多角錐台型ピトープローブの高高度における計測精度向上^{*1} Measurement Accuracy Improvement of the Pitot Probe with Multi-Hole Pyramidal Head at High Altitude Condition

廣 谷 智 成^{*2}・上 野 真^{*2}・重 見 仁^{*2}・若 井 洋^{*3}・岩 田 徹^{*4}

Tomonari HIROTANI, Makoto UENO, Masashi SHIGEMI, Hiroshi WAKAI and Toru IWATA

Key Words: Aircraft Instrument, Pitot Tube, Multi-Hole Probe, Velocity Measurement

Abstract: The Pitot probe with 5-hole pyramidal head originally developed by NAL was planned to be adopted in the early phase of the development of the High-Speed Flight Demonstration Phase II. But it was turned out that the probe could not achieve enough ability of Mach number measurement at high altitude condition. To improve the ability of the ADS, pressure holes were added on the aft surface of the probe. As the result, the error of Mach number measurement due to the errors of pressure sensors became 2.7% of an original error at best condition, and the new probe could achieve adequate accuracy of Mach number.

記 号 の 説 明

M : マッハ数
 P_t : 総圧 Pa
 P : 静圧 Pa
 P_d : 動圧 Pa
 $P_{b1\sim4}$: 4つの角錐面の圧力孔計測圧 Pa
 P_b : $P_{b1\sim4}$ の平均値 Pa
 P_s : 静圧孔計測圧 Pa
 α : 機体の迎角 deg
 β : 機体の横滑り角 deg
 C_M : マッハ数圧力係数
 C_α : 迎角圧力係数
 C_β : 横滑り角圧力係数
 C_γ : 気流角圧力係数 ($= \sqrt{C_\alpha^2 + C_\beta^2}$)
 κ : 空気の比熱比 ($= 1.4$)

1. は じ め に

従来、航空機搭載のエア・データ・センサ・システム（以下、ADS）としては、球形プローブ、ピラミッド型プローブを用いたもの及び通常のピトー管と矢羽根型 α/β センサを用いたもの等が開発されている。しかし、各方式とも弱点がある。従来型の総圧孔を用いた多孔型のプローブ等は大きな姿勢角で飛行する場合、総圧・静圧検出に誤差を生じ、エア・データ計測に複雑な補正が必要である。また、矢羽根型角度センサは飛行中、矢羽根に振動が起き大きな角

度誤差を生じる場合がある。

これらの弱点がなく、また、可動部や複雑な補正を必要とせずにエア・データを計測する技術として、航空宇宙技術研究所では風洞内後流測定用に開発したキールチューブ型総圧管方式の多孔プローブに関する特許「多角錐台型ピトー管型プローブ」¹⁾をもとに、東京航空計器（株）と共同で実機搭載型プローブ（四角錐台型5孔ピトープローブ）の開発を行った²⁻⁴⁾。

このプローブと専用のエア・データ・コンピュータ（以下、ADC）から構成されるADSは、ハードウェアとしては1996年に実験が行われたHOPE小型着陸実験機（ALFLEX）⁵⁾で実用された。そして、宇宙往還機形状の遷音速領域における機体の空力特性データを取得することを主目的とした飛行実験である、高速飛行実証フェーズII⁶⁾（以下、HSFD2）においても使用されることが検討され、遷音速領域での較正風洞試験が行われるなど、所要の準備が進められていた。

しかし、準備の過程において、四角錐台型5孔ピトープローブを用いた計測では、高高度の空気の希薄な領域では、マッハ数や静圧の測定において飛行に必要な精度が得られないことが明らかになった。対応策を模索する中で、プローブの中胴に新たに静圧孔を設けて、静圧情報を付加することによりマッハ数を精度良く決定できることが理解され、四角錐台型5孔ピトープローブ（以下、「旧プローブ」）に静圧孔を付加した新方式のプローブ⁷⁾（以下、「新プローブ」）が開発された。

この新プローブと専用のエア・データ算出モデルを用いた計測では、旧プローブを使用した場合と比較して、高度22500m、高度18000m、マッハ数0.2～1.4の条件下では、圧力センサ誤差に起因するマッハ数の計測誤差が平均で約1/3（34.9%）に低下し、特に高度18000m、マッハ数1.0では約1/40（2.7%）に低下した。これにより飛行試験の計

