極超音速風洞における不確かさの表示と応用^{*1} Representation and Application of Uncertainties at a Hypersonic Wind Tunnel

永井伸治^{*2}・津田尚一^{*2}・小山忠勇^{*2}・平林則明^{*2}
Shinji NAGAI, Shoichi TSUDA, Tadao KOYAMA, Noriaki HIRABAYASHI,
関根英夫^{*3}・渡利 實^{*2}
Hideo SEKINE and Minoru WATARI

Key Words: Testing, Uncertainty, Hypersonic Flow, Wind Tunnel

Abstract: To estimate uncertainties of wind tunnel test data, it is necessary to analyze statistical uncertainties of tunnel flow conditions. The tunnel flow field should be calibrated at many points in time and space. At a blow-down type hypersonic wind tunnel, this multipoint calibration of the flow field has to be divided in many tests. Among these many tests, random error limits estimated from statistical assessments of Mach number measurements were applied to judge the measurement repeatabilities including liquefaction free flow. The uncertainties of the flow conditions were validated through comparisons of standard model test data in/out of two calibration ranges across the years. Methodology to represent hypersonic wind tunnel performances has been established for data quality assurances by applying the statistical uncertainty assessments.

1. はじめに

測定値のエラーバーとして使われる不確かさの評価が近年求められている．統計学の工学的適用による不確かさの求め方に関して米国では国家規格¹⁾が発行されている．米機械学会および米航空宇宙学会では論文掲載の条件としてこの不確かさの表示を求めており，日本機械学会でも上記規格の訳本が出版される等，表示が推奨されている．不確かさ解析を行った場合，以下の3つの知見が得られる．

- 1) 風洞間データやCFD結果との一致の基準となる．
- 2) 各誤差要因の寄与の大きさがわかる．
- 3) 異常値の発生がわかる．

米航空宇宙学会からは遷音速風洞の試験データに関する不確かさ解析の指針²⁾が発行されており，極超音速風洞においても気流一様性の反映手法について，筆者らによる提案と検証がなされている³⁾．風洞試験データの不確かさ評価を行うためには，風洞の気流の質を反映した風洞基準量の不確かさを表示することが必要となる．

気流の質についてはまず空間的な一様性が挙げられる．高速風洞で一様性を把握するには気流中の圧力波を逃さず捉える多点測定が考えられる．ここでは多点測定中の測定の再現性を確保した上で，空間分布さらには気流の再現性を表すデータ標本を取得する必要がある．

また極超音速風洞では断熱膨張する風洞ノズル出口での空気液化を防ぐため，作動空気を加熱する必要がある．作動空気が高温になるほど安全性と運転効率が低下するため，気流マッハ数にも依存する液化すなわち必要なよみ点温度を明確に見極めることが必要である．

これらの問題を解決するため，本稿ではまず第2章において試験データの不確かさ解析に必要な風洞基準量の不確かさを明らかにする．次に第3章において不確かさを求めるための気流校正試験と，不確かさ解析の応用による再現性判定について述べる．第4章においては判定基準の検証を行った上で，風洞基準量の不確かさ表示を試みる．最後に第5章において標準模型の試験結果により，表示した不確かさを検証した．以上より試験データの不確かさ推定が可能な極超音速風洞の実現を図る．

2. 試験データの不確かさ推定

2.1 不確かさ解析の手順 ある測定を多数回繰り返した場合，測定値の分布は理想的には正規分布となる．よって第1図に横軸に値，縦軸に相対度数をとって示すように，ある1つの測定値 X_k は母平均 μ を中心とする正規分布の一部となる．ここで母平均 μ と真値との差をかたより誤差 β とし，母平均と測定値との差を偶然誤差 ε_k とすると，測定値の全誤差 $\delta k = \beta + \varepsilon_k$ となる．

かたより誤差 β の推定値としては，その上限値である正確度 B を用いる．また偶然誤差 ε_k の推定値として標本標準偏差である精密度 S を用いる．さらに自由度 ν を導入する．資料数 N とすると精密度 S を求めた場合，自由度

^{*1} © 2005 日本航空宇宙学会

平成17年4月7日，第36期日本航空宇宙学会年会講演会において発表．平成17年2月24日原稿受理

^{*2} 宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部風洞技術開発センター

^{*3} (財)航空宇宙技術振興財団

第1図 正規分布をとる測定値 X の集合

$\nu = N - 1$ となる．なお，最小二乗法で校正直線を求めたような場合には，正確度 B として計量標準の最大誤差，偶然誤差 ε_k の推定値として校正点の校正直線に対する残差の精密度である推定標準誤差 SEE を用い，自由度 $\nu = N - 2$ となる．

