

(19)日本国特許庁 (J P)

(12)特許公報 (B 2)

(11)特許番号

特許第3486672号

(P 3 4 8 6 6 7 2)

(45)発行日 平成16年 1月13日(2004.1.13)

(24)登録日 平成15年10月31日(2003.10.31)

(51)Int.Cl.⁷

識別記号

F I

G01P 5/175

G01P 5/175

G01L 7/00

G01L 7/00

M

N

G01P 5/16

G01P 5/16

E

F

請求項の数 5 (全12頁)

(21)出願番号 特願2000 - 49666(P 2000 - 49666)

(73)特許権者 501137577

独立行政法人航空宇宙技術研究所

東京都調布市深大寺東町 7 丁目44番地 1

(22)出願日 平成12年 2月25日(2000.2.25)

(72)発明者 重見 仁

東京都世田谷区北烏山 8 - 23 - 17

(65)公開番号 特開2001 - 242190(P 2001 - 242190 A)

(43)公開日 平成13年 9月 7日(2001.9.7)

(72)発明者 中谷 輝臣

東京都町田市中町 1 - 28 - 12 ライオン

審査請求日 平成12年12月 1日(2000.12.1)

ズマンション町田中町第二209号

(72)発明者 進藤 重美

埼玉県和光市白子 1 - 23 - 28 グローリ

和光301

(72)発明者 滝沢 実

東京都日野市大字万願寺330 - 1

(74)代理人 100110515

弁理士 山田 益男 (外 2 名)

審査官 白石 光男

最終頁に続く

(54)【発明の名称】四角錐台型 5 孔ピトー管を用いた広速度域飛行速度ベクトル計測システムにおける演算処理方法及び方式

1

2

(57)【特許請求の範囲】

【請求項 1】 四角錐台型 5 孔ピトー管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において実行される演算処理方法であって、前記 5 孔プローブが検出する 5 つの圧力情報から上下圧力孔の差圧情報を総圧で無次元化して得られる気流の迎角圧力係数 C_p と左右圧力孔の差圧情報を総圧で無次元化して得られる気流の横滑り角圧力係数 C_{ps} および該 C_p と C_{ps} のそれぞれ二乗の和を平方根とした対気流角圧力係数 C_c と、該総圧と四角錐面上の 4 孔平均圧の差圧情報を総圧で無次元化してマッハ圧力係数 C_M とを得る演算処理ステップと、該演算処理器に広速度域における対気流角圧力係数 C_c とマッハ圧力係数 C_M との平面座標上に対応するマッハ数 M をあらかじめ求めて記憶しておいたマッハ数算出用ルックアップテーブルに、上記の算出 C_c 値と算出 C_M 値

を当てはめてその時点のマッハ数 M を割出すステップとを含み、前記マッハ数算出用ルックアップテーブルは対気流角圧力係数 C_c とマッハ圧力係数 C_M との平面座標上において所定の気流角 値と所定のマッハ圧力係数 C_M 値との交点毎にマッハ数 M データを記憶するようにしたことを特徴とする飛行速度ベクトル計測値の演算処理方法。

【請求項 2】 マッハ数 M の割出しに際し、算出 C_c 値と算出 C_M 値がマッハ数算出用ルックアップテーブル上の所定値交点でない場合には、該当算出値の座標が存在する菱形格子領域の 4 隅のマッハ数値から双 1 次補間を実行してマッハ数 M を算出する請求項 1 に記載の飛行速度ベクトル計測値の演算処理方法。

【請求項 3】 四角錐台型 5 孔ピトー管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において実行

10

される演算処理方法であって、前記 5 孔プローブが検出する 5 つの圧力情報から上下圧力孔の差圧情報を総圧で無次元化して得られる気流の迎角圧力係数 C と左右圧力孔の差圧情報を総圧で無次元化して得られる気流の横滑り角圧力係数 C および該 C と C のそれぞれ二乗の和を平方根とした対気流角圧力係数 C と、該総圧と四角錐面上の 4 孔平均圧の差圧情報を総圧で無次元化してマッハ圧力係数 M とを得る演算処理ステップと、該演算処理器に広速度域における対気流角圧力係数 C とマッハ圧力係数 M との平面座標上に対応するマッハ数 M をあらかじめ求めて記憶しておいたマッハ数算出用ルックアップテーブルに、上記の算出 C 値と算出 M 値を当てはめてその時点のマッハ数 M を割出すステップと、迎角 α を求める迎角圧力係数 C についての高次近似式と横滑り角 β を求める横滑り角圧力係数 C についての高次近似式に、上記の算出 C 値と算出 C 値と上記演算処理器に予め求め記憶している圧力校正係数とを当てはめて迎角 α と横滑り角 β を求める演算ステップを含む飛行速度ベクトル計測値の演算処理方法。

【請求項 4】 迎角 α を求める迎角圧力係数 C についての高次近似式と横滑り角 β を求める横滑り角圧力係数 C についての高次近似式は

$$= A_0 + A_1 C + A_2 C^2 + A_3 C^3$$

但し $A_0 = A_{00} + A_{01} M + A_{02} M^2 + A_{03} M^3 + A_{04} M^4 + A_{05} M^5$

$A_1 = A_{10} + A_{11} M + A_{12} M^2 + A_{13} M^3 + A_{14} M^4 + A_{15} M^5$

$A_2 = A_{20} + A_{21} M + A_{22} M^2 + A_{23} M^3 + A_{24} M^4 + A_{25} M^5$

$A_3 = A_{30} + A_{31} M + A_{32} M^2 + A_{33} M^3 + A_{34} M^4 + A_{35} M^5$

$$= B_0 + B_1 C + B_2 C^2 + B_3 C^3$$

但し $B_0 = B_{00} + B_{01} M + B_{02} M^2 + B_{03} M^3 + B_{04} M^4 + B_{05} M^5$

$B_1 = B_{10} + B_{11} M + B_{12} M^2 + B_{13} M^3 + B_{14} M^4 + B_{15} M^5$

$B_2 = B_{20} + B_{21} M + B_{22} M^2 + B_{23} M^3 + B_{24} M^4 + B_{25} M^5$

$B_3 = B_{30} + B_{31} M + B_{32} M^2 + B_{33} M^3 + B_{34} M^4 + B_{35} M^5$

とし、圧力校正係数 " A_{ij} " と " B_{ij} " は、予め風洞試験において設定した迎角 α 、横滑り角 β 、同じく設定したマッハ数 M と、算出した C 、 C とを前記高次近似式の値に取り込むことで、未知数として計算して求めたことを特徴とする請求項 3 に記載の飛行速度ベクトル計測値の演算処理方法。

【請求項 5】 四角錐台型 5 孔ピトー管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演算処理装置であって、前記 5 孔プローブが検出する 5 つの圧力情報を受け、上下圧力孔の差圧情報を総圧で無次元化して

