

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4100515号  
(P4100515)

(45) 発行日 平成20年6月11日(2008.6.11)

(24) 登録日 平成20年3月28日(2008.3.28)

(51) Int. Cl.	F I
GO 1 P 5/00 (2006.01)	GO 1 P 5/00 J
GO 1 P 5/16 (2006.01)	GO 1 P 5/16 E
GO 1 P 5/165 (2006.01)	GO 1 P 5/16 F
	GO 1 P 5/165

請求項の数 6 (全 11 頁)

(21) 出願番号	特願2004-271301 (P2004-271301)	(73) 特許権者	503361400
(22) 出願日	平成16年9月17日(2004.9.17)		独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
(65) 公開番号	特開2006-84391 (P2006-84391A)		東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
(43) 公開日	平成18年3月30日(2006.3.30)	(73) 特許権者	000005348
審査請求日	平成16年11月2日(2004.11.2)		富士重工業株式会社
			東京都新宿区西新宿一丁目7番2号
		(73) 特許権者	000220354
			東京航空計器株式会社
			東京都狛江市和泉本町1丁目35番1号
		(74) 代理人	100092200
			弁理士 大城 重信
		(74) 代理人	100110515
			弁理士 山田 益男
		(74) 代理人	100084607
			弁理士 佐藤 文男

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 高空域対応型の広速度域飛行速度ベクトル計測プローブと計測システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

先端部に総圧孔と基部の四角錐面の4つの圧力孔を備えた四角錐台型5孔プローブの筒壁面に静圧孔を追加配備し6孔プローブとした構造であって、前記静圧孔は総圧バランス孔の前方位置にプローブの筒断面中時計面表示で3時と9時の位置を中心にそれぞれ数個ずつが均等な間隔で配置されたものである高空域対応型の広速度域飛行速度ベクトル計測プローブ。

【請求項2】

静圧孔はプローブの筒壁部材内に穿設された静圧導孔を経て総圧バランス孔の後方位置に配置された静圧室に連通された構造である請求項1に記載の広速度域飛行速度ベクトル計測プローブ。

【請求項3】

請求項1又は2に記載の計測プローブを備えたものであって、総圧信号Phと静圧信号Psそして迎角値とから、Ps/Phと の4次多項式で近似された次式に基づいて参照マッハ数Msが演算されるものである広速度域飛行速度ベクトル計測システム。

$$\begin{aligned}
 & Ms( \quad , Ps/Ph) \\
 & = C_{40}^4 + C_{31}^3 (Ps/Ph) + C_{22}^2 (Ps/Ph)^2 + C_{13} (Ps/Ph)^3 + C_{04} (Ps/Ph)^4 \\
 & \quad + C_{30}^3 + C_{21}^2 (Ps/Ph) + C_{12} (Ps/Ph)^2 + C_{03} (Ps/Ph)^3 \\
 & \quad + C_{20}^2 + C_{11} (Ps/Ph) + C_{02} (Ps/Ph)^2 \\
 & \quad + C_{10} + C_{01} (Ps/Ph)
 \end{aligned}$$

+ C<sub>00</sub>

なお、式中 C<sub>ij</sub>は横滑り角 の値を複数設定した風洞試験により決定されるマトリックス係数である。

【請求項 4】

低速から超音速の広い範囲にわたりいくつかの速度域に分割し、それぞれの係数 C<sub>ij</sub>を求めておくことで、精度の良い参照マッハ数 M<sub>s</sub>を得ることを特徴とする請求項 3 に記載の広速度域飛行速度ベクトル計測システム。

【請求項 5】

任意の横滑り角 に対するマッハ数 M は、それを挟む二つの較正済み の係数を用いて算出した二つの参照マッハ数 M<sub>s</sub>の出力から補間によってマッハ数 M を算出する請求項 3 または 4 に記載の広速度域飛行速度ベクトル計測システム。

10

【請求項 6】

サンプリング間隔で取り込まれる総圧孔と基部の四角錐面の 4 つの圧力孔と静圧孔からの圧力情報に基づく信号を前フレーム時の値と比較し、差データが閾値を越えていなければその時点のデータとして現フレームのデータを採用し、もし閾値を越える異常値と判定されたときは前フレームのデータを読み出して現フレームのデータに置き換える手段を備えた請求項 1 乃至 5 のいずれかに記載の広速度域飛行速度ベクトル計測システム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、先端部に総圧孔と基部の四角錐面の 4 つの圧力孔を備えた四角錐台型多孔ピトー管プローブと、高高度における低速から超音速までの広速度域において飛行マッハ数等の飛行速度ベクトルと飛行高度を高精度で算出できる演算システムに関するものである。

20

【背景技術】

【0002】

本発明者等は先に図 7 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（特許文献 1）を開発し、日本国特許第 2913005 号（米国特許第 5423209 号）として特許権を得ている。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った位置に、孔径より小径の総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、 $\alpha$ 、 $\beta$ ）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総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だけで、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、これらの情報を総合して出力表示でき、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