^{*1} © 2005 日本航空宇宙学会
平成16年9月22日原稿受理

^{*2} 宇宙航空研究開発機構

^{*3} 富士重工業（株）

^{*4} 東京航空計器（株）

測目的及び飛行制御の成立に必要な計測精度を達成できた。

本稿では、四角錐台型 5 孔ピトープローブを用いた ADS の計測精度が高高度において低下する問題に対して行った検討、対策について述べ、その結果として製作された新方式の四角錐型ピトープローブとそれを用いた場合のエア・データ算出モデル、それにより得られた計測精度について述べる。

2. 四角錐台型 5 孔 ADS の問題点

HSFD2 では当初、四角錐台型 5 孔ピトープローブの搭載が予定されていた。しかし、検討の過程において、高高度の空気の希薄な領域では、マッハ数や静圧の測定において飛行に必要な精度が得られないことが明らかになった。ここで、四角錐台型 5 孔ピトープローブ（旧プローブ）の概略と高高度で使用する場合の問題点について述べる。

2.1 四角錐台型 5 孔ピトープローブの概略 第 1 図に旧プローブの外観図を示す。この図に示すように旧プローブは四角錐台頭部をもつ円柱の中心に総圧計測用のキールチューブを配置し、4 つの角錐面の各々に圧力孔を設けた角錐型 5 孔ピトー管型プローブである。総圧計測用のキールチューブは総圧管とそれを取り巻く遮蔽管の二重管構造となっており、気流の角度によらず総圧を計測できる。角錐面の角度はプローブ軸に対して 45 deg である。各圧力孔の圧力計測は絶対圧センサにより行われ、これらの圧力情報が ADC に取り込まれ、演算処理の後、エア・データとして出力される。

2.2 四角錐台型 5 孔ピトープローブを用いた計測 以下に旧プローブを用いた場合の、計測された圧力データからマッハ数、機体の迎角、横滑り角、静圧、動圧を算出するための演算処理モデルを示す。

第 1 図に示す各圧力孔の計測圧を入力とし、次式により各圧力係数を算出する。

$$C_M = (P_t - P_b)/P_t \quad (1)$$

$$C_\alpha = (P_{b1} - P_{b3})/P_t \quad (2)$$

$$C_\beta = (P_{b2} - P_{b4})/P_t \quad (3)$$

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

ただし、

$$P_b = (P_{b1} + P_{b2} + P_{b3} + P_{b4})/4 \quad (5)$$

次に較正風洞試験により得られているマッハ数算出データマップ（第 2 図）より、 C_M 、 C_γ を用いてマッハ数 M を求

第 1 図 四角錐型 5 孔ピトープローブ（旧プローブ）の外観図

める。機体の迎角 α 、横滑り角 β は次式により求める。また、静圧 P 、動圧 P_d はすでに算出されているマッハ数 M 及び総圧 P_t を用いて等エントロピーの関係式から求める。

$$\begin{aligned} \alpha = & (a_{00} + a_{01}M + a_{02}M^2 + a_{03}M^3 + a_{04}M^4 \\ & + a_{05}M^5) \\ & + (a_{10} + a_{11}M + a_{12}M^2 + a_{13}M^3 + a_{14}M^4 \\ & + a_{15}M^5)C_\alpha \\ & + (a_{20} + a_{21}M + a_{22}M^2 + a_{23}M^3 + a_{24}M^4 \\ & + a_{25}M^5)C_\alpha^2 \\ & + (a_{30} + a_{31}M + a_{32}M^2 + a_{33}M^3 + a_{34}M^4 \\ & + a_{35}M^5)C_\alpha^3 \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \beta = & (b_{00} + b_{01}M + b_{02}M^2 + b_{03}M^3 + b_{04}M^4 \\ & + b_{05}M^5) \\ & + (b_{10} + b_{11}M + b_{12}M^2 + b_{13}M^3 + b_{14}M^4 \\ & + b_{15}M^5)C_\beta \\ & + (b_{20} + b_{21}M + b_{22}M^2 + b_{23}M^3 + b_{24}M^4 \\ & + b_{25}M^5)C_\beta^2 \\ & + (b_{30} + b_{31}M + b_{32}M^2 + b_{33}M^3 + b_{34}M^4 \\ & + b_{35}M^5)C_\beta^3 \end{aligned} \quad (7)$$