得られる気流の迎角圧力係数 C と左右圧力孔の差圧情報を総圧で無次元化して得られる気流の横滑り角圧力係数 C および該 C と C のそれぞれ二乗の和を平方根とした対気流角圧力係数 C と、該総圧と四角錐面上の 4 孔平均圧の差圧情報を総圧で無次元化してマッハ圧力係数 M とを得る第 1 演算処理部と、記憶手段に広速度域における対気流角圧力係数 C とマッハ圧力係数 M との平面座標上に対応するマッハ数 M をあらかじめ求めて記憶しておいたマッハ数算出用ルックアップテーブルに、上記の算出 C 値と算出 M 値を当てはめてその時点のマッハ数 M を割出す手段と、迎角 α を求める迎角圧力係数 C についての高次近似式と横滑り角 β を求める横滑り角圧力係数 C についての高次近似式に、上記の算出 C 値と算出 C 値と上記記憶手段に予め求め蓄積している圧力校正係数とを当てはめて迎角 α と横滑り角 β を求める演算手段とを含む第 2 演算処理部と、第 1 演算処理部から総圧 P_H 値と第 2 演算処理部からマッハ数 M 値をえて静圧 p と動圧 q を算出する第 3 演算処理部とからなり、算出したデータを表示装置と飛行制御装置に送る広速度域飛行速度ベクトル計測システムにおける演算処理方式。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、四角錐台型 5 孔プローブのピトー管を用いた飛行速度ベクトル計測システムに適用する低速から超音速までの広速度域において、飛行速度ベクトル（速度の大きさと気流角）と静圧（高度）を高精度で高更新率で演算処理することができる演算処理アルゴリズムとそれを用いたシステムに関するものである。

【0002】

【従来の技術】本出願人は、先に図 6 に示したような四角錐台型 5 孔プローブのピトー管を用いた飛行速度ベクトル計測システムを開発し、特許権（日本国特許第 2913005 号；米国特許第 5423209 号）を得ている。図中 A は正面図であり、B は一部断面側面図である。正面図 A に示したように中央部に総圧孔があり、ピラミッド形の 4 斜面にそれぞれ圧力孔群が設けられている。この特許発明は「先端部が多角錐台型をなしてその頂点に遮蔽孔を設け、該遮蔽孔の先端から遮蔽孔の径との関係で定まる一定長だけ入れた位置に、孔径より小径の全圧管を配設固定すると共に、前記多角錐台型の各角錐面上にそれぞれ圧力孔を配置してなる多角錐台型ピトー管型プローブが検出する各圧力情報を速度ベクトル演算処理器に入力して電気信号に変換し、該速度ベクトル演算処理器に予め記憶させておいた速度ベクトルに対する前記プローブ各孔の圧力係数を用いて信号処理することによって、該圧力情報と空気密度からプローブ軸に対する飛行速度ベクトル（ V 、 α 、 β ）を算出すると共に、前記速度ベクトル演算処理器に姿勢方位基準装置の出力を入力させ、前

10

20

30

40

50

記機体軸に対する飛行速度ベクトル情報に、姿勢方位基準装置からの情報を系合させることによって、対気飛行速度ベクトルを算出することを特徴とする多角錐台型ピトー管型プローブを用いた飛行速度ベクトル検出システム。」である。このような構成を採ることによって、一つの多角錐台型ピトー管型プローブ及び演算処理器で、従来の速度計、高度計、昇降計、マッハ計、ヨーメーターの機能を果たすことができ、検出装置を減らすことができると共に、これらの情報を系合させて出力表示でき、パイロットに信頼性の高い対気情報を提供することができる。また、速度変化における圧力係数の影響が小さく、複雑な補正を行う必要がなく、広角度範囲で精度良く速度ベクトル情報を得ることができ、高度のコンピュータを必要とすることなくヘリコプター等の垂直離陸機を含む一般の航空機から宇宙往還機を含む極超音速機まで、広範囲の飛行機に容易に搭載することができる。さらに、風向を検出する圧力孔の速度変化における圧力係数の影響が小さく、複雑な補正を行う必要がなく、広角度範囲で精度良く速度ベクトル情報を検出でき、且つ目詰まりや振動等による測定不良が発生するおそれもない、といった種々の優れた効果を奏する画期的な発明である。

【 0 0 0 3 】この四角錐台型 5 孔プローブのピトー管を用いた飛行速度ベクトル計測システムの演算処理器に ROM 化して採用されているマッハ数 M (又は速度 V) と角度算出に関する演算処理法には、①当該プローブが圧縮性を受ず、高速演算処理を要求されない低速度域に適用したものと、②低速から衝撃波を伴う超音速までの広速度域に適用したものとがある。前者の①当該プローブが圧縮性を受けない低速度域の演算処理は、予め求めておいた迎角と横滑り角および速度に関する各圧力校正係数と、飛行時に得られる該 5 孔プローブの 5 つの圧力情報をもとに迎角と横滑り角および速度 (動圧 q) の 3 つのパラメータについてニュートン・ラフソン法 ($N-R$ 法) を用いた繰り返し計算にて解く処理技術である。この技術は、前述した特許発明の明細書中に開示されており、HOPE の小型自動着陸実証機 (ALFLEX) と NAL 実験機への装備実績がある。

【 0 0 0 4 】また、後者の②該 5 孔プローブが低速から衝撃波を受けて超音速飛行する広速度域の演算処理方法に関しては、やはり本出願人が開発した 5 つの圧力情報を基礎データとし、はじめに何らかの処理方法を用いてマッハ数 M を決定し、求めたマッハ数 M に基づいて角度を決定する飛行速度ベクトル演算処理式が提示されている [特許第 2 8 8 4 5 0 2 号「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」]。この技術は、超音速風洞の気流計測へ適用した実績がある。

【 0 0 0 5 】前記②項の広速度域用の飛行速度ベクトル算出法には 2 通りあり、一つは多分割の速度域毎にマッ

ハ数 M 算出式と各角度算出式を共に 3 次式の多項近似式に置いて直接解く方式であり、もう一つは途中のマッハ数算出の 3 次方程式の解法を省き、あらかじめ求めてある気流角圧力係数とマッハ圧力係数からマッハ数 M を計算してマッハ数テーブルを作成しておき、直接マッハ数を読むルックアップテーブル方式である。前記、マッハ数 M と角度を共に 3 次式から解く前者の方式のうち、マッハ数 M 算出は該 5 孔プローブが検出する 5 つの圧力情報を処理して得る総圧と四角錐台面上の 4 孔平均圧の差圧を総圧で無次元化して得るマッハ圧力係数 C_M 、四角錐台面上 4 孔の上下差圧と左右差圧をそれぞれ総圧で無次元化して得る各圧力係数 C_u 、 C_v をさらに処理して対気流角圧力係数 C_a を得ておき、前記圧力係数 C_M から多分割の速度領域を決定し、速度領域の決定に伴い、速度領域毎に求めてある圧力校正係数と前記対気流角圧力係数 C_a とを用いて、3 次式のマッハ数算出の演算処理式を特定する。マッハ数 M は速度領域毎の該 3 次式を解いて適切な根を決定することにより求める。そして、角度の算出は、前記各圧力係数 C_u と C_v と角度に対する各圧力校正係数とを用いて、同じく 3 次式の各角度角・角度に関する演算処理式を解くことで求める。ここで、各演算処理式は、マッハ数算出用・角算出用・角算出用とそれぞれに 3 次式であるため、それぞれに 3 つの根 (3 つの根がすべて実根、若しくは 1 実根と 2 虚根) が存在することになり、適切な根を選択するためには複雑な判別手法を用いることになる。