30

40

50

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発明であった。

【 0 0 0 3 】

さらに本発明者らは同システムの改良を重ね、特許文献 2 (特許第 3486672 号：米国特許第 6336060 号) の「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」を提示した。この発明は、低速から超音速までの広速度域で、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を目的とし、演算処理方法は、迎角  $\alpha$  と横滑り角  $\beta$  を求める近似式を既知数の迎角圧力係数  $C_{\alpha}$ 、横滑り角圧力係数  $C_{\beta}$  についての 3 次式の形とし、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ものであり、多項式の係数計算と、迎角  $\alpha$  及び横滑り角  $\beta$  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  $C_M$  と対気流角圧力係数  $C_{\alpha}$  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るものである。

10

しかし、これら既存の四角錐台型 5 孔プローブを備えた広速度域飛行速度ベクトル計測システムを用いた場合、通常の高高度 (12 km 以下) における低速から高速まで、様々な姿勢角で飛行する機体の速度と姿勢角が高精度で求められるのであるが、機体が地表から 30 km にも達する高空を飛行する場合には、大気圧が低くなることに起因して静圧を 5 孔の圧力信号から演算によって求めている同システムの精度が低下してしまうという問題点があった。

20

また、航空機に搭載されるピトー管プローブでは飛行中に雨や雪といった気象状況で水滴や氷粒が、或いは大気中の塵埃がプローブに接触し瞬時的に検出孔を塞ぐという現象がまま起こり、それによって検出システムが誤作動してしまうという問題もあった。

【特許文献 1】特開平 5 - 2 8 8 7 6 1 号公報 「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及び多角錐台型ピトー管型プローブ」 平成 5 年 1 月 2 日公開

【特許文献 2】特開 2 0 0 1 - 2 4 2 1 9 0 号公報 「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」 平成 1 3 年 9 月 7 日公開

30

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 4 】

本発明が解決しようとする課題は、機体が地表から 30 km に達する高空を飛行する場合に、大気圧が低くなることに起因して、四角錐台型 5 孔プローブを用いた従来システムの精度が低下してしまう問題点を解決し、計測精度低下を防ぐことのできる広速度域飛行速度ベクトル計測システムを提供することにある。

また、広速度域飛行速度ベクトル計測システムにおいて水滴、氷粒或いは塵埃付着による検出変動の影響を除去する手法を提示することにある。

【課題を解決するための手段】

40

【 0 0 0 5 】

従来の四角錐台型 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では、飛行時に先端部総圧孔と四角錐面上の 4 つの圧力孔で検出した圧力情報を基に、演算によって静圧を得ていたが、本発明の飛行速度ベクトル計測プローブは高空飛行時に算出される飛行マッハ数の精度低下を防ぐため、プローブの筒壁面に静圧孔をあけて、この静圧孔によって検出された圧力を新たな圧力情報として用いることにより、高精度のマッハ数と高度を求めるようにした。この静圧孔で検出された圧力は、前記総圧バランス孔位置とプローブの姿勢角によって値が変わるほか、後方にある機体の影響 (位置誤差) が含まれるため、その位置における大気圧 (真の静圧) とは異なっているが、真の大気圧大きさを反映しており、真の静圧とほぼ同等の大きさを持つ値である。

50

本発明の広速度域飛行速度ベクトル計測プローブの静圧孔は筒壁において総圧バランス孔の前方位置に、筒断面中時計面表示で3時と9時の位置を中心としてそれぞれ数個ずつが均等な間隔で配置されるようにした。

【0006】

本発明の広速度域飛行速度ベクトル計測システムは、上記の計測プローブを備えたものであって、総圧信号 $P_h$ と静圧信号 $P_s$ そして迎角値とから、 $P_s/P_h$ と の4次多項式で近似された式に基づいて参照マッハ数 $M_s$ が演算されるものであり、更に、低速から超音速の広い範囲にわたりいくつかの速度域に分割し、上記近似式のそれぞれの係数を求めておくことで、精度の良い参照マッハ数 $M_s$ を得るようにした。

また、上記近似式は複数の横滑り角について係数が求められており、任意の横滑り角に対するマッハ数 $M$ は、それを挟む二つの較正済み の係数を用いて算出した二つの参照マッハ数 $M_s$ の出力から補間によってマッハ数 $M$ を算出するようにした。

また、本発明の広速度域飛行速度ベクトル計測システムは、サンプリング間隔で取り込まれる総圧孔と基部の四角錐面の4つの圧力孔と静圧孔からの圧力情報に基づく信号を前フレーム時の値と比較し、差データが閾値を越えていなければその時点のデータとして現フレームのデータを採用し、もし閾値を越える異常値と判定されたときは前フレームのデータを読み出して現フレームのデータに置き換える手段を備えるようにした。