実際には計量国家標準から結果に至る測定手順を，センサ校正，データ収集，データ処理等の n 階層に細分化する．まず各階層（添え字 i ）における要素正確度 B_i ，要素精密度 S_i ，自由度 ν_i を求める．次に各階層誤差の結果誤差に対する感度係数 θ_i を求めて総括する．(1)～(3) 式よりそれぞれ結果の正確度 B ，精密度 S ，自由度 ν が求められる．(1) 式では相関のある階層（添え字 $j, k; j \neq k$ ）間の積も加算する．

これらより誤差限界の推定値として約 95% の不確かさ U_{rss} を求める．この 95% の不確かさ区間が真の値を含む確率は 95% となる．まず自由度 ν より Student t 値を求めるが， $\nu > 30$ であるような場合， $t \approx 2$ である．(5) 式より 95% 偶然誤差限界 P ，そして (6) 式より不確かさ U_{rss} が求められる．

$$B = \sqrt{\sum_{i=1}^n (\theta_i \cdot B_i)^2 + \sum_{j \neq k} (\theta_j \cdot B_j \cdot \theta_k \cdot B_k)} \quad (1)$$

$$S = \sqrt{\sum_{i=1}^n (\theta_i \cdot S_i)^2} \quad (2)$$

$$\nu = \left\{ \sum_{i=1}^n (\theta_i \cdot S_i)^2 \right\}^2 / \sum_{i=1}^n \left\{ (\theta_i \cdot S_i)^4 / \nu_i \right\} \quad (3)$$

$$t: \text{自由度 } \nu, \text{信頼度 } 95\% \text{ の Student } t \text{ 値} \quad (4)$$

$$P = t \cdot S \quad (5)$$

$$U_{\text{rss}} = \sqrt{B^2 + (t \cdot S)^2} = \sqrt{B^2 + P^2} \quad (6)$$

2.2 極超音速風洞の試験手順 静圧が非常に低圧となる極超音速風洞では，ノズル壁圧を用いてマッハ数や動圧を求めると精度が悪化する．よって測定部に模型の代わりにピトー管を設置してピトー圧力を測定し，あらかじめ風洞気流の平均マッハ数 $\bar{M}$ を決定する気流校正試験を行う．超音速流れにおいては模型が上流流れ場に及ぼす影響は殆どない．よってノズル形状が保たれれば，風洞試験時にも校正試験時と同様な流れ場が得られる．

マッハ数はノズル内での等エントロピ流れを仮定し，よ

どみ点圧力 P_0 ，よどみ点温度 T_0 ，ピトー圧力 P_{02} の測定量の関数として (7) 式のように求められる．よどみ点圧力 P_0 が高圧のため Beattie-Bridgeman の状態方程式，またよどみ点温度 T_0 が高温のため分子の振動エネルギーを考慮した計算式を用いる⁴⁾．多点のマッハ数 M のデータ標本から，平均マッハ数 $\bar{M}$ が (8) 式より求められる．風洞試験時には，試験時のよどみ点圧力 P_0 ，よどみ点温度 T_0 および平均マッハ数 $\bar{M}$ の関数として，動圧 q ，静圧 P_S ，静温 T_S 等の風洞基準量を (9)～(11) 式のように算出して用いる．

$$M = f^M(P_{0\text{校正試験時}}, T_{0\text{校正試験時}}, P_{02}) \quad (7)$$

$$\bar{M} = \frac{\sum M}{N}; N \text{ は平均点数} \quad (8)$$

$$q = f^q(P_{0\text{試験時}}, T_{0\text{試験時}}, \bar{M}) \cdot P_{0\text{試験時}} \quad (9)$$

$$P_S = f^{P_S}(P_{0\text{試験時}}, T_{0\text{試験時}}, \bar{M}) \cdot P_{0\text{試験時}} \quad (10)$$

$$T_S = f^{T_S}(P_{0\text{試験時}}, T_{0\text{試験時}}, \bar{M}) \cdot T_{0\text{試験時}} \quad (11)$$

2.3 不確かさ推定に必要な風洞基準量 例えばベース圧補正を施した前面軸力係数 C_{AF} は測定軸力 F_A ，静圧 P_S ，ベース圧 P_B ，動圧 q ，ベース面積 S_B ，基準面積 S_W により式 (12) のように表される．極超音速風洞でこれらの諸量を求めるための実際の測定量を考えると， C_{AF} は (13) 式のような測定量の関数として表される．各測定量に対する感度係数 θ_i は，(13) 式を各測定量で偏微分することによって求められる．感度係数を介して各測定量の誤差を総括することにより，結果である空力係数の不確かさを求めることができる．