【 0 0 0 6 】もう一つのルックアップテーブル方法は、マッハ数の決定に 3 次式を用いずに上記の 5 孔プローブを風洞に適用した校正風試時に得られる設定マッハ数 M と、該 5 孔プローブの角度 θ (気流軸に対するプローブの設定角度値) 設定毎に得る 5 つの圧力情報からマッハ圧力係数 C_M と対気流角圧力係数 C_a を得ておき、該マッハ数 M 、対気流角圧力係数 C_a 、マッハ圧力係数 C_M の 3 つのパラメータをもとに、横軸に対気流角圧力係数 C_a 、縦軸にマッハ圧力係数 C_M から成る直交平面上にマッハ数 M をグラフ化したルックアップテーブル (図 5 参照) を構成し、前記対気流角圧力係数 C_a とマッハ圧力係数 C_M を当てはめることでマッハ数 M を直接、決定できるものである。このルックアップテーブルは図 5 から分かるように速度領域毎に分割して作成されている。そして、気流角である迎角・横滑り角の算出は、このルックアップテーブルから得られたマッハ数 M と予め求めておいた迎角圧力校正係数 A_{i_j} と前記マッハ圧力係数 C_M とを用いて迎角に関する 3 次式を立て、同様に前記マッハ数 M と予め求めておいた横滑り角圧力校正係数 B_{i_j} と前記マッハ圧力係数 C_M とにおいて横滑り角に関する 3 次式を立てて、該 3 次式を直接解いて適切な根を選択することにより迎角と横滑り角を求める方法である。この手法は、テーブル方式の適用によりマッハ数 M の算出は容易となったが、迎角

・横滑り角 という気流角算出には 3 次式を解き判別する作業が必要である。

【 0 0 0 7 】 一般に、低速から超音速までの広速度域で飛行できる航空機に搭載する飛行速度ベクトル計測システムの演算処理器は、圧力変換器・CPU・ROM・インタフェース等を含む構成であって、小型軽量であること、電磁環境に強いこと、また高精度すなわち信頼性と演算処理能力が高いことが求められる。さらに演算処理信号は外部接続の航空計器類と飛行制御装置に導入して大気外乱に対する能動制御へ役立たせるためリアルタイムで得られることが要求される。そのために、前記飛行速度ベクトル計測システムの既設の演算処理器による 3 次式解法を要する演算処理では十分でなく、新たな高精度・高速演算処理が可能な方法が必要とされている。ちなみに前記①項の技術の適用は、基本的に N - R 法を用いる演算のため測定精度を上げるのに繰り返し計算回数を増やす必要があり、高速処理は難しく高更新率の確保には不向きな手法である。また、②項の技術は、前述したように、テーブル方式の適用によりマッハ数 M の割出しは容易となったが、角・角という気流角算出には 3 次式を解く必要がある。特に各精度を上げるために適用している多項近似式(3次式)を直接解くにも限度があり、3次式であることに基づき 3 つの根(3つの根がすべて実根、若しくは 1 実根と 2 虚根)が存在するために、適切な根の決定には複雑な判定アルゴリズムを必要とし、判定値を甘くすると測定精度に問題が生じることになる。高精度と高更新率を得るにはやはり限界がある。そこで、超音速飛行機まで適用できる飛行速度ベクトル計測システムとしては高信頼性・高精度・高更新率が得られる新しい演算処理手法が望まれていた。

【 0 0 0 8 】

【発明が解決しようとする課題】本発明の目的課題は上記の問題点を解決すること、すなわち四角錐台型 5 孔プローブのピトー管を用いた飛行速度ベクトル計測システムに適用する低速から超音速までの広速度域において、速度の大きさと気流角を示す飛行速度ベクトルと高度を示す静圧を、高精度で高更新率で演算処理することができる演算処理アルゴリズムを提供することと、小型軽量であり、電磁環境に強く、また高精度すなわち信頼性と演算処理能力が高い上に、前記アルゴリズムを演算処理装置に採用した高精度で高更新率で演算処理することができる飛行速度ベクトル計測システムを提供することにある。

【 0 0 0 9 】

【課題を解決するための手段】上記問題点を解決するた

$$C_{\alpha} = (P_{b1} - P_{b3}) / PH \dots\dots\dots (1)$$

$$C_{\beta} = (P_{b2} - P_{b4}) / PH \dots\dots\dots (2)$$

$$C_{\gamma} = \sqrt{C_{\alpha}^2 + C_{\beta}^2} \dots\dots\dots (3)$$

$$CM = \{ PH - (P_{b1} + P_{b2} + P_{b3} + P_{b4}) / 4 \} / PH \dots\dots\dots (4)$$

めの本発明の演算処理方法は、迎角 と横滑り角 を求める近似式を既知数の迎角圧力係数 C_α、横滑り角圧力係数 C_β についての 3 次式の形とし、そしてその各係数をルックアップテーブルから瞬時に割出せるマッハ数 M についての多項式の形で表したものであり、該多項式の係数計算の基になる各校正係数をまず風洞試験において音速領域毎にテーブルとして記憶しておき、従来のように 3 次の方程式を解くことなく、多項式の係数計算と、迎角 及び横滑り角 の算出は近似式に既知数を入れて特定することで単純演算できるようにし、マッハ数がマッハ圧力係数 CM と対気流角圧力係数 C_γ を特定することでルックアップテーブルから瞬時に割出せることと相まって広速度域飛行速度ベクトル計測を高更新率で実行でき、航空機に求められるリアルタイム運行制御に対応できるものである。

