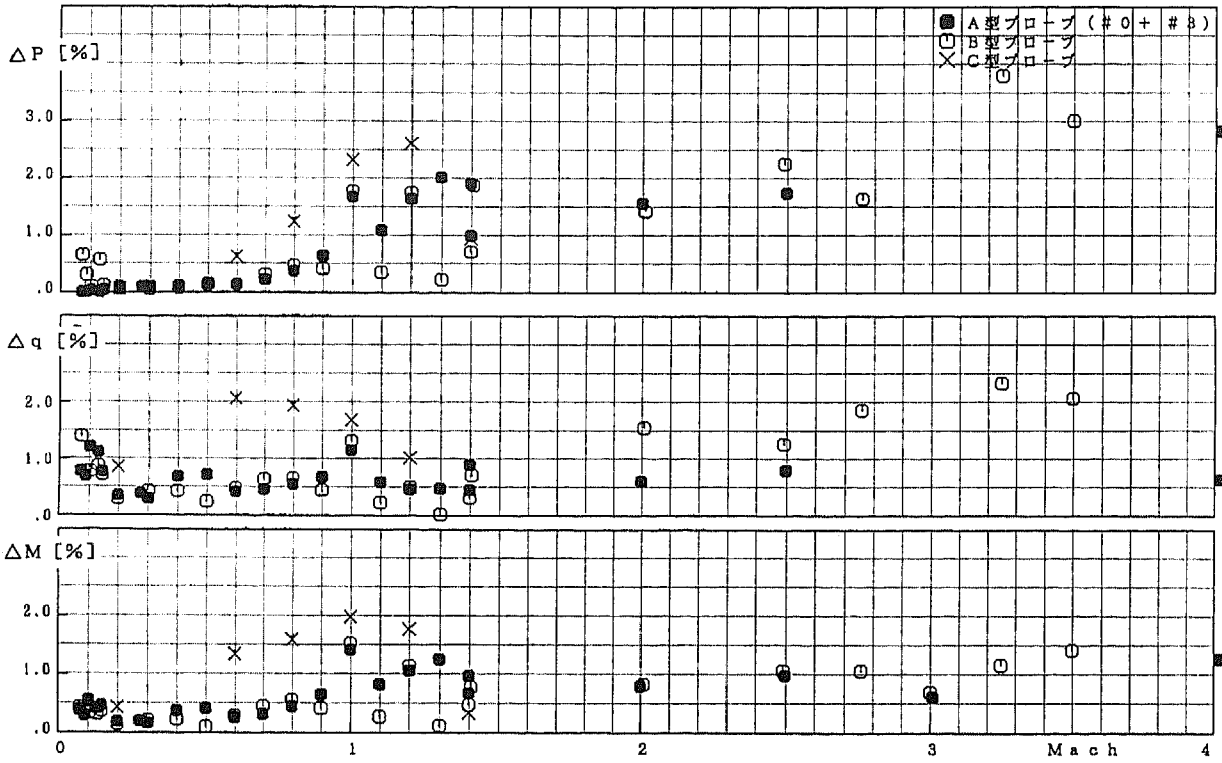


(e) $C_\beta - M$ 特性