【発明の効果】

【0007】

本発明は、従来からの四角錐台型5孔プローブで得られる5つの圧力情報に、ピトー管側面部に新たに追加した静圧孔で得られる静圧情報を加え、マッハ数算出を行うようにしたものであるから、機体周囲の真の静圧とほぼ同等の静圧値を直接求めることができその総圧との差は四角錐台の斜面における圧力との差より大きな値となるので、マッハテーブルによって算出されるマッハ数の誤差は小さくなる。そのため、高度30kmのような高空域においては従来からの四角錐台型5孔プローブでは得られなかった高精度の飛行マッハ数を精度良く得ることが出来る。

また、本発明のシステムにおけるプローブ筒壁にあけられた静圧孔は、筒断面中時計面で3時と9時の位置を中心としてそれぞれ数個ずつが均等な間隔で配置されるようにしたものであるから、迎角や横滑り角の大きさによって特性が大きく変わることがない静圧値を検出することが出来、これが精度の良いマッハ値の算出を可能とする。また、総圧バランス孔の前方、総圧バランス孔と重ならない位置に配置されているため総圧バランス孔から排出される気流の影響を受けることなく精度の良い静圧を検出できる。

【0008】

本発明の広速度域飛行速度ベクトル計測システムは、総圧信号 $P_h$ と静圧信号 $P_s$ そして迎角値とから、 $P_s/P_h$ と の4次多項式で近似された式に基づいて参照マッハ数 $M_s$ が演算されるものであり、上記近似式は複数の横滑り角について係数が求められており、任意の横滑り角に対するマッハ数 $M$ は、それを挟む二つの較正済み の係数を用いて算出した二つの参照マッハ数 $M_s$ の出力から補間によってマッハ数 $M$ を算出するようにしたので、気流角圧力係数 $C$ とマッハ圧力係数 $C_M$ からルックアップテーブル方式で直接マッハ数を読みとる従来法に比べ、精度の高いマッハ数を得ることが出来る。また、マッハ数の精度が悪くなると、そのマッハ数を使って算出する高度の精度も悪くなるが、本方法でマッハ数の精度低下を防ぐことができた結果、同じ計算式を用いて求める高度の精度低下も防ぐことができた。

更に、低速から超音速の広い範囲にわたりいくつかの速度域に分割し、上記近似式のそれぞれの係数を求めておくことで、広い音速域について精度の良いマッハ数を得ることが出来る。

更に、本発明の広速度域飛行速度ベクトル計測システムは、サンプリング間隔で取り込まれる総圧孔と基部の四角錐面の4つの圧力孔と静圧孔からの圧力情報に基づく信号を前フレーム時の値と比較し、差データが閾値を越えていなければその時点のデータとして現フレームのデータを採用し、もし閾値を越える異常値と判定されたときは前フレームのデ

10

20

30

40

50

ータを読み出して現フレームのデータに置き換える手段を備えるようにしたので、雨や雪  
 或いは塵埃などが瞬時的に検出孔を塞ぐようなことがあっても、それによる誤検出を効果  
 的に除去することが出来る。

【発明を実施するための最良の形態】

【0009】

本発明は、高空飛行時に算出される飛行マッハ数の精度低下を防ぐため、プローブの筒  
 壁面に静圧孔をあけて、この静圧孔によって検出された圧力の値を、マッハ数算出のため  
 に用いる基礎データに加えるようにした点に特徴がある。その具体的構造は図1乃至図3  
 を参照しながら説明する。図1は本発明に係る6孔プローブの正面図と側面図であり、図  
 2は同じ正面図とそのA-A断面で管部分を破断的に示した側面図、またその部分拡大図  
 とを示したものであり、図3はそのB-B, C-C, D-D断面を示した図である。これら  
 の図に示されるようにピトー管1の先端中央部に総圧孔2があり、ピラミッド形の四角  
 錐斜面3にそれぞれ圧力孔群3a, 3b, 3c, 3dが設けられている。総圧管2aは図2のA-A断  
 面図から分かるようにピトー管先端の総圧孔2の開口部から少し引っ込んだ位置に端部が  
 くる細管構造となっており、総圧孔2と総圧管2aの間には環状の間隙2bが設けられ、飛行  
 時に受ける総圧 $p_h$ は総圧管2aの先端部と環状の間隙2bに掛かることとなる。総圧管2aの先  
 端部に掛かる総圧は総圧管2aと後方で接続されている総圧取出導管2cが導圧管となって検  
 出部に総圧を伝達する。環状の間隙2bは管内空洞部1aに連通しており、該管内空洞部1aに  
 は管側面に総圧バランス孔4が開孔されているため、環状の間隙2bに掛かる総圧は前記管  
 内空洞部1aを経て総圧バランス孔4に抜けるため総圧バランス孔4から気流がジェット流  
 の如くパージされる。この様な構成は機体軸が進行方向と角度差を有する姿勢においても  
 精度の良い総圧を検出するためである。四角錐斜面3上の圧力孔群3a, 3b, 3c, 3dでは後述  
 する演算の基礎データとして4面の圧力 $p_a, p_b, p_c, p_d$ を受圧し、図3から分かるように管  
 内空洞部1aに配管されているそれぞれの導圧管3m, 3n, 3o, 3pと圧力取出管を介して検出部  
 に導く構造となっている。