【 0 0 1 0 】

【発明の実施の形態】本発明における演算処理方式の概要を図 1 の演算処理ブロック概念図を基に説明する。本発明は低速から超音速までの広速度域における飛行において、検出した 5 つの圧力情報(総圧: PH, 圧力群 1: Pb1, 圧力群 2: Pb2, 圧力群 3: Pb3, 圧力群 4: Pb4)を図 6 に示したような 5 孔プローブ 1 から受信し、飛行ベクトル(M,)と静圧 p と動圧 q の情報を精度よくかつリアルタイムで演算して表示装置・飛行制御装置等 3 に送信するために、飛行速度ベクトル計測システムの演算処理器 2 に適用される演算アルゴリズムとその具体化に関する。前記の検出した 5 つの圧力情報を圧力変換器 24、図示していない CPU、記憶手段(ROM 25)等から構成される前記飛行速度ベクトル計測システムの演算処理器 2 にまず導入し、圧力信号を電気信号に変換して CPU のワークエリアに取り込む。該 5 孔プローブの上下圧力孔の差圧(Pb1 - Pb3)を中央の総圧 PH で割って無次元化する(1)式に代入して算出した気流の迎角圧力係数 C_α と、同様に左右圧力孔の差圧(Pb2 - Pb4)を中央の総圧 PH で割って無次元化する(2)式に代入して算出した気流の横滑り角圧力係数 C_β とを(3)式に代入して該 5 孔プローブ軸に対する気流の角度である対気流角の圧力係数 C_γ を得、更に総圧 PH と四角錐面上の 4 孔平均圧の差圧{ PH - (Pb1 + Pb2 + Pb3 + Pb4) / 4 }を同様に中央の総圧 PH で無次元化する(4)式に代入してマッハ圧力係数 CM を得る第 1 次演算処理を実行する。この処理は図 1 中破線で囲われた 1 次演算処理部 21 でなされる。

【数 1】

【 0 0 1 1 】 本発明においてマッハ数Mは予め風洞でマッハ数と気流軸に対するプローブ角を種々に変化させて設定し、前記の5孔プローブの検出情報から(3)(4)式で得たマッハ圧力係数CMと対気流角圧力係数Cの関係グラフからマッハ数が決定できるように、広速度領域に亘りマッハ数Mの値をテーブルとしてROM等の記憶手段に蓄積しておき、実際の計測においては前記第1次演算処理で得たマッハ圧力係数CMと対気流角圧力係数Cをこのマッハ数ルックアップテーブル上で特定し、マッハ数を割出して決定する。このマッハ圧力係数CMと対気流角圧力係数Cの関係は図5と図2から判るように、プローブ軸と気流軸とのなす角が0の場合は対気流角圧力係数Cはマッハ圧力係数CMの値の関係無く常に0、すなわちマッハ圧力係数CMの値はグラフにおいてC=0上にある。両者は原点を通る1次式の関係にあり、プローブ軸と気流軸とのなす角が増えるに従ってその傾斜が低くなるという関係にある。次に迎角と横滑り角の求め方について説明する。該迎角と該横滑り角を求める近似式を既知数の迎角圧力係数C、横滑り角圧力係数Cについての3次式の形(5)(6)式とすると共に、その各係数A₀、A₁、A₂、A₃とB₀、B₁、B₂、B₃をルックア

$$\alpha = A_0 + A_1 C \alpha + A_2 C \alpha^2 + A_3 C \alpha^3 \dots\dots\dots (5)$$

但し

$$A_0 = A_{00} + A_{01} M + A_{02} M^2 + A_{03} M^3 + A_{04} M^4 + A_{05} M^5$$

$$A_1 = A_{10} + A_{11} M + A_{12} M^2 + A_{13} M^3 + A_{14} M^4 + A_{15} M^5$$

$$A_2 = A_{20} + A_{21} M + A_{22} M^2 + A_{23} M^3 + A_{24} M^4 + A_{25} M^5$$

$$A_3 = A_{30} + A_{31} M + A_{32} M^2 + A_{33} M^3 + A_{34} M^4 + A_{35} M^5$$

$$\beta = B_0 + B_1 C \beta + B_2 C \beta^2 + B_3 C \beta^3 \dots\dots\dots (6)$$

但し

$$B_0 = B_{00} + B_{01} M + B_{02} M^2 + B_{03} M^3 + B_{04} M^4 + B_{05} M^5$$

$$B_1 = B_{10} + B_{11} M + B_{12} M^2 + B_{13} M^3 + B_{14} M^4 + B_{15} M^5$$

$$B_2 = B_{20} + B_{21} M + B_{22} M^2 + B_{23} M^3 + B_{24} M^4 + B_{25} M^5$$

$$B_3 = B_{30} + B_{31} M + B_{32} M^2 + B_{33} M^3 + B_{34} M^4 + B_{35} M^5$$

上記式中の該校正係数A_{i j}、B_{i j}は、事前の風洞試験において取付けたプローブの軸方向()の下でマッハ数を種々に設定した状態で得た5孔プローブが検出した5つの圧力情報(PH、Pb1、Pb2、Pb3、Pb4)を(1)(2)式に入れて得たC、Cデータを、該設定値(迎角、横滑り角、マッハ数M)とを(5)(6)式に用いて、該校正係数A_{i j}、B_{i j}を未知数として計算により求めるのであるが、正確を期するため多くのデータを取って最小自乗法により処理し、複数の速

度領域に対応した4×6のマトリックス情報としてROM等の記憶手段に蓄積しておく。本発明の最大の特徴点は迎角と横滑り角を求める近似式を(5)(6)式として既知数のC、Cについての3次式の形で、そしてその各係数をルックアップテーブルから瞬時に割出せるマッハ数Mについての5次までの多項式の形で表した点にある。従って、従来のように3次の方程式を解く必要はなく、5次まで式の係数計算も3次式の迎角と横滑り角の算出も既知数に基づいて即座に実行でき、

【数式2】

ップテーブルから瞬時に割出せるマッハ数Mについての5次までの多項式の形で表すようにした。そしてそのマッハ数Mについての多項式に関する係数"A_{i j}"は迎角圧力校正係数であり、係数"B_{i j}"は横滑り角圧力校正係数である。この圧力校正係数"A_{i j}"と"B_{i j}"を決めるに先立ち迎角圧力係数C、横滑り角圧力係数Cと実気流迎角、実気流横滑り角の関係曲線を図3に示す。図においてAは迎角圧力係数Cと実気流迎角の関係を示し、Bは横滑り角圧力係数Cと実気流横滑り角の関係を示している。図3に示すように、あるマッハ数において実気流迎角と迎角圧力係数Cのグラフはほぼ直線(一次式)で表される。同様に、実気流横滑り角と横滑り角圧力係数Cのグラフもほぼ直線(一次式)で表される。しかし、厳密にはどちらも直線から少しずれるのでこの効果を容れるために、実気流迎角を迎角圧力係数Cの三次式(5)で、実気流横滑り角を横滑り角圧力係数Cの三次式(6)で表すことにした。そして、迎角圧力係数Cの各次の係数A₀、A₁、A₂、A₃と横滑り角圧力係数Cの各次の係数B₀、B₁、B₂、B₃のマッハ数による変化をそれぞれマッハ数Mの5次までの多項式で表した。