また測定されたピッチングモーメント M_Y ，代表コード長 c とすると，ピッチングモーメント係数 C_m は (14) 式のように表される．(14) 式のように静圧 P_S が関係しない空力係数の不確かさを求める場合は，動圧 q を含む関数 (15) 式として扱うことができる．ベース圧 P_B の影響が小さい場合も同様である．以上より風洞ユーザが結果の不確かさを推定するためには，平均マッハ数 $\bar{M}$ や動圧 q 等の風洞基準量の不確かさが明確に表示されることが必要となる．

$$C_{AF} = \frac{F_A - (P_S - P_B)S_B}{qS_W} \quad (12)$$

$$= f^{C_{AF}}(F_A, P_{0\text{試験時}}, T_{0\text{試験時}}, \bar{M}, P_B) \quad (13)$$

$$C_m = \frac{M_Y}{qS_W c} = f^{C_m}(M_Y, P_{0\text{試験時}}, T_{0\text{試験時}}, \bar{M}) \quad (14)$$

$$= g^{C_m}(M_Y, q) \quad (15)$$

3. 不確かさ表示のための気流校正試験

3.1 対象とした極超音速風洞 宇宙航空研究開発機構 1.27 m 極超音速風洞（以下 JAXA 風洞）は公称マッハ数 10，出口直径 1.27 m の軸対称ノズルを持つ⁵⁾．これは米国 AEDC VKI-C 風洞（以下 AEDC 風洞）と同一公称マッハ数，同一出口直径である．ノズル出口での空気液化を防

第2図 ピトーレークおよび風洞ノズル

ぐために、作動空気を 1000 K 前後に加熱する蓄熱体式加熱器を用いる。蓄熱体によって作動空気を加熱するため、よどみ点温度は ± 50 K 程度のばらつきがある。よどみ点圧力は 1 ~ 8.5 MPa の範囲で調圧され、レイノルズ数を $1 \sim 6 \times 10^6/\text{m}$ の範囲で設定することができる。吹出間欠式で通風時間 30 または 60 秒の通風が 1 日あたり 3 ~ 4 回可能である。

3.2 よどみ点温度の影響 JAXA 風洞においては第一次気流校正試験をよどみ点圧力 $P_0 = 2.4, 3.9$ および 5.9 MPa の 3 点、よどみ点温度範囲 $T_0 = 1020 \sim 1120$ K で行った (高温側校正領域)。ここで得られた平均マッハ数 $\bar{M}$ から必要なよどみ点温度の見直しを行ったところ、特によどみ点圧力が低い場合に 100 K 以上の最低温度余裕があることがわかった。これよりよどみ点圧力 $P_0 = 1.0$ MPa の作動点を加え、運転効率および安全性の高い新たな運転領域 (低温側校正領域) を設定し、第二次気流校正試験を行うこととした。低温側校正領域においては、測定の再現性に加えて非液化流れの確認が必要となる。

校正試験で用いた 10 mm 間隔計 91 点の高分解能ピトーレークおよび風洞ノズルの概略図を第 2 図に示す。空気液化の影響を見るために、ピトーレーク先端をノズル出口で固定し、よどみ点温度を徐々に下げた通風をよどみ点圧力 $P_0 = 3.9$ MPa で行ってピトー圧力分布の変化を観察した。横軸に中心軸からの距離、縦軸によどみ点圧力 P_0 で無次元化したピトー圧力 P_02 を示した結果を第 3 図に示す。

よどみ点温度を 973 K から下げていくと、中心軸上の測定点からピトー圧力が大きく減少すると共に、減少した領域が中心軸より外側へ広がっていく。これは空気の凝固衝撃波が発生および反射し、よどみ点温度の低下に従って発生位置や強度、流れに対する角度が変化していくためと考えられる⁶⁾。液化が生じた場合、等エントロピ流れの仮定が崩れるため、等エントロピ流れの式より求めたマッハ数は見かけのマッハ数となる。しかしピトー圧力の減少によってこの見かけのマッハ数も変化するので、これより液化を監視することにした。

3.3 多点測定における測定の再現性 気流の質に関する統計的不確かさを求めるには、標本となるマッハ数デー

第3図 よどみ点温度を減少させた場合のピトー圧力の変化

第4図 流れ方向のトラバースによる多点校正試験

タが一樣流を代表する必要がある。よって空間的な不確かさを考える場合、できるだけ多くの点で測定することが望ましい。これを可能とする多点校正試験は、複数回の通風に分割して行う必要がある。

第 4 図に示すようにノズル出口から水平方向には 50 mm 間隔、垂直方向には 100 mm 間隔で出口より下流側 900 mm の位置まで計 29 断面の測定を行った。通風時間 30 秒のうち約 20 秒の測定時間中に気流方向のトラバース装置を用いて 4 断面の試験が可能である。ここで 4 断面目の測定 (図中④) を別の試験の 1 断面目 (図中①) と必ず重複させた。重複した断面で測定の再現性を確認することにより、全断面データに一貫した測定の再現性確保を図った。