【0010】

本発明の6孔プローブの特徴的構造は1つの上記総圧孔2と4つの受圧孔群3a, 3b, 3c, 3  
 dの他にピトー管1の側壁に静圧孔5を設けた点にある。この静圧孔5は総圧バランス孔  
 4からパージされる気流の影響を避けるため、図1に示されるように総圧バランス孔4よ  
 り前方位置のピトー管1の側壁B-B位置に、総圧バランス孔と重ならないように設けられ  
 る(静圧孔が3時、9時を中心とする位置にあるのに対して、総圧バランス孔は1時半、4  
 時半、7時半、10時半の位置)。好ましくはピトー管1の断面に於いて時計板の3時と  
 9時にあたる対向位置を中心として周方向に配置される数個(図示の例では4個づつ)の  
 小孔群で構成される。B-B位置にある上記静圧孔5で受圧する静圧 $P_s$ は、管壁内に設け  
 られ後方のD-D位置まで延在された静圧導孔5aとD-D位置に設けられた静圧導入孔5b  
 を介してピトー管内空洞部である静圧室5cに導かれる。さらに、この静圧 $P_s$ はこの静圧室  
 5cと検出部とを結ぶ静圧取出導管5dを介して検出部に導かれる。この静圧室5cは図2から  
 分かるように前記管内空洞部1aの後方位置に圧力遮断壁6によって隔絶されている。

このピトー管1内には氷結を防止するための電熱ヒーター巻線7が張り巡らされており  
 、図中の7aはこの電熱ヒーター巻線7に電流を供給するコネクター部である。

【0011】

次に、この新しい6孔のプローブを用いた飛行ベクトル(マッハ数 $M$ , 迎角 $\alpha$ , 横滑り  
 角 $\beta$ )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  
 御装置等に送信する手法とシステムとを説明する。検出した6つの圧力情報(総圧: $p_h$ ,  
 圧力群1: $p_a$ , 圧力群2: $p_b$ , 圧力群3: $p_c$ , 圧力群4: $p_d$ )を図1乃至3に示したよう  
 な6孔ピトー管プローブ1から受信し、図4に示すような飛行速度ベクトル計測システム  
 の演算処理器10によって演算されて送信される。図中左部に示されるように本発明の四角  
 錐台型6孔プローブ1からの6つの圧力情報と大気温度機器20からの温度信号とを受け、  
 演算結果を右部に示される表示装置・飛行制御装置等に送信する。演算処理器10は、6孔  
 プローブ1からの6つの圧力情報を受信して変換器を介して圧力値に対応した電気信号と

10

20

30

40

50

すると共に迎角圧力係数  $C_x$  と、横滑り角圧力係数  $C_y$  と、対気流角の圧力係数  $C_z$  そしてマッハ圧力係数  $C_M$  を演算処理する 1 次演算処理部 10a と、ルックアップテーブルを備え対気流角の圧力係数  $C_x$  とマッハ圧力係数  $C_M$  とからマッハ数を割り出すと共に、迎角  $\alpha$  と横滑り角  $\beta$  を算出する 2 次演算処理部 10b と、温度信号、総圧信号および静圧信号とから温度、高度、昇降度を算出する 3 次演算処理部 10c と、1 次演算処理部 10a で算出した動圧値  $P_h$ 、静圧値  $P_s$  と 2 次演算処理部 10b で算出した迎角  $\alpha$  と横滑り角  $\beta$  とから精度の高いマッハ数  $M$  等飛行速度ベクトルを算出する 4 次演算処理部 10d とを内蔵するもので、1 次演算処理部 10a からの動圧信号  $P_h$ 、静圧信号  $P_s$ 、4 面の圧力信号  $P_a, P_b, P_c, P_d$  と、3 次演算処理部 10c で算出した温度、高度、昇降度、動圧  $q$ 、静圧  $p$ 、そして 4 次演算処理部 10d で算出された飛行速度ベクトルを表示装置・飛行制御装置等に送信する。