マッハ数がルックアップテーブルから瞬時に割出せることと相まって航空機における運行制御にリアルタイムで対応できるものである。

【 0 0 1 2 】 飛行時における実際の迎角 と横滑り角 の算出は 2 次演算処理として実行する。すなわち本発明の迎角 と横滑り角 の求め方は、記憶手段に蓄積されているルックアップテーブルから割出された前記マッハ数 M と、やはり記憶手段に蓄積されている迎角 に対する迎角圧力校正係数 $A_{i j}$ および 1 次演算処理で得た迎角圧力係数 C と、求める迎角 (未知量) との関係が多項近似式で表した演算処理式 (5) に基づいて、また同様にマッハ数 M と、記憶手段に蓄積されている横滑り角圧力校正係数 $B_{i j}$ および 1 次演算処理で得た横滑り角圧力係数 C と、求める横滑り角 (未知量) との関係が多項近似式で表した演算処理式 (6) に基づいてそれぞれ演算により求めることになる。以上により、飛行速度ベクトル (M , ,) を決定することができる。これが 2 次演算処理であり、図 1 中の破線で囲われた 2

(a) $M \leq 0.2$: 低速領域

$$p = PH (1 + 0.2M^2)^{-7/2} \dots\dots\dots (7 - 1)$$

$$q = PH \{ 1 - (1 + 0.2M^2)^{-7/2} \} \dots\dots\dots (7 - 2)$$

(b) $0.2 < M < 1$: 遷音速領域

$$p = PH (1 + 0.2M^2)^{-7/2} \dots\dots\dots (8 - 1)$$

$$q = PH \{ 0.7M^2 (1 + 0.2M^2)^{-7/2} \} \dots\dots\dots (8 - 2)$$

(c) $M \geq 1$: 超音速領域

$$p = PH (1.2M^2)^{-7/2} \{ 6 / (7M^2 - 1) \}^{-5/2} \dots\dots\dots (9 - 1)$$

$$q = PH * 0.7M^2 (1.2M^2)^{-7/2} \{ 6 / (7M^2 - 1) \}^{-5/2} \dots\dots\dots (9 - 2)$$

以上の演算によって、飛行速度ベクトルと静圧 (高度情報) と動圧の計測を精度よく高更新率で実行することができ、インターフェース 26 を介して表示装置・飛行制御装置等 3 に送信される。本発明はこのような演算方法を採用しそれをシステム化したことにより飛行制御装置の検出部として求められるリアルタイム対応が可能となった。

【 0 0 1 4 】

【実施例】次に本発明を更に具体化した例について詳述する。広速度域飛行速度ベクトル計測システムに組込まれるマッハ数算出用ルックアップテーブルは、事前に本発明に係る 5 孔プローブを風洞内に種々の気流角で設置し広帯域の流速状態を設定する風洞試験によりデータをとって作成されるものである。本実施例のテーブルはマッハ圧力係数 C_M と対気流角圧力係数 C の直交座標上に該当するマッハ圧力係数 C_M と対気流角圧力係数 C の交点にその時のマッハ数 M の値をプロットしていく点では基本的には図 5 に示した従来のルックアップテーブルと同様であるが、所定マッハ圧力係数 C_M と所定対気流角圧力係数 C の交点毎のマッハ数 M データをとるのではなく、図 2 に示したようにプローブ軸と気流軸との

次演算処理部 22 で実行される。

【 0 0 1 3 】次に、前記ルックアップテーブルから割出されたマッハ数 M と検出された総圧 PH に基づいて高度情報に対応する静圧 p と速度情報に対応する動圧 q とを第 3 次演算処理として算出する。この演算は圧縮性を考慮する必要のない低速度領域と、音速に近づくにつれて無視できなくなる圧縮性の影響を考慮した遷音速領域、衝撃波面がプローブの直前にできるためそれを考慮する必要のある超音速域とで演算式を異にする。マッハ数 M に応じた演算処理式、すなわち静圧算出式の (7 - 1) 式・ (8 - 1) 式・ (9 - 1) 式と動圧算出式の (7 - 2) 式・ (8 - 2) 式・ (9 - 2) 式の中からルックアップテーブルで割出されたマッハ数 M に対応する式を選択して適用することで、静圧 P と動圧 q を演算により求めることができ、図 1 中の破線で囲われた第 3 次演算処理部 23 で実行される。

【数 3】

なす角 とマッハ圧力係数 C_M との所定値の交点毎にマッハ数 M データをとるようにした。図から判るようにマッハ圧力係数 C_M と対気流角圧力係数 C の関係は気流角 が一定である場合原点を通り気流角 に応じた傾斜角をもつ線形特性を持っている。本実施例のルックアップテーブルは上記したように気流角 とマッハ圧力係数 C_M との所定値の交点毎にマッハ数 M データをとるようにしたので、テーブルの格子領域は従来のような定型の長方形状では無く不定形の菱形となる。このようなテーブルの格子形態でデータをとるようにしたので、自然に低速域ではデータを密にとり高速になるにしたがってデータを粗に広くとりたい要望に対応したものとなる。しかも広帯域の速度に対して連続した 1 テーブルとして得ることができ、従来のように領域毎の異なるテーブルを準備し選択したり境界データの整合をとるといった厄介な作業が不要となる。

【 0 0 1 5 】また、本発明では迎角 と横滑り角 を求める際に、演算上必要となる迎角圧力校正係数 “ $A_{i j}$ ” と横滑り角圧力校正係数 “ $B_{i j}$ ” をデータとして蓄積記憶しておくことが必要であり、これも事前の風洞試験によって予め得ておくことになる。この校正係

数“ A_{ij} ”と“ B_{ij} ”は、前記の(5)(6)式の係数を算出するためのマッハ数Mについての5次式までの係数であるが、前述したように予め風洞試験により設定した迎角、横滑り角、同じく設定したマッハ数Mと、その際5孔プローブが検出する5つの圧力情報を(1)(2)式に入れて得た C_{ij} 、 C_{ij} を用いて(5)(6)式における未知数として計算し、最小自乗法を用いて適正値を決める、 4×6 のマトリクス情報である。実際のこの計算はかなり厄介な作業となるが、飛行時の計測と異なりリアルタイム処理を求められるものではないので十分に時間をかけて実行することができる。この校正係数は迎角と横滑り角の算出精度に影響を与えるため、角度精度において 0.1° 以内を要求される場合には細かく領域を区分してデータを得ておくことが必要となる。もし $0.3 \sim 0.5^\circ$ 以内程度の精度で良いならば全速度領域に同じ校正係数データを用いても問題はない。一般的には3乃至6の速度領域に区分してデータを蓄積しておくことが適当である。多くの領域に区分する場合は精度が求められる領域について細かく区分してデータを準備しておくことが合理的である。