係数 a, b は較正風洞試験より各マッハ数 M について得られている。

これらの演算処理は機体に搭載されている ADC により行われ、演算結果がフライト・コントロール・コンピュータ（以下、FCC）に送られる。

2.3 高高度における計測誤差シミュレーション HSFD2 の飛行試験環境がこれまでに旧プローブを用いた ADS が使用された環境と大きく異なる点は、高高度の空気の薄い環境であるということである。そのため、高高度で使用する場合の誤差シミュレーションを実施した。高高度環境と

第 2 図 四角錐型 5 孔ピトープローブ用マッハ数算出データマップ

第3図 旧プローブを使用した場合の誤差シミュレーション結果

通常環境で大きく異なる点は各圧力孔で計測される圧力値の大きさである。本検討では高度の違いによるエア・データの計測精度の変化に注目しているため、誤差源は絶対圧センサの計測誤差（13 Pa）のみとした。また、シミュレーション条件は以下の通りである。

- ・高度：22500 m, 18000 m
- ・マッハ数：0.2, 0.4, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 0.95, 1.0, 1.05, 1.1, 1.2, 1.3, 1.4
- ・機体迎角：0.0 deg
- ・機体横滑り角：0.0 deg

この結果を第3図に示す。これから、マッハ数0.2及び遷音速域においてマッハ数の誤差が大きくなっていることが分かる。マッハ数0.2においてマッハ数の誤差が大きいことは、この領域がHSFD2の試験領域ではないため問題とはならないが、試験領域である遷音速域においてマッハ数の誤差が大きいため、マッハ数を用いて算出される静圧、動圧等の誤差も増加し、飛行試験の計測目的及び飛行制御の成立が困難になると考えられた。

3. 精度向上のための方針

必要な精度の達成が困難である原因として、以下に示す3要因が考えられる。

① 旧プローブは絶対圧センサを用いる仕様上、高高度で空気の薄い領域では計測圧力に対する誤差量が増加する。つまり、地上付近においても計測可能なフルレンジの一定割合である誤差量は、高高度での計測圧力に対して比較的大きい。

② 旧プローブでは、マッハ数はピトー管先端の総圧とそれを取り巻く4面の計測圧平均値の差分を用いて算出されるが、通常のピトー管のようにピトー管並行部の計測圧によるマッハ数計測に対し、圧力差が半分以下となるため、誤差量の比率が増大する。

③ マッハ数1付近では5圧孔からマッハ数を計算する較正カーブの傾斜が急激に大きくなり、結果として圧力誤差

第4図 新方式の四角錐型ピトープローブ（新プローブ）の外観図

第5図 新プローブを使用した ADS のモデル図

に対するマッハ数変化の感度が増加する。

要因①に関しては、より高精度の絶対圧センサを使用することにより改善することができるが、現状ではさらに高精度な絶対圧センサを入手することは困難である。また、要因③に関しては、旧プローブの空力特性そのものであるため、改善することは非常に難しい。よって要因②に対し、精度向上対策を検討した。

マッハ数の計測誤差が大きいことは(1)式の $P_t - P_b$ が小さいことに起因していると考えられるため、これに相当する量を増加するような対策を施せば、マッハ数の誤差は低下すると考えられる。そのため、第4図に示すようにピトー管並行部に静圧孔を追加した新方式の四角錐型ピトープローブ（新プローブ）を開発した。各静圧孔はピトー管内部で接続され、ピトー管並行部の平均圧力が計測されている。これにより総圧と比較的差の大きな静圧孔の圧力情報を用いてマッハ数を算出することが可能になる。ただし、追加された静圧孔の圧力情報を ADC に組み込むことはコスト的、スケジュール的に困難であったため、FCC 内にエア・データの算出を行う部分を新たに設け、ADC の演算結果と静圧孔の圧力情報を用いてマッハ数、静圧、動圧の算出を行うこととした。これを模式的に表した図を第5図に示す。