29 断面の試験を行うには 9 回の通風が必要であり、得られたデータ標本は気流の再現性や、測定時間中の時間変化による偶然誤差を含む。測定の一貫した再現性が確保できれば、気流の再現性や通風経過時間による偶然誤差を含むデータ標本が取得できる。仮に空気液化や測定ミスを含むデータを標本とすると、気流の偶然誤差を誤って評価してしまう。従って液化や測定ミスを含む可能性があるデータを、厳密な判定基準により取捨選択する必要がある。

3.4 再現性判断における不確かさの応用 液化や測定ミスを含むデータを排除するため、測定の不確かさ解析を応用して再現性の判定基準を作った。測定の不確かさ解析より、理想的な状態での約 95% 包括度の偶然誤差限界 P を

第 5 図 不確かさ解析に基づく再現性の判定

求めることができる．第 5 図に示すように 95% の測定値は $\pm P$ の範囲内に収まるので，2 結果の差が $2P$ 以内であれば，再現性が得られていると判定できる．このような判定を行うため，測定マッハ数 M の不確かさ解析を行った．マッハ数 M は (7) 式のような各測定量の関数であるので，まず各測定量の不確かさを推定した．

よどみ点圧力 P_0 は，ノズル上流の整流筒にて静電容量型圧力変換器で測定される．圧力変換器を校正する重錘式圧力発生器の最大誤差を正確度 B_{P_0} とし，校正直線における推定標準誤差 SEE_{P_0} を計算した．測定値は 1 kHz で取得したデータ 100 点を平均して求める．平均化における平均値の標準偏差 $S_{P_0}^{100}$ と， SEE_{P_0} との二乗和の平方をとって測定の精密度 S_{P_0} とした．

よどみ点温度 T_0 は，ノズル上流の整流筒でプローブ熱電対によって測定される．プローブにおける熱損失により - 側の誤差と，プローブとノズルの間にある整流格子による気流の熱損失による + 側の誤差が考えられる．これらを推定して正確度 B_{T_0} とした．熱電対の起電力と温度の関係は規格によって定められているものを用いた．通風中に気流に晒される $50 \mu\text{m}$ の熱電対素線の振動の影響と考えられる，偶然誤差として支配的な数 Hz のデータの振動が見られた．振動データの標準偏差を測定の精密度 S_{T_0} とした．

ピトー圧力 P_{02} は電子走査式圧力センサの 64 点の平均値から求められる．このセンサを校正する基準圧力計の最大誤差を測定の正確度 $B_{P_{02}}$ とした．次に基準圧力計の校正データから推定標準誤差 $SEE_{P_{02}}^{\text{CAL}}$ が求められる．各センサの校正結果は不明であるため，各センサにピトー圧力付近の同一の共通圧力を印加する評価試験を行った．評価試験での各チャンネルの値のばらつきの標準偏差 $S_{P_{02}}^{\text{ch}(2)}$ が計算できる．さらに通風時には 64 点の平均値をとるため，この際の標準偏差 $S_{P_{02}}^{64}$ が計算できる．これら $SEE_{P_{02}}^{\text{CAL}}$ ， $S_{P_{02}}^{\text{ch}}$ ， $S_{P_{02}}^{64}$ の二乗和の平方から測定の精密度 $S_{P_{02}}$ を計算した．

測定量の正確度や精密度から，測定マッハ数の正確度 B_M ，精密度 S_M ，および不確かさ U_M が (16) ~ (19) 式により計算される．よどみ点圧力 $P_0 = 3.9 \text{ MPa}$ のときの解析結果を第 1 表に，再現性確認のためのグラフの一例を第 6 図に示す．第 6 図では横軸にノズル中心軸からの距離，縦軸に

第 1 表 測定マッハ数の不確かさ解析結果

項 目	正確度 B	精密度 S	感度係数 θ	不確かさ U
よどみ点圧力 P_0 (Pa) 典型値 $3.9 \times 10^6 \text{ Pa}$	210	1500	$5.4 \times 10^{-7} \text{ (Pa}^{-1}\text{)}$	3400
よどみ点温度 T_0 (K) 典型値 1020 K	30	5	$-3.3 \times 10^{-4} \text{ (K}^{-1}\text{)}$	32
ピトー圧力 P_{02} (Pa) 典型値 13686 Pa	4.9	5.5	$-1.5 \times 10^{-4} \text{ (Pa}^{-1}\text{)}$	12
測定マッハ数 M 典型値 9.62	0.010	0.0021		0.011