10

## 【 0 0 1 2 】

飛行時における本発明に係るシステムの作動を図 5 に示したフローチャートに沿って説明する。ステップ 1 の飛行準備の段階で、ROM に蓄積されたデータ群をワークエリアに読み出す。このデータ群は図中右上の枠内に示されるように a : 各圧力変換器の係数、b : データの平滑式、c : 各種演算処理式、d : 各圧力校正係数 ( $A_{ij}, B_{ij}$ )、e : ルックアップテーブル (補間式を含む)、f : プローブ位置取付誤差補正值、g : 制御信号他である。ステップ 2 で飛行が開始されるとプローブからのデータの取込が開始され、ステップ 3 で取込データは順次時系列的に更新される。ステップ 4 で更新された 6 孔の検出情報である総圧 :  $p_h$ 、静圧 :  $p_s$ 、4 面の圧力 :  $p_a, p_b, p_c, p_d$  に「a : 各圧力変換器の係数」を掛けて総圧信号  $P_h$ 、静圧信号  $P_s$ 、4 面の圧力信号  $P_a, P_b, P_c, P_d$  (電気信号) に変換する。ステップ 5 ではこれらの圧力信号について「b : データの平滑式」を用い平滑化処理を行う。すなわち、本発明ではサンプル時間毎 (例えば 1 / 32 秒毎) の信号を用いるが、そのサンプル時間内の変化分を平滑化してサンプル値とするのである。

20

## 【 0 0 1 3 】

ここで得られた各圧力信号は後述する誤信号除去手段を介しないときはそのままステップ 10 に進み、「c : 各種演算処理式」を用い、気流の迎角圧力係数  $C_x$  と、気流の横滑り角圧力係数  $C_y$  と、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  $C_z$ 、そしてマッハ圧力係数  $C_M$  を算出する。

$$\text{ここでの演算式は } C_x = (P_a - P_c) / P_h \quad (1)$$

$$C_y = (P_b - P_d) / P_h \quad (2)$$

$$C_z = (C_x^2 + C_y^2)^{1/2} \quad (3)$$

$$C_M = \{ P_h - (P_a + P_b + P_c + P_d) / 4 \} / P_h \quad (4)$$

30

である。該 6 孔プローブの上下圧力孔の差圧信号 ( $P_a - P_c$ ) を中央の総圧信号  $P_h$  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  $C_x$  と、同様に左右圧力孔の差圧信号 ( $P_b - P_d$ ) を中央の総圧信号  $P_h$  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  $C_y$  とを (3) 式に代入して該 6 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  $C_z$  を得、更に総圧信号  $P_h$  と四角錐面上の 4 孔平均圧の差圧信号  $\{ P_h - (P_a + P_b + P_c + P_d) / 4 \}$  を同様に中央の総圧信号  $P_h$  で無次元化する (4) 式に代入してマッハ圧力係数  $C_M$  を得る第 1 次演算処理を実行する。上記のステップ 4 乃至このステップ 10 の処理は図 4 中破線で囲われた 1 次演算処理部 10a でなされる。

40

## 【 0 0 1 4 】

本発明はあらかじめ求めてある気流角圧力係数  $C_x$  とマッハ圧力係数  $C_M$  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、ステップ 11 においてステップ 10 で求めた気流角圧力係数  $C_x$  とマッハ圧力係数  $C_M$  からルックアップテーブル方式で直接マッハ数を読みとる。すなわち、上記の 6 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 6 孔プローブの角度  $\theta$  (気流軸に対するプローブの設定角度値) 設定毎に得る静圧以外の 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  $C_x$  を得ておき、該マッハ数  $M$ 、対気流角圧力係数  $C_x$ 、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  $C_x$ 、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 (ROM に蓄積された : ルッ

50

クアップテーブル（補間式を含む）を構成し、ステップ10で得た対気流角圧力係数Cとマッハ圧力係数CMを当てはめることでマッハ数Mを直接、決定できる。ステップ12で行う気流角である迎角・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「d：迎角圧力校正係数Aij」と前記マッハ圧力係数Cとを用いて迎角に関する3次式(5)を立て、同様に前記マッハ数Mと予め求めておいた「d：横滑り角圧力校正係数Bij」と前記マッハ圧力係数Cとを用いて横滑り角に関する3次式(6)を立て、(5)と(6)から迎角と横滑り角を直接的に求める。

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

なお、上記3次式(5)(6)と係数はROMに「c：各種演算処理式」「d：各圧力校正係数(Aij, Bij)」として、蓄積されている。

以上のステップ11とステップ12の動作は図4に示された演算器10において破線で囲われた2次演算処理部10bでなされる。

#### 【0015】

本発明では静圧情報psを直接検出できるものであることにより、ステップ11で得たマッハ数値より正確なマッハ数Mを得る手段を備えている。すなわち、ステップ13において先の総圧信号Phと静圧信号Psそしてステップ12で求められた迎角値とから、Ps/Phとの4次多項式で近似された次式に基づいてまず参照マッハ数Msが演算される。

Ms( , Ps/Ph)

$$= C_{40} + C_{31} (Ps/Ph) + C_{22} (Ps/Ph)^2 + C_{13} (Ps/Ph)^3 + C_{04} (Ps/Ph)^4$$

$$+ C_{30} (Ps/Ph)^3 + C_{21} (Ps/Ph)^2 + C_{12} (Ps/Ph)^2 + \frac{C_{03} (Ps/Ph)^3}{C_{03}}$$

$$+ C_{20} (Ps/Ph)^2 + C_{11} (Ps/Ph) + \frac{C_{02} (Ps/Ph)^2}{C_{02}}$$

$$+ C_{10} + \frac{C_{01} (Ps/Ph)}{C_{01}}$$

$$+ C_{00}$$

(7)