4. 新方式の演算モデル

以下に FCC 内に新たに設けられたエア・データの演算処理モデルを示す。機体の迎角 α と横滑り角 β については既存の方式による計測でも、十分な精度が得られることが分かったため、ADC の演算結果（式(6)、式(7)）をそのまま使用している。

エア・データ算出における入力値は ADC により算出された

第 6 図 マッハ数算出区間

機体の迎角 α , 横滑り角 β , 追加された静圧孔の圧力 P_s 及び ADC からそのまま FCC に送られる総圧 P_t の比 P_s/P_t である。マッハ数は P_s/P_t に関して次の 5 区間 (第 6 図) に分けて求める。

(区間 1) $0.91433 = P_2 < P_s/P_t$

(区間 2) $P_s/P_t|_{M=0.95} < P_s/P_t < 0.89561 = P_1$

(区間 3) $P_s/P_t \leq P_s/P_t|_{M=1.0}$

(補区間 1-2) $P_1 \leq P_s/P_t \leq P_2$

(補区間 2-3) $P_s/P_t|_{M=1.0} < P_s/P_t \leq P_s/P_t|_{M=0.95}$

マッハ数 0.95 及びマッハ数 1.0 における圧力比 $P_s/P_t|_{M=0.95}$, $P_s/P_t|_{M=1.0}$ は各迎角 α , 横滑り角 β について較正風洞試験より得られている。

区間 1~3 においてマッハ数は次式により算出される。

(区間 1)

$$M = \sqrt{2/(\kappa - 1) \{ (P_s/P_t)^{(1-\kappa)/\kappa} - 1 \}} \quad (8)$$

(区間 2) 及び (区間 3)

$$M = \sum_{i=0}^4 \sum_{j=0}^i c_{(i-j),j} \alpha^{(i-j)} (P_s/P_t)^j \quad (9)$$

係数 c は各横滑り角 β について較正風洞試験より得られている。

また, 補区間 1-2 及び補区間 2-3 では区間の両端の値を区間 1~3 の式 (式 (8), 式 (9)) を用いて算出し, 区間中の値を区間両端の値を用いて補間により求める。静圧 P , 動圧 P_d は次式により求める。

$$P = P_s \{ k(P_s/P_t) + l \} \quad (10)$$

$$P_d = \kappa/2 M^2 P \quad (11)$$

係数 k, l は較正風洞試験により各マッハ数 M について得られている。

第 7 図 新方式の四角錐台型ピトープローブを使用した場合の誤差シミュレーション結果

5. 新 ADS の誤差シミュレーション

新プローブによるエア・データの計測についても誤差シミュレーションを実施した。旧プローブを用いた場合について行ったシミュレーションと同様に誤差源は絶対圧センサの計測誤差のみとし, シミュレーション条件も同じである。

このシミュレーション結果及び旧プローブを用いた場合のシミュレーション結果との比較を第 7 図に示す。この図からプローブの改良により, 全体的にマッハ数の誤差が低下していることが分かる。このシミュレーションの条件, つまり高度 22500 m, 高度 18000 m, マッハ数 0.2~1.4 の条件下では, マッハ数の計測誤差が平均で 34.9% に低下している。さらに, HSFD2 の飛行試験領域である遷音速域においてマッハ数の計測誤差の低下は顕著であり, 特に高度

第8図 マッハ数算出式の主要パラメータの比較

18000 m, マッハ数 1.0 では 2.7% に低下した。

マッハ数の計測誤差が低下した要因として、まず、ピトー管並行部に静圧孔を追加し、比較的総圧との差が大きな静圧孔の圧力情報を用いてマッハ数を算出したことが考えられる。第8図に示すように、新プローブを用いた場合のマッハ数算出式における主要パラメータ P_s/P_t と旧プローブを用いた場合のマッハ数算出式における主要パラメータ $(P_t - P_b)/P_t$ を比較すると、新プローブを用いた場合のパラメータ P_s/P_t の方が大きな値となるため、マッハ数計測誤差に対する絶対圧センサの誤差の影響が小さいといえる。

