

1.27m 極超音速風洞の通風領域拡大—不確かさの表記と応用

永井伸治 津田尚一 小山忠勇 平林則明 関根英夫 穂積弘一
(航空宇宙技術研究所 風洞技術開発センター 極超音速風洞グループ)

Enlargement of operation envelope of the NAL 1.27m hypersonic wind tunnel
—Representation and application of statistical uncertainty

Shinji NAGAI*, Shoichi TSUDA*, Tadao KOYAMA*, Noriaki HIRABAYASHI*,
Hideo SEKINE* and Koichi HOZUMI*

(National Aerospace Laboratory, Wind Tunnel Technology Center, Hypersonic Wind Tunnel Group)

Abstract

The Mach 10 nozzle of the National Aerospace Laboratory ϕ 1.27m hypersonic wind tunnel was calibrated at lower total temperature conditions which gave us reduction of thermal load of the facility and the lowest total pressure ($P_0=1.0\text{MPa}$) operation. Repeatability among multi point calibration tests and non-liquefied flow were examined by statistical uncertainty assessment of measured Mach numbers. Enlargement of the Re number range, reduction of total temperature about 100K and heat up time of the air heater were successfully attained. Represented statistical uncertainties of flow conditions clearly show that the NAL 1.27m tunnel has better flow uniformity than that of the AEDC VKF-C tunnel.

Key Words: Hypersonic, Nozzle calibration, Statistical uncertainty

1. はじめに

航技研 1.27m 極超音速風洞は、ノズル再製作後の校正試験をよどみ点圧力 $P_0=2.5\sim 8.5\text{MPa}$ 、よどみ点温度 $T_0=750\sim 850^\circ\text{C}$ で行い、良好な結果が得られたため¹、この条件でその後の風洞試験に供してきた。しかし年 1 回の定期分解点検時には高温遮断弁の外殻及びライナに熱クラックが発見され、よどみ点圧力 $P_0=6\text{MPa}$ まで、60 秒の通風時間を 30 秒に制限するに至った。またよどみ点圧力が低くなると空気加熱器の熱交換率が低下するため、よどみ点圧力 $P_0=2.5\text{MPa}$ の通風を行うには蓄熱体温度が設計上限温度である 1200°C にも及ぶ高温加熱を必要とし、原則的に風洞各部が暖まった午後に通風を行っていた。

このため必要なよどみ点温度の見直しを行ったところ、空気液化に対する飽和温度に対して、特によどみ点圧力が低い場合に 100K 以上の余

裕があることがわかった。この余裕分により従来は不可能とされていた最低よどみ点圧力での通風が行える見通しが得られた。そこでよどみ点圧力 $P_0=1\text{MPa}$ の通風を含む、よどみ点温度の低い新たな通風領域を設定し、ノズル校正試験を行った。風試データの誤差解析に不可欠な気流条件の不確かさ表示を可能とするため、測定部に高分解能ピトーレークを設置し、ノズルからの圧力波位置を詳細に調べた。また空間的に多点の測定を行うため、複数試験が必要となる。

極超音速風洞ではよどみ点圧力、よどみ点温度、ピトー圧力により一様流マッハ数が決定される²。よどみ点温度は空気分子の振動エネルギーを介してマッハ数を決定する関数の一変数となるが、蓄熱体の加熱状況や通風中にも刻々変化する等の不確定要素を持つ。再現性が得られるパラメータはよどみ点圧力と、ノズル形状で

定まるマッハ数である。非液化流れを保証するため、液化温度でのピトー圧力の変化を調べた。空気が液化するとマッハ数計算の仮定となる等エントロピ流れが崩壊するが、ピトー圧力の変化によってこの見かけのマッハ数も変化するので、これより空気液化が確認できる。マッハ数測定 of 統計的不確かさ解析を行い、ここで得られた不確かさの幅を校正試験中の再現性確認と非液化流れを保証する基準とした。これより測定の妥当性を常に検証しつつ、真の風洞性能を表すマッハ数データを収集した。

試験結果より新たな通風領域での一様流マッハ数及び不確かさを求め、旧通風領域での値と比較する。また新通風領域での各種気流条件の統計的不確かさの表記を行い、同一直径である AEDC VKF-C マッハ 10 風洞の値と比較する。共通手法である統計的不確かさ表示により、風洞性能の明確な比較が可能となる。

2. 計測の統計的不確かさ

2.1 不確かさ表記

製造業の品質管理において 1970 年代に日本に後れを取った米国では、これに対抗するため統計学を適用した品質管理法が考案された。この統計学の適用が試験研究現場にも波及し、計測の統計的不確かさの求め方に関して国家規格³が発行されるに至った。アメリカ機械学会及びアメリカ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記を求めており、日本機械学会でも上記規格の訳本⁴が出版される等表記が推奨されている。

アメリカ航空宇宙学会からは遷音速風洞に関する不確かさ解析の指針⁵が発行されており、極超音速風洞でも測定の不確かさ表記が試みられている^{6,7}。風洞試験データの無次元係数における不確かさを求める場合、圧力や力測定の不確かさだけでなく、試験データに影響する全ての測定量、すなわち設定迎角や動圧等の気流条件の不確かさが不可欠となる。気流条件に関

しては、実際の気流条件の求め方によって不確かさ解析を行い、ユーザーに不確かさを表示する必要がある。

2.2 不確かさ解析

不確かさ解析については、日本機械学会から出版されている訳本に詳しい⁴