なお、式中Cijは横滑り角の値（具体的には = 0°, 2.5°, 5°, 7.5°）を複数設定した風洞試験により決定されるマトリクス係数である。任意のに対しては、それを挟む二つの校正済み の係数を用いて上式により参照マッハ数Msの値を計算し、双方の出力値から補間によって 値に対応するマッハ数Mを算出する。また、一組のCijで低速から超音速の広い範囲にわたり精度良い近似は出来ないため、いくつかの速度域に分割し、それぞれの係数Cijを求めておくことで、精度の良い参照マッハ数Msを得ることが出来、最終的に算出するマッハ数Mが精度の高いものとなる。

#### 【0016】

温度情報は別途設置された大気温度機器で検出し、温度信号に変換された信号を受けて温度情報を出力する。これらの動作は図4に示された演算器10において破線で囲われた3次演算処理部10cでなされる。

動圧qと静圧pは上記動作に並行してステップ14において総圧信号Phとステップ13で求めた正確なマッハ数Mを用いて算出する。この演算はマッハ数の帯域に応じて異なる演算式を適用するが、その式は次に示す式となる。

1) M 0.2：低速領域のとき

$$q = Ph \{ 1 - (1 + 0.2M^2)^{-7/2} \} \quad (8-1)$$

$$p = Ph (1 + 0.2M^2)^{-7/2} \quad (9-1)$$

10

20

30

40

50

2)  $0.2 < M < 1$  : 遷音速領域のとき

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

$$p = Ph (1 + 0.2 M^2)^{-7/2} \quad (9 - 2)$$

3)  $M > 1$  : 超音速領域のとき

$$q = Ph \times 0.7 M^2 (1.2 M^2)^{-7/2} \{ 6 / (7 M^2 - 1) \}^{-5/2} \quad (8 - 3)$$

$$p = Ph (1.2 M^2)^{-7/2} \{ 6 / (7 M^2 - 1) \}^{-5/2} \quad (9 - 3)$$

#### 【0017】

以上の演算によりプローブ軸に対する飛行速度ベクトルと動圧と静圧が得られる。このように本発明では高度情報に対応する静圧は静圧孔で直接静圧情報 $p_s$ を検出するので、ステップ5の段階で既に静圧信号 $P_s$ が得られている。これに基づいて高度情報が得られると共に、微分演算してその変化分である昇降度とを得る。この静圧情報が4面の圧力信号 $P_a, P_b, P_c, P_d$ と総圧信号 $P_h$ とを用いた演算によってではなく直接検出できるものである点で本発明は従来装置と大きく異なる。これによって、高々度における静圧情報、これに基づく高度情報を精度良く得ることが出来る。因みに従来システムでの高度値の精度は1%程度の精度であったため、高々度での誤差は百メートルにもなっていたが、本発明ではせいぜい数十メートル0.3%以内の精度が確認できた。

なお、ステップ13とステップ14のこの演算は図4に示された演算器10において破線で囲われた4次演算処理部10dでなされる。

#### 【0018】

ステップ15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16で予めプローブ位置取付け誤差に対応する補正值「 $f$  : プローブ位置取付け誤差補正值」を記憶しておき、これを読み出して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17で機体軸に対する静圧の補正を行う。ステップ18で以上の補正演算により得られたデータを機体軸に対する飛行速度ベクトルとして決定し、記憶する。この値がステップ19で表示装置や飛行制御装置に計測信号として送信される。もしステップ15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補正は必要ないのでステップ14で得られたプローブ軸に対するデータを値をそのまま機体軸に対するデータとして採用しステップ19に進む。ステップ19で値を送信した後ステップ20では飛行が継続されるか否かの確認が行われ、継続される場合にはステップ3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トップとなり作業を終了する。

#### 【0019】

飛行中ピトー管の圧力孔に雨、雪或いは塵埃など異物がぶつかって瞬時的に圧力が激変することがままあるが、本発明のシステムにはこの誤信号を判別し、取込情報から排除する手段を備えるようにした。この手段は6孔プローブからの圧力情報を電気的な圧力信号に変換した後段に設置され、動作フローとしては図5のフローチャートに於いてステップ5とステップ10の間で行われる。この部分の動作は図6に示したように行われる。すなわち、ステップ6でサンプリング時間毎(例えば1/32秒毎)に取り込まれる総圧信号 $P_h$ 、静圧信号 $P_s$ 、4面の圧力信号 $P_a, P_b, P_c, P_d$ について現フレームから数フレーム前までの分を一時的にデータとして記憶蓄積しておく。ステップ7でこの順次取り込まれる各データを前フレームの対応データと差演算して変化分を割り出し、ステップ8でこの変化分が実環境において起こり得る閾値を越えていないかどうかの判断を行う。総圧信号 $P_h$ についての閾値は  $A$ 、静圧信号 $P_s$ についての閾値は  $B$  そして4面の圧力信号 $P_a, P_b, P_c, P_d$ についての閾値は  $C$  として予め設定しておく。ステップ9では、比較したデータがこの閾値を越えていなければその時点のデータとして現フレームのデータを採用し、もし閾値を越える異常値と判定されたときは前フレームのデータを読み出して現フレームのデータに置き換える。もし、異常値が連続した場合には更に前のフレームのデータを採用するため、単に前回データだけでなく、数フレーム前までのデータを一時記憶させるようにしている。