また、新プローブを用いた場合には、ピトー管並行部に静圧孔を追加するという機械的な加工による影響以外にも、マッハ数算出式を新たに較正し直したことによる影響も大きいと考えられる。

マッハ数の計測誤差の原因としては、本稿において検討した絶対圧センサの誤差以外にもピトープローブの製作誤差、演算処理アルゴリズムのモデル化による誤差等が存在する。これらの影響を考慮し、さらに絶対圧センサの誤差による影響もワーストオンワーストのケースでマッハ数の計測誤差を見積もった場合でも、飛行試験の計測フェーズにおいてマッハ数の計測誤差は 0.03 以下であった。これにより飛行試験の計測目的及び飛行制御の成立に必要な計測精度を達成できた。なお、飛行後解析においては演算処理を行う計算機の処理能力が十分に高いため、ピトープロー

ブの各圧力孔の圧力情報を用いて、より高精度なエア・データを改めて算出した⁸⁾。

6. おわりに

本稿では、四角錐台型5孔ピトープローブを用いた ADS の計測精度が高高度において低下する問題に対して行った検討、対策について述べ、その結果として製作された新方式の四角錐型ピトープローブとそれを用いた場合のエア・データ算出モデル、それにより得られた計測精度について述べた。新方式の四角錐型ピトープローブを用いることにより、高高度においても十分なマッハ数計測精度が得られ、HSFD2 の飛行試験の計測目的及び飛行制御の成立に必要な計測精度を達成できた。本検討において得られた知見及び成果を以下にまとめる。

- ・多角錐台型ピトープローブを用いた ADS では、総圧と比較的差の大きなピトー管並行部の静圧情報を用いることにより、高高度における計測精度が向上する。
- ・上記改良により、本稿において検討した条件下では、圧力センサ誤差に起因するマッハ数の計測誤差が平均で 34.9% に低下した。
- ・計測誤差の低下は特に遷音速域において顕著であり、高度 18000 m, マッハ数 1.0 の条件では、圧力センサ誤差に起因するマッハ数の計測誤差は 2.7% に低下した。

参考文献

- 1) 中谷輝臣, 林 良生: 特許: 多角錐台型ピトー管型プローブ, 特許番号: 第 1454343 号, 1988.
- 2) 中谷輝臣, 鈴木誠三, 桑野尚明, 半沢麻雄, 斉藤隆司, 宇佐見光男, 岩田 徹: 航空機の高速度ベクトル計測用ピトー管 (第 1 報), 日本航空宇宙学会第 23 期年会講演集, 1992.
- 3) 中谷輝臣, 鈴木誠三, 桑野尚明, 半沢麻雄, 斉藤隆司, 宇佐見光男, 岩田 徹: 航空機の高速度ベクトル計測用ピトー管 (第 2 報), 第 30 回飛行機シンポジウム講演集, 1992.
- 4) 中谷輝臣, 鈴木誠三, 桑野尚明, 半沢麻雄, 斉藤隆司, 宇佐見光男, 岩田 徹: 航空機の高速度ベクトル計測用ピトー管 (第 3 報), 第 30 回飛行機シンポジウム講演集, 1992.
- 5) 永安正彦, 中安英彦, 田中敬司, 小野孝次, 谷内 朗: HOPE 小型実験機による自動着陸飛行実験 (ALFLEX) について, 日本航空宇宙学会誌, 46 (1998), pp. 2-11.
- 6) Ueno, M., Sarae, W., Tsujimoto, T., Yanagihara, M., Hirotsu, T. and Vebel, S.: Aerodynamic Characteristics Estimation of the High Speed Flight Demonstrator Phase II Using Flight Test Data, AIAA Paper 2004-4943, 2004.
- 7) 重見 仁, 小池 陽, 上野 真, 廣谷智成, 中谷輝臣, 若井 洋, 岩田 徹: 特許: 高速度域飛行速度ベクトル計測システム (出願中).
- 8) 上野 真, 廣谷智成, 辻本健士: 飛行実験データによる高速飛行実証フェーズ II 実証機の空力特性推定, 日本航空宇宙学会誌, 52 (2004), pp. 335-341.