【0016】本実施例では上記のマッハ数算出用ルックアップテーブルと迎角圧力校正係数“ A_{ij} ”と横滑り角圧力校正係数“ B_{ij} ”のデータを演算処理器2のROM等の記憶手段に事前に記憶させておく。この記憶手段にはこの他各圧力変換器の係数、データの平滑式、各種演算処理式、プローブ位置取付誤差補正值等の情報を蓄積しておくものとする。以下に本実施例の演算処理動作を図4のフローチャートにそって詳しく説明する。スタートでスイッチがONされるとステップ1(図中ではST1と表示)でROM内の必要情報がRAM(ワークエリア)に読み込まれスタンバイ状態となる。ROMにある蓄積情報をワークエリアとなるRAMに読み出しておくのは、各ステップにおいて実行する演算において必要情報をいちいちROMにまでとりにゆくことなく、ワークエリア内の作業として迅速に実行できるようにするためである。飛行が開始されると、ステップ2で5孔プローブの検出した圧力情報がとり込まれ圧力変換器により電気信号(電圧値)に変換されるが、この際ROM内に格納されていた当該変換器の特性係数を用いて変換が実行される。5つの圧力情報(PH, Pb1, Pb2, Pb3, Pb4)はステップ3で平滑化処理されるが、この平滑化の演算はROMからRAMに読み出したデータの平滑式に基づいてなされる。該平滑化された各圧力データはステップ4において、迎角圧力係数 C_{ij} は演算式(1)により、横滑り角圧力係数 C_{ij} は演算式(2)により、対気流角圧力係数 C_{ij} は演算式(3)により、マッハ圧力係数 C_M は演算式(4)によりそれぞれ算出される。これらの演算式ももともとROM内に格納されているが、ST1でRAM(ワークエリア)に読み出されている。各圧力係数が求めたところでステップ5ではルックアップ

テーブルを用いたマッハ数Mの割出し作業が行われる。本実施例のルックアップテーブルは前述のように所定の気流角と所定のマッハ圧力係数 C_M との交点毎にマッハ数Mデータをとっているため、格子領域は長方形状では無く不定形の菱形である。特定された対気流角圧力係数 C_{ij} とマッハ圧力係数 C_M がテーブル上の交点に当たるときは該当するマッハ数をそのまま読み出せばよいのであるが、普通は上記の菱形領域内の座標点となるので、その場合には4隅のマッハ数から双1次補間を実行してマッハ数Mを算出する。この際に使われる補間式はルックアップテーブルと共に記憶手段に記憶しておく。続いてステップ6で迎角と横滑り角との演算を行うが、この演算はマトリクス形態で記憶している迎角圧力校正係数“ A_{ij} ”と横滑り角圧力校正係数“ B_{ij} ”のデータと先に割出したマッハ数値Mと迎角圧力係数 C_{ij} 及び横滑り角圧力係数 C_{ij} を、同じく記憶している演算式(5)(6)に当てはめ演算を実行する。その際演算に先立ちまずマッハ数Mの値に対応する角圧力校正係数“ A_{ij} ”と“ B_{ij} ”のデータ表を選択する。係数計算はマッハ数Mについての5次までの式、演算式(5)(6)は迎角圧力係数 C_{ij} 及び横滑り角圧力係数 C_{ij} についての3次式となっているが、この多項式演算は方程式を解くわけではなく、既知の値を代入して単純計算を行うだけであるから、時間を要すること無く即座に実行できる。以上の演算処理でプローブ軸に対する飛行速度ベクトル(M, ,)が決定されたことになる。

【0017】ステップ7では静圧pと動圧qの演算を行う。この演算はステップ3で得られた平滑化された総圧PHとステップ5で割出されたマッハ数Mを演算式に代入して実行するのであるが、演算式は飛行速度領域に対応して静圧算出式の(7-1)式・(8-1)式・(9-1)式と動圧算出式の(7-2)式・(8-2)式・(9-2)式と複数個準備されているので、演算に先立ちマッハ数Mの値に対応してまず演算式が選択特定され、それによって演算が実行される。ステップ8ではプローブが機体軸に一致しているか否かのチェックがあり、プローブの取付に狂いがあればステップ9で予めプローブ位置取付け誤差に対応する補正值を記憶しておく、これを読み出して機体軸に対する飛行速度(マッハ数M)を補正演算して算出する。さらにステップ10で迎角と横滑り角について誤差分を補正して修正する。ステップ11では得られた値を表示装置や飛行制御装置に計測信号として送信する。もしステップ8でプローブが機体軸に一致していると判断された場合はステップ9, 10の補正は必要ないのでステップ7までに得られた値をそのまま採用しステップ11に進む。ステップ11で値を送信した後ステップ12では飛行が続行されるか否かの確認が行われ、続行される場合にはステップ2に戻り新たな検出情報に基づく演算が実行され、データの更新処理を

する。飛行が終了したときにはステップ12でストップとなり作業を終了する。この計測演算フローは多項式の解法作業を無くしたことにより高速処理が可能となって飛行制御に求められていた高更新率に応えることができるものである。

【 0 0 1 8 】

【発明の効果】本発明は、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において検出情報から所望の計測データを演算処理するに際し、事前の風洞試験によってマッハ圧力係数 C_M と対気流角圧力係数 C_{α} とマッハ数 M との関係を表す両圧力係数 C_{α} 、 C_M 座標上に対応させてマッハ数 M を示す低速から超音速までの広速度域について連続した 1 つのルックアップテーブルを作成して演算処理器に記憶しておくことにより、低速から超音速飛行に亘り逐次のマッハ圧力係数 C_M と対気流角圧力係数 C_{α} の値を該テーブルに当てはめることで厄介な多項式解法を必要とせずにその時点のマッハ数 M を直接割出することができる。また、本発明のルックアップテーブルは所定気流角 α と所定マッハ圧力係数 C_M との交点毎にマッハ数 M データをとるよう

にしたので、テーブルの格子領域は従来のような定型の長方形状では無く不定形の菱形となり、このようなテーブルの格子形態でデータをとるようにしたことにより、低速域ではデータを密にとり高速になるにしたがってデータを粗に広くとりたい要望に自然に対応したものとなっている。しかも広帯域の速度に対して連続した 1 テーブルとして得ることができ、従来のように領域毎の異なるテーブルを準備し選択したり境界データの整合をとるといった厄介な作業が不要となる。

【 0 0 1 9 】また、本発明は迎角 α と横滑り角 β との演算に関して事前の風洞試験において得られた迎角圧力校正係数 “ $A_{i j}$ ” と横滑り角圧力校正係数 “ $B_{i j}$ ” のデータを複数の速度領域に対応してマトリックス形態で記憶しているので、5 孔プローブから検出される 5 つの圧力データからまず C_{α} 、 C_{β} 、 C_M を演算し、さらに該 C_{α} 、 C_M 値からルックアップテーブルを用いてマッハ数 M を得て、該マッハ数 M に対応した圧力校正係数 $A_{i j}$ のマトリックス情報を選択すると共に上記の演算値を (5) (6) 式に当てはめるだけで迎角 α と横滑り角 β の演算を即座に実行することが出来る。さらに、マ

ッハ数 M と総圧 P_H を該マッハ数 M に対応した演算処理式である (7) (8) (9) 式に代入すれば静圧 p (高度) と動圧 q が即座に算出できる。