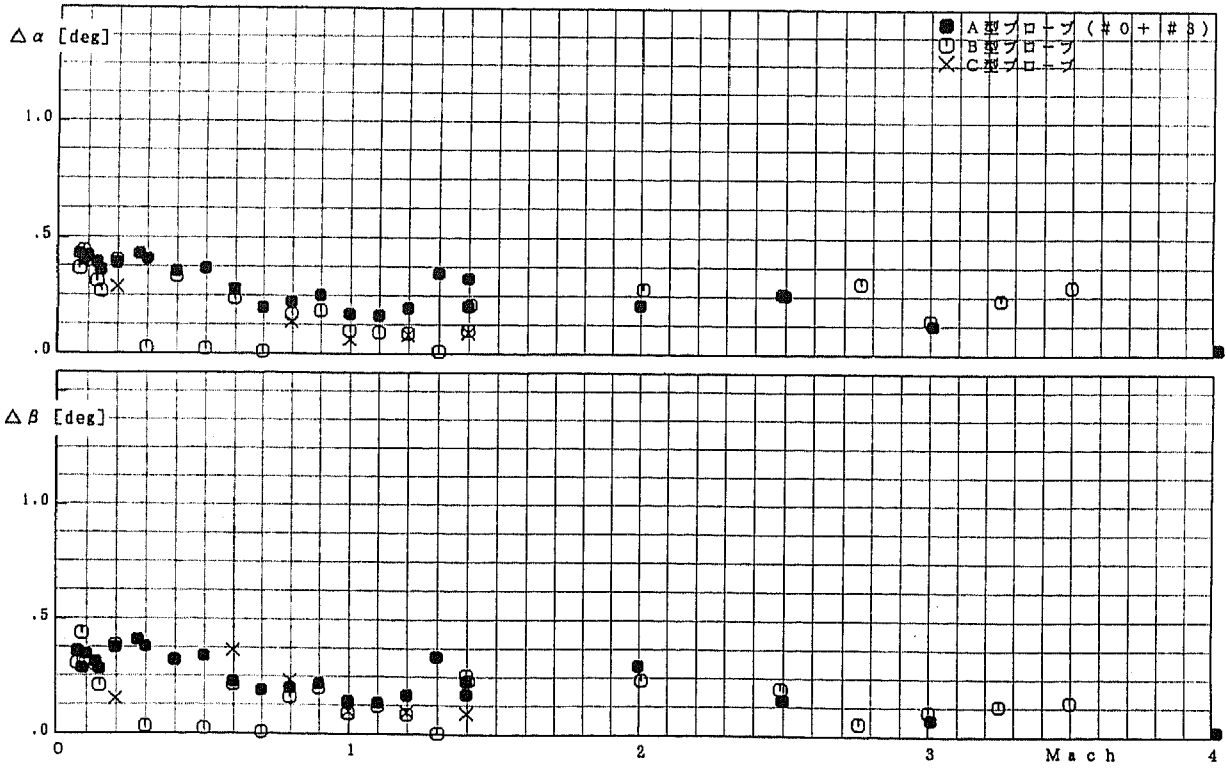


(f) $C_\beta - \beta$ 特性

図6. A型プローブの解析処理結果 (その2)