第 6 図 不確かさの応用による再現性確認の一例

マッハ数の差をとり，重複測定した断面のマッハ数の差をプロットした．

$$B_M = \sqrt{(\theta_{P_0} \cdot B_{P_0})^2 + (\theta_{T_0} \cdot B_{T_0})^2 + (\theta_{P_{02}} \cdot B_{P_{02}})^2} \quad (16)$$

$$S_M = \sqrt{(\theta_{P_0} \cdot S_{P_0})^2 + (\theta_{T_0} \cdot S_{T_0})^2 + (\theta_{P_{02}} \cdot S_{P_{02}})^2} \quad (17)$$

$$\theta_{P_0} = \frac{\partial f^M}{\partial P_0}, \quad \theta_{T_0} = \frac{\partial f^M}{\partial T_0}, \quad \theta_{P_{02}} = \frac{\partial f^M}{\partial P_{02}} \quad (18)$$

$$U_M = \sqrt{B_M^2 + (t_M \cdot S_M)^2} \quad (19)$$

直径 600 mm 以内の一樣流コアより外側の流れ場は，自由噴流となる測定部圧力の影響を受けるため，再現性に乏しい．一樣流コア内の各測定点におけるマッハ数差を見ると，通風の組み合わせごとに異なる値を平均値とするばらつきが見られる．ばらつきの最大幅は，推定した精密度 S_M の 4 倍すなわち $2P_M$ 程度となっている．マッハ数の差の平均値が通風ごとで異なる値となるのは，よどみ点温度測定の誤差原因となる熱損失が，通風時間や通風頻度によって変動するためと考えられる．

よどみ点温度プローブやその周辺部は高温の作動空気によって温められるため，通風時間や通風頻度によって熱損失量が変動する．この熱損失による誤差は推定値であるため，かたより誤差である正確度 B_{T_0} とした¹⁾．この正確度 B_{T_0} は 1 回の測定においてはかたより誤差となる．しかし複数回通風を通して見た場合には，一定値をとらない偶然誤差の一部となる．よってよどみ点温度測定のかたより誤

差 B_{T0} を偶然誤差の一部として扱い，(20) 式より判定基準 $2P_{\text{判定}}$ を計算した．

$$2P_{\text{判定}} = 2\sqrt{(\theta_{T0} \cdot B_{T0})^2 + (t_M \cdot S_M)^2} \quad (20)$$

判定基準である $2P_{\text{判定}} = 0.022$ となった．第 6 図において直径 600 mm の一様流コア内であれば，データの差の絶対値は判定基準より小さい．よって例示された一連の多点校正試験は，一貫した測定の実現性を持つと判定される．

4. 気流校正試験の結果

4.1 液化判断による検証 3 章で述べた判定基準を検証するため，液化が見られる運転条件を探った．これにはピトーレークをノズル出口に固定し，よどみ点温度を段階的に下げてマッハ数を測定した．よどみ点温度を下げて取得したデータと高温側校正領域で得られたデータとをまず比較した．再現性が得られない場合は測定機器のチェックを行い，異常が発見されなければ液化が生じたものとした．再現性が得られた場合は，さらによどみ点温度を下げた結果との比較対象とした．以上の作業を繰り返した結果を，横軸によどみ点圧力，縦軸によどみ点温度をとった第 7 図の風洞作動図に示す．液化が見られたと判定される作動点を図中の $\times$ 印で示す．

ノズルで急速に断熱膨張すると，霧箱等で徐々に膨張した場合の液化温度である飽和温度より，液化開始温度が低くなる過飽和現象が生じる．同一直径で同等のノズル長さ，すなわち同等の過飽和条件を持つ AEDC 風洞で得られた液化開始曲線⁷⁾ を破線で第 7 図に示す．文献に示されている値は静温と静圧であるが，ノズル出口断面の直径 600 mm の範囲の平均マッハ数よりよどみ点条件を逆算した．

本風洞で見られた液化点と AEDC 液化開始曲線を比較すると，3 章で述べた手順に従って求めた判定基準が妥当であることがわかる．

4.2 飽和温度と低温側校正領域 気流静圧における飽和温度⁸⁾ とノズル出口断面の直径 600 mm の範囲の平均マッハ数より，よどみ点条件における飽和限界温度が求められる．この飽和限界曲線を実線で第 7 図に示す．第 7 図の Δ 印で示した作動点のように，飽和温度以下でも液化の影響