【 0 0 2 0 】以上のように本発明は、従来のように 3 次の方程式を解く必要がなく、マッハ数が準備されたルックアップテーブルから瞬時に割出せることと、迎角 α と横滑り角 β がやはり事前に準備されている圧力校正係数のマトリックス情報から即座に演算できることと相まって航空機における運行制御にリアルタイムに対応できる飛行速度ベクトル値が高精度・高更新率で確保でき、計測装置の機能向上が図られ、超音速実験機等へ搭載する飛行速度ベクトル計測システムとして寄与できるものである。

【図面の簡単な説明】

【図 1】演算処理器の演算処理ブロック概要図である。

【図 2】マッハ数算出用ルックアップテーブルの格子形成概要図である。

【図 3】角度に関する圧力校正係数の決定に用いる圧力係数と実気流角との関係を示すグラフであり、 A は迎角 α に関し、 B は横滑り角 β に関する。

【図 4】飛行速度ベクトル計測フローチャートの概要である。

【図 5】従来方式のマッハ数算出用ルックアップテーブルの格子形成 (直交座標) 概要図である。は飛行速度ベクトル決定に適用する演算処理式である。

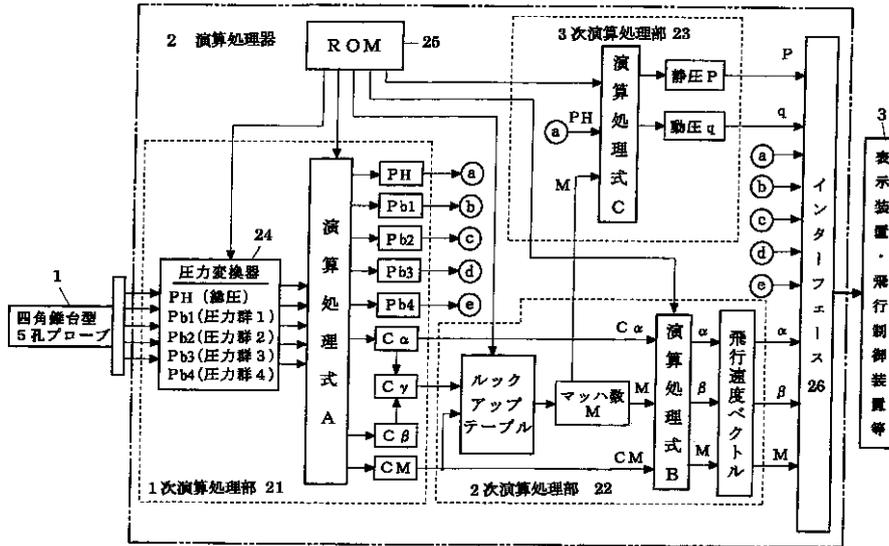
【図 6】5 孔プローブの構造例、5 孔と圧力情報との関係を示す図である。

【符号の説明】

- | | | | |
|-----------|---------------|-------|----------------|
| 1 | 四角錐台型 5 孔プローブ | M | マッハ数 |
| 2 | 演算処理器 | | 迎角 |
| 21 | 1 次演算処理部 | | 横滑り角 |
| 22 | 2 次演算処理部 | | プローブ軸と気流軸とのなす角 |
| 23 | 3 次演算処理部 | C | 迎角圧力係数 |
| 3 | 表示装置・飛行制御装置等 | C | 横滑り角圧力係数 |
| $A_{i j}$ | 迎角圧力校正係数 | C | 対気流角圧力係数 |
| $B_{i j}$ | 横滑り角校正圧力 | C_M | マッハ圧力係数 |