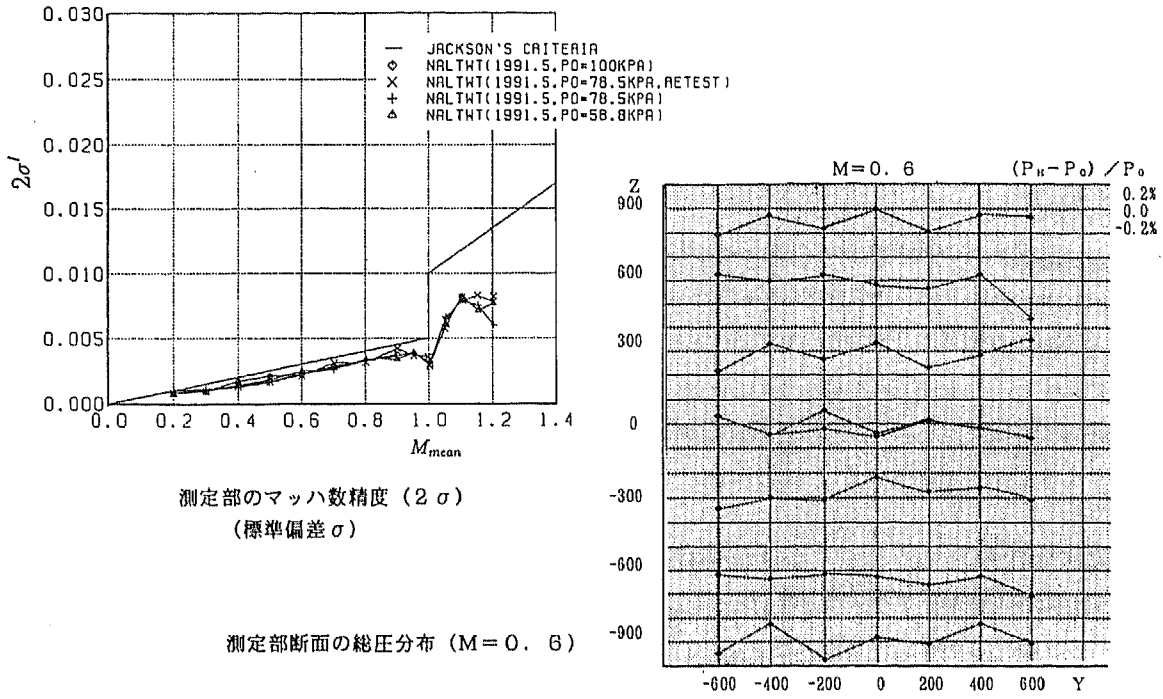


(a) ΔM [%]、 Δq [%]、 ΔP [%]

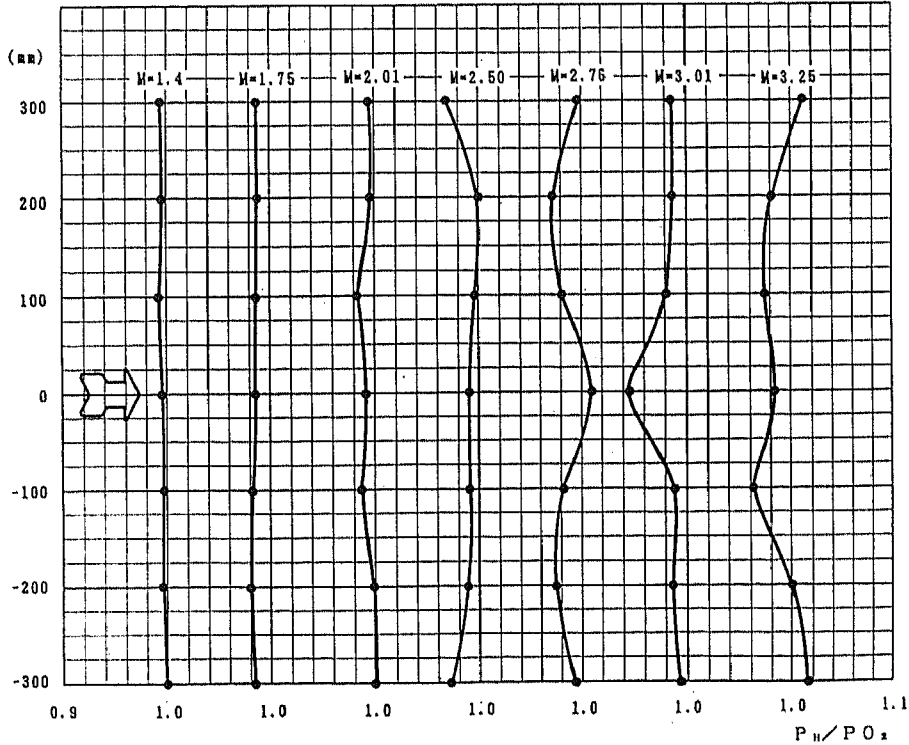


(b) $\Delta \alpha$ [deg]、 $\Delta \beta$ [deg]

図7. 四角錐台型5孔プローブを用いたADSの総合精度



(a) 遷音速風洞測定部の気流特性 (ΔM [%]、 ΔP_0 [%])



(b) 超音速風洞測定部の気流特性 (P_t / P_{02})

図8. 使用風洞の性能評価