が見られない過飽和現象が見られた．実際の風洞試験では，模型背面等で流れが加速された場合にも液化しない温度余裕を持たせるため飽和温度以上を維持する⁹⁾．測定部気流は下流方向にマッハ数が減少するが，よどみ点温度は保存される．よって気流中で静温度が最も低い場所はマッハ数の最も高い場所であるノズル出口である．従ってノズル出口で飽和温度以上であれば，測定部気流全体も飽和温度以上に維持される．これより第 7 図中の $\circ$ 印で示した作動点で多点校正試験を行い，低温側校正領域のマッハ数データ標本とした．

4.3 風洞基準量の不確かさ 得られたマッハ数データ標本のうち，直径 600 mm，流れ方向にノズル出口から後方 100 ~ 900 mm の円筒形の領域内，61 点 $\times$ 26 断面 = 1586 点のデータ標本より，一様流の平均マッハ数 $\bar{M}$ と，空間，時間および気流の再現性による精密度 $S_{\text{多点}}$ を計算した³⁾． S_M と $S_{\text{多点}}$ は独立した偶然誤差として扱い¹⁰⁾，一様流平均マッハ数 $\bar{M}$ の不確かさ $U_{\bar{M}}$ を (21)，(22) 式から求めた．

$$S_{\bar{M}} = \sqrt{S_M^2 + S_{\text{多点}}^2} \quad (21)$$

$$U_{\bar{M}} = \sqrt{B_M^2 + (t_{\bar{M}} \cdot S_{\bar{M}})^2} \quad (22)$$

各よどみ点圧力における不確かさ解析結果を第 2 表に示す．また高温および低温側校正領域における一様流平均マッハ数 $\bar{M}$ と不確かさを第 3 表に示す．マッハ数の不確かさを比較すると，飽和限界に近い低温側校正領域においても高温側校正領域と同等の性能が得られていることがわかる．

平均マッハ数 $\bar{M}$ の不確かさより，動圧 q 等の風洞基準量の不確かさが求められる．模型姿勢角を含む風洞基準量の不確かさを求め，第 4 表のように表示することにより，風洞試験データの不確かさ推定が可能となる．気流に関連する各不確かさはよどみ点圧力に応じた値となるが，高温および低温側校正領域で共通化するため % 表示を併用した．

5. 標準模型試験による不確かさの検証

5.1 HB-2 標準模型試験 不確かさによって表示された風洞性能の確認には，広く各風洞で共通に試験されてい

第 2 表 平均マッハ数の不確かさ解析結果

よどみ点圧力 P_0 (MPa)	1.0	2.4	3.9	5.9
マッハ数測定の正確度 B_M	0.011	0.010	0.010	0.010
マッハ数測定の精密度 S_M	0.005	0.003	0.002	0.003
空間，時間，再現性の精密度 $S_{\text{多点}}$	0.013	0.014	0.013	0.011
平均マッハ数の不確かさ $U_{\bar{M}}$	0.029	0.030	0.028	0.025

第 3 表 高温および低温側校正領域の平均マッハ数と不確かさ

よどみ点圧力 P_0 (MPa)	1.0	2.4	3.9	5.9
よどみ点温度 T_0 (K)	1020 ~ 1120			
平均マッハ数 $\bar{M}$	9.55	9.62	9.68	
	± 0.03	± 0.03	± 0.03	
よどみ点温度 T_0 (K)	870	920	950	1000
	~ 970	~ 1020	~ 1030	~ 1070
平均マッハ数 $\bar{M}$	9.45	9.58	9.64	9.68
	± 0.03	± 0.03	± 0.03	± 0.03

第 7 図 液化，飽和限界および低温側校正領域

第 4 表 風洞基準量の不確かさデータシート

代表値		1.0×10^6	2.4×10^6	3.9×10^6	5.9×10^6
	B	210	210	210	590
よどみ点圧力	S	1500	1500	1500	6200
P_0 (Pa)	U	3400	3400	3400	14000
よどみ点温度 T_0 (K)	$B = 30, S = 5, U = 32$				
平均マッハ数 $\bar{M}$	B	0.12%	0.11%	0.11%	0.11%
	S	0.15%	0.15%	0.14%	0.12%
	U	0.29%	0.30%	0.28%	0.25%
動圧 q (Pa)	B	0.77%	0.73%	0.70%	0.69%
	S	0.70%	0.70%	0.65%	0.56%
	U	1.6%	1.6%	1.5%	1.3%
静圧 P_s (Pa)	B	0.94%	0.90%	0.89%	0.88%
	S	0.99%	0.99%	0.92%	0.79%
	U	2.2%	2.1%	2.0%	1.8%
静温 T_s (K)	B	3.6%	3.4%	3.3%	3.2%
	S	0.65%	0.63%	0.61%	0.57%
	U	3.8%	3.6%	3.5%	3.4%
迎角 α (radian)	$B = 4.0 \times 10^{-4}, S = 3.9 \times 10^{-4}, U = 8.8 \times 10^{-4}$				
横滑り角 β (radian)	$B = 1.9 \times 10^{-5}, S = 2.2 \times 10^{-5}, U = 5.1 \times 10^{-5}$