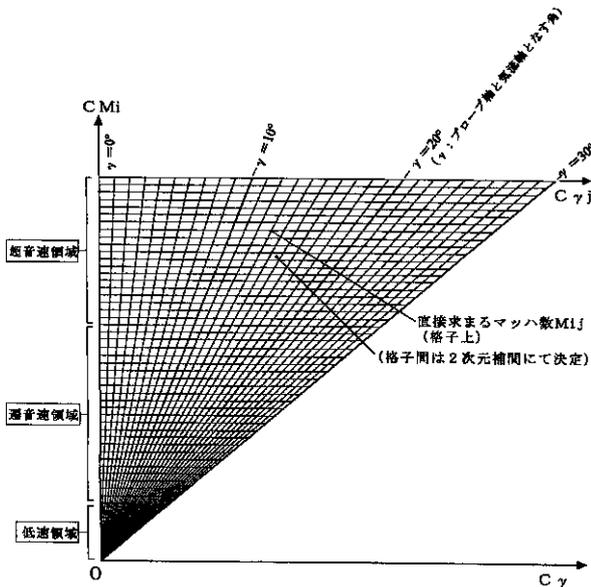
【 図 1 】

演算処理器の演算処理ブロック概要図



【 図 2 】

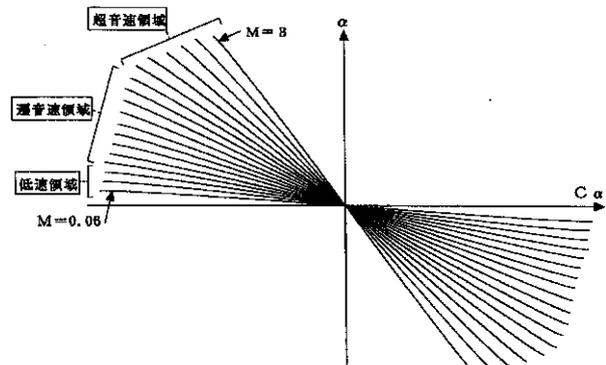
マッハ数算出用ルックアップテーブルの格子形成概要図



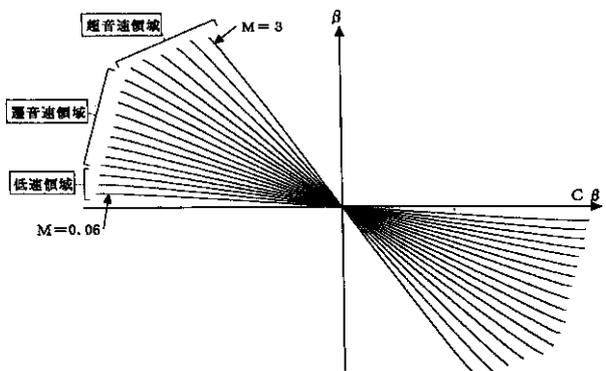
【 図 3 】

角度に関する圧力校正係数 A_{ij} , B_{ij} の決定に用いる圧力係数 (C_α , C_β) と実気流角 (α , β) の関係

A 【迎角圧力係数 C_α と実気流迎角 α の関係曲線】

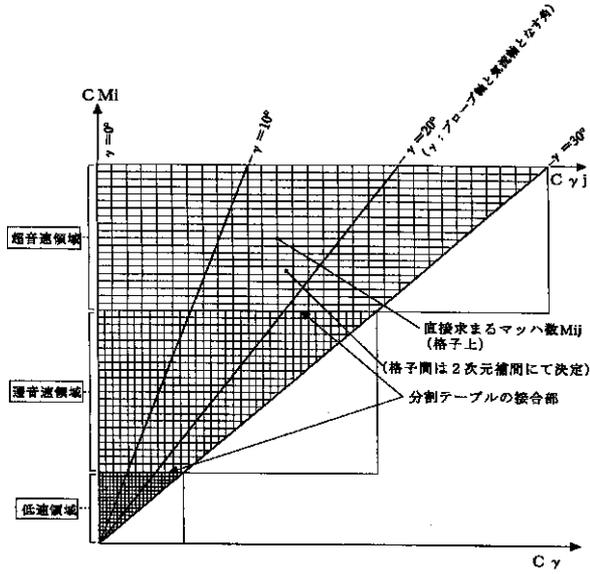


B 【横滑り角圧力係数 C_β と実気流横滑り角 β の関係曲線】



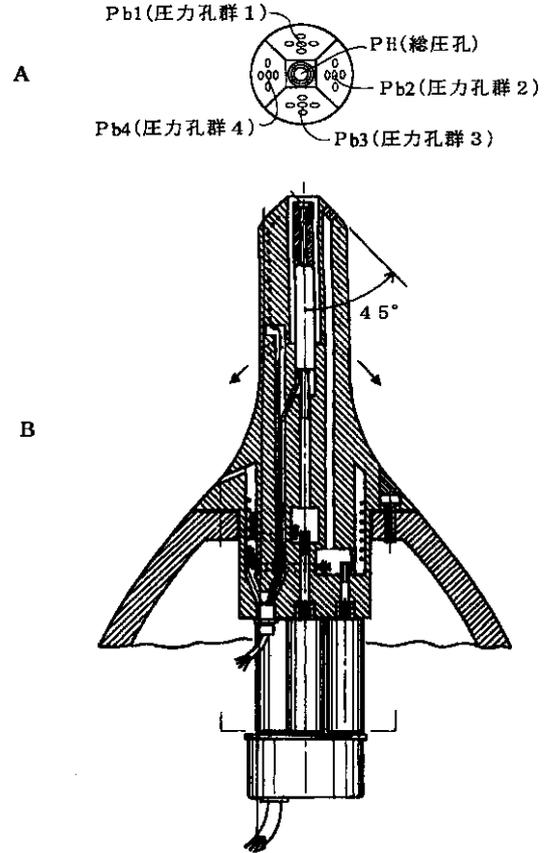
【 図 5 】

従来のマッハ数算出用ルックアップテーブルの格子形成概要図



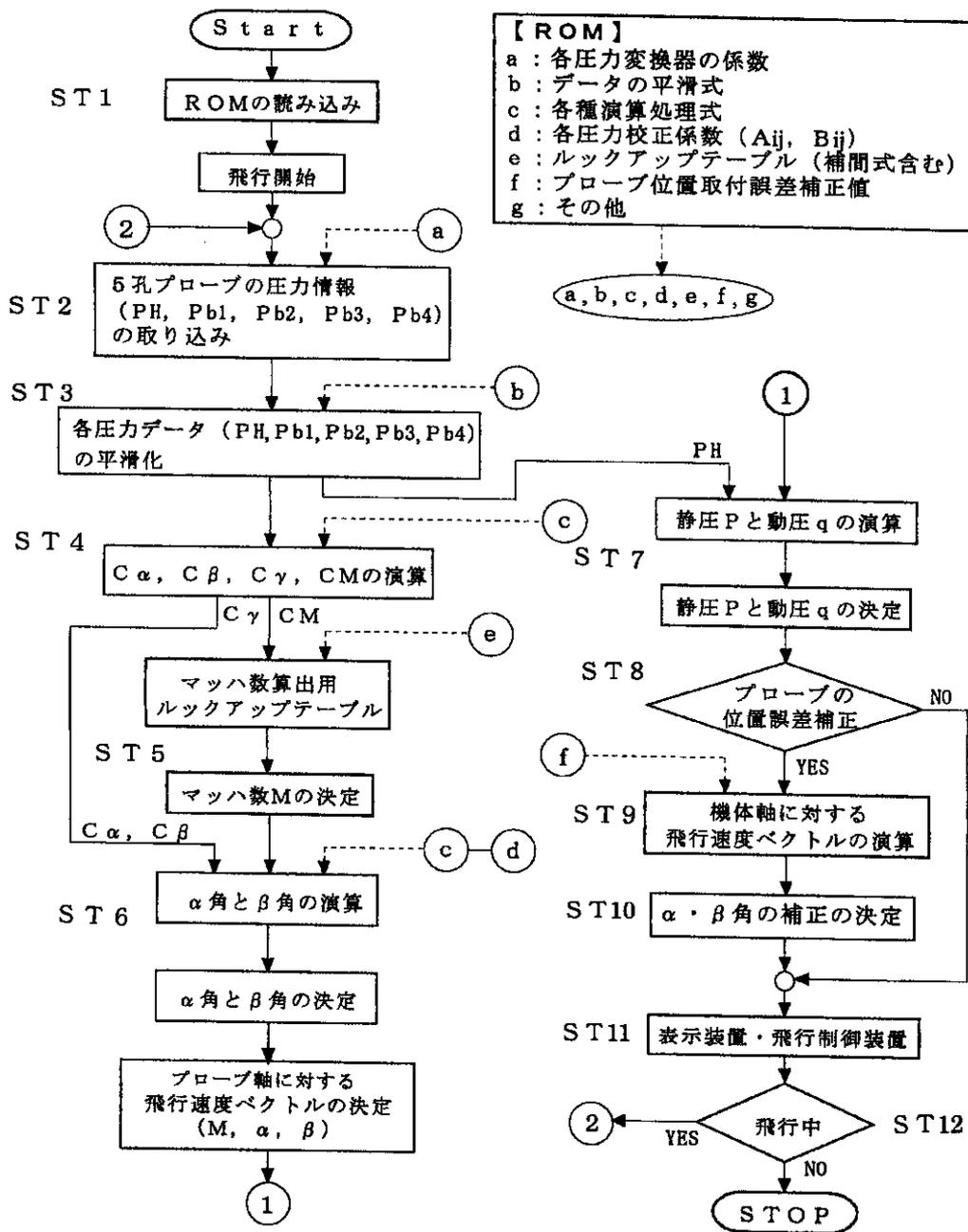
【 図 6 】

5孔プローブの圧力孔配置と圧力情報



【 図 4 】

計測フローチャートの概要



フロントページの続き

(72)発明者 大貫 武
東京都三鷹市大沢 4 - 7 - 15 コーポサ
ンリバー301

(56)参考文献 特開 平 8 - 62091 (J P , A)
特開2000 - 275269 (J P , A)
特許2884502 (J P , B 2)
特許2913005 (J P , B 2)

(58)調査した分野(Int.Cl.⁷, DB名)

G01P 5/175

G01L 7/00