#### 【図面の簡単な説明】

10

20

30

40

50

【 0 0 2 0 】

【図 1】本発明に係る多角錐台型 6 孔ピトー管プローブの ( a ) は正面図、( b ) は側面図である。

【図 2】本発明に係る 6 孔ピトー管プローブの ( a ) は正面図、( b ) は部分的に破断側面図及び部分拡大図である。

【図 3】本発明に係る 6 孔ピトー管プローブの図 2 ( b ) における B - B 部断面図、( b ) は C - C 部断面図、( c ) は D - D 部断面図である。

【図 4】本発明のシステムにおける演算処理機の機能を説明するブロック図である。

【図 5】本発明のシステムの作動を説明するフローチャートである。

【図 6】本発明のシステムで採用される誤信号除去動作を説明するフローチャートである

10

【図 7】従来の多角錐台型 5 孔ピトー管プローブの基本構成を示す図である。

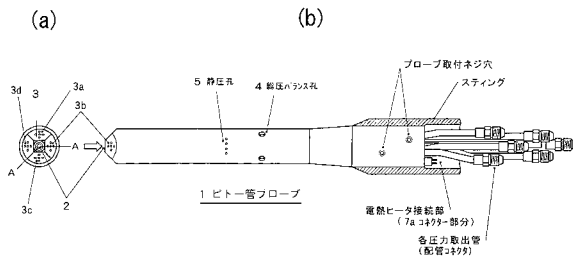
【符号の説明】

【 0 0 2 1 】

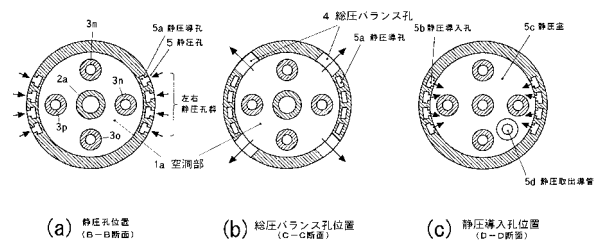
- 1 ピトー管プローブ
- 2 総圧孔
- 2b 環状の間隙
- 3 四角錐斜面
- 4 総圧バランス孔
- 5a 静圧導孔
- 5c 静圧室
- 5 静圧孔
- 5 圧力遮断壁
- 7a コネクター部
- 1a 管内空洞部
- 2a 総圧管
- 2c 総圧取出導管
- 3a,3b,3c,3d 圧力孔群
- 5 静圧孔
- 5b 静圧導入孔
- 5d 静圧取出導管
- 7 電熱ヒータ巻線