第 8 図 HB-2 標準模型概略図

る標準模型の試験を定期的に行い、得られた試験データの比較を行うことが非常に有効である。極超音速領域で広く用いられている HB-2 標準模型の概略図を第 8 図に示す。

JAXA 風洞では代表直径 $d = 100$ mm の模型、また AEDC 風洞では代表直径 $d = 190$ または 100 mm の模型が用いられた¹¹⁾。内挿式天秤により空気力を測定し、ベース圧補正を行って各空力係数を求めた。JAXA 風洞では 2002 年と 2004 年の 2 度にわたり、高温側と低温側校正領域および校正領域より低いよどみ点温度で風洞試験を行った。表示された風洞基準量の不確かさと天秤による空気力測定の不確かさより、標準模型の空力係数の不確かさが推定できる^{2, 3)}。推定した不確かさと、校正領域（温度）や経年変化によるデータの違いとの関係を調べた。

繰返し試験データは、第 3 章で述べたように偶然誤差限界による異常値の判定ができる。しかし風洞基準量他を測定するセンサは毎年校正される。よってセンサ測定値の平均値と真値との違いは、校正作業ごとにかたより誤差に置き換わる。従って年を隔てたデータは校正作業ごとで置き換わるかたより誤差を含むため、偶然誤差限界ではなく正確度を含む不確かさで考察する必要がある。

5.2 三分力空力係数の比較 迎角を横軸にとり、各空力係数を縦軸にとったグラフにより検討を行った。比較に

第 9 図 垂直力係数 C_N とピッチングモーメント係数 C_m の比較 第 10 図 前面軸力係数 C_{AF} の比較

用いたデータは、代表直径を基準とするレイノルズ数 Re が JAXA 風洞で $Re = 0.4 \times 10^6$ (よどみ点圧力 $P_0 = 5.9$ MPa), AEDC 風洞で $Re = 1.4 \times 10^6$ であるデータを用いた。垂直力係数 C_N およびピッチングモーメント係数 C_m の比較結果を第 9 図に、前面軸力係数 C_{AF} の比較結果を第 10 図に示す。高温側および低温側校正領域内で行った 11 回の試験で得られた全データの平均値が、JAXA 風洞における最善の測定値と考えられる。これを中心として推定した不確かさの上限と下限を破線で示す。横軸である迎角の不確かさをマークの大きさで示す。低温側校正領域より低いよどみ点温度 (970 K 以下) での空気力は、 $P_0 = 5.9$ MPa における低温側校正領域の風洞基準量を用いて無次元化した。

AEDC 風洞データはレイノルズ数 Re が異なるが、JAXA 風洞データとの不確かさの範囲内での明確な一致が見られた。2002 年と 2004 年に取得された高温側または低温側校正領域内で取得されたデータは、不確かさの範囲内での明確な一致が見られている。低温側校正領域より低いよどみ点温度 (~ 970 K) で得られた前面軸力係数 C_{AF} は、不確かさの範囲外に位置している。

5.3 粘性干渉効果の検討 前面軸力係数 C_{AF} には粘性干渉効果が見られる。よって横軸に代表直径 d 基準のレイノルズ数 Re から計算した粘性干渉パラメータ $M/\sqrt{Re}$ 、縦軸に前面軸力係数 C_{AF} をとり、零揚力時の軸力係数を比較した結果を第 11 図に示す。第 3 表に示された高温側およ

第 11 図 零揚力時の前面軸力係数 C_{AF} の比較

び低温側校正領域、低温側校正領域より低いよみ点温度で得られた校正領域外のデータを示す。さらに AEDC 風洞 (M10) および AEDC の出口直径 $\phi 1.27\text{ m}$ の M8 風洞において得られた結果を同時に示す。

JAXA 風洞の校正領域におけるデータは粘性干渉パラメータ $M/\sqrt{Re} \geq 0.014$ の領域に存在する。これらの平均曲線を実線で示し、平均曲線を中心とする不確かさの上下限を破線で示す。また粘性干渉パラメータ $M/\sqrt{Re} \leq 0.011$ の領域に存在する AEDC の M8 および M10 風洞データの平均曲線を実線で示す。M10 の AEDC 風洞で得られたデータで、軸力係数が突出して最高値を示すものがあるが、これは異常値として取り扱った。この HB-2 試験を行った 60 年代以降、AEDC においては気流の水分対策や再校正が行われており¹²⁾、最新の校正結果に基づく再試験が待たれる。

粘性干渉パラメータの増加に従い、天秤の不確かさに対して空気力が減少するため、結果の不確かさが増加する。粘性干渉パラメータ $M/\sqrt{Re} = 0.014$ 付近のデータでは、動圧の不確かさの寄与が大きい。粘性干渉パラメータ $M/\sqrt{Re} = 0.013$ 付近の校正領域外データは、AEDC 風洞データが示す傾向からも、不確かさの境界より外側に位置することがわかる。逆に JAXA 風洞で第 3 表に示されたすべての校正領域におけるデータは、不確かさの範囲内に存在する。以上より第 4 表で示された不確かさの妥当性が検証された。

また 2002 年と 2004 年の 2 年半の経年変化を持つデータが推定した不確かさの範囲内に収まっている。これより表示された不確かさによる試験データの精度保証が、数年間にわたり可能であることがわかった。試験データの不確かさを維持するには、風洞基準量の不確かさを維持する必要がある。風洞基準量の不確かさは各測定量の不確かさとノズル形状によって決まるが、損傷でもない限りノズル形状は不変と考えられる。各測定量の不確かさは、センサ単体で校正を行って経年変化するデータを差し替えることができる。さらに任意の繰返し試験データが不確かさの範囲内にあることを確認できれば、試験データの不確かさの基

となる風洞基準量の不確かさが、逆に保証できる。

6. 結 論

JAXA 1.27 m 極超音速風洞において、試験データの不確かさ推定を可能とするため、風洞気流の不確かさを求める校正試験を行った。

マッハ数測定の不確かさ解析により、低温限界を狙った校正領域での非液化流れと測定ミスのない試験を判定する再現性の基準を作った。液化判断により判定基準を検証した上で、測定の再現性を確保した多点校正試験を実現し、風洞基準量の不確かさ表示を試みた。

さらに不確かさを表示した運転領域内外において、2 年半の期間を置いて標準模型の 3 分力試験を行った。風洞基準量の不確かさから空力係数の不確かさを推定し、試験結果を比較して表示した不確かさを検証した。標準模型の空力係数に関して校正範囲外でのデータや経年変化を伴うデータが、推定された不確かさで明確に判別できることがわかった。

以上より試験データの精度保証を可能とする極超音速風洞の性能把握・表示手法を確立した。

2002 年の HB-2 標準模型試験の担当者であった JAXA 総合技術研究本部の口石 茂研究員に感謝の意を表する。

参 考 文 献

- 1) アメリカ機械学会編、日本機械学会訳：アメリカ国家規格、計測の不確かさ、アメリカ機械学会性能試験規約、計測機器及び試験装置に関する補則、第 1 部、アメリカ規格協会、アメリカ機械学会性能試験規約 ANSI/ASME PTC19.1-1985、丸善、東京、1987。
- 2) Assessment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing, AIAA S071A-1999, 1999.
- 3) 永井伸治、津田尚一、小山忠勇、平林則明、関根英夫、穂積弘一：極超音速風洞での空力係数の不確かさ、日本航空宇宙学会論文集、51 (2003), pp. 151-157。
- 4) Boudreau, A. H.: Performance and Operational Characteristics of AEDC/VKF Tunnels A, B, and C, AEDC-TR-80-48, 1980.
- 5) 空気力学部：大型極超音速風洞の計画と構造—極超音速風洞システムの概要—、航空宇宙技術研究所報告 TR-1261, 1995.
- 6) Kaye, A. S.: The Kinetics and Effects of Air Condensation in the A. R. L. Hypersonic Wind Tunnel, A. R. L. AR 139, 1972.
- 7) Daum, F. L. and Gyarmathy, G.: Condensation of Air and Nitrogen in Hypersonic Wind Tunnels, AIAA J., 6 (1968), pp. 458-463.
- 8) Furukawa, G. T. and McCosky, R. E.: The Condensation Line of Air and the Heats of Vaporization of Oxygen and Nitrogen, NACA TN 2969, 1953.
- 9) Pope, A. and Goin, K. L.: High Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1965.
- 10) Kline, S. J. and McClintock, F. A.: Describing Uncertainties in Single-Sample Experiments, Mech. Eng., 75 (1953), pp. 3-8.
- 11) Gray, J. D. and Lindsay, E. E.: Force Tests of Standard Hypervelocity Ballistic Models HB-1 and HB-2 at Mach 1.5 to 10, AEDC-TDR-63-137, 1963.
- 12) Strike, W., Coulter, S. and Milles, M.: A 1991 Calibration of the AEDC Hypersonic Wind Tunnels (Nozzle Mach Numbers 6, 8 and 10), AIAA Paper 92-5092, 1992.