20

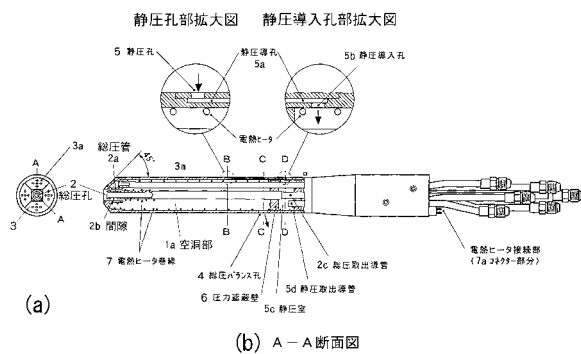
【図 1】



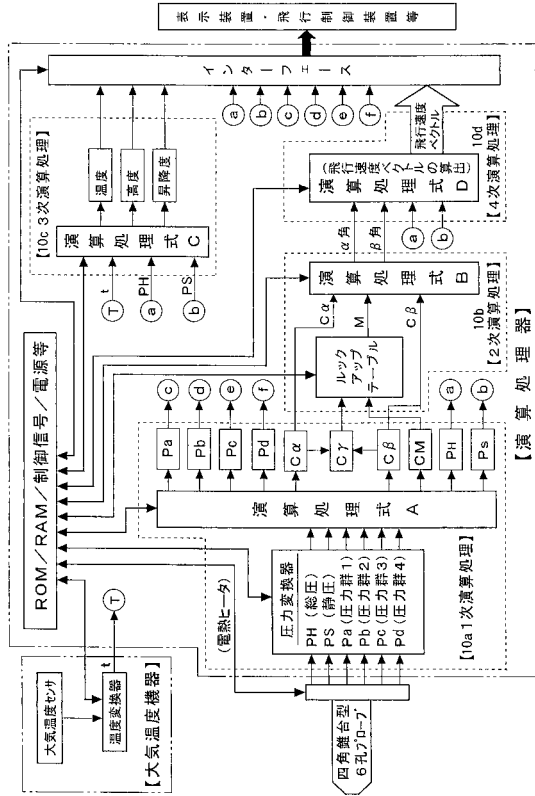
【図 3】



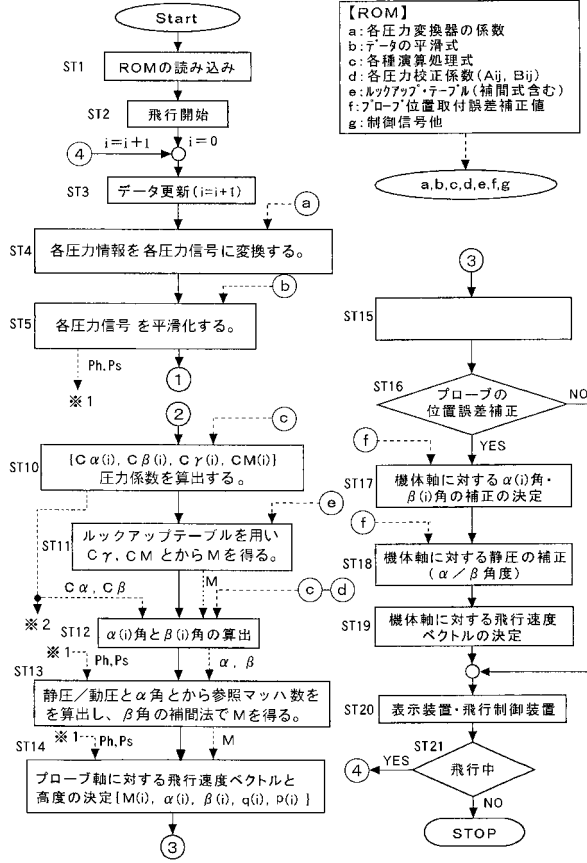
【図 2】



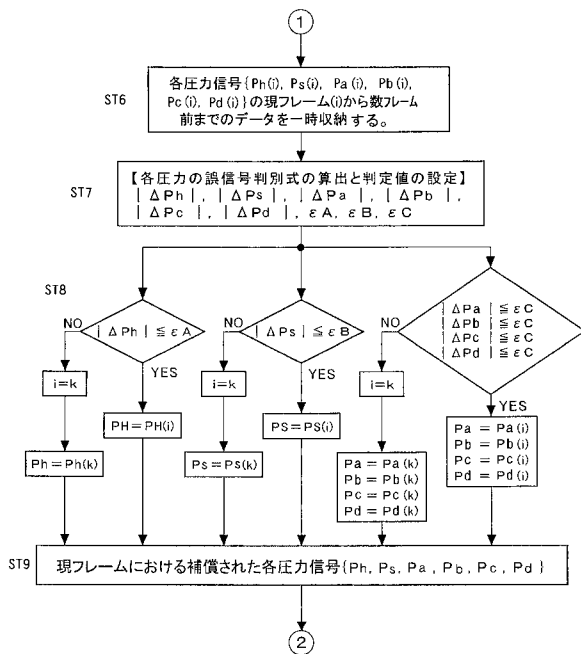
【図4】



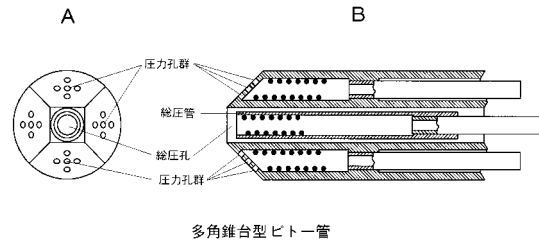
【図5】



【図6】



【図7】



多角錐台型ビトー管

## フロントページの続き

- (72)発明者 重見 仁  
東京都調布市深大寺東町7-44-1 独立行政法人宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部内
- (72)発明者 小池 陽  
東京都調布市深大寺東町7-44-1 独立行政法人宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部内
- (72)発明者 上野 真  
東京都調布市深大寺東町7-44-1 独立行政法人宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部内
- (72)発明者 廣谷 智成  
東京都調布市深大寺東町7-44-1 独立行政法人宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部内
- (72)発明者 中谷 輝臣  
東京都調布市深大寺東町7-44-1 独立行政法人宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部内
- (72)発明者 若井 洋  
東京都新宿区西新宿一丁目7番2号 富士重工業株式会社内
- (72)発明者 岩田 徹  
東京都狛江市和泉本町1丁目35番1号 東京航空計器株式会社内

審査官 松川 直樹

- (56)参考文献 特開昭58-030673(JP,A)  
特開平10-332728(JP,A)  
特開2001-242190(JP,A)  
特開2000-275269(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

G01P 5/00  
G01P 5/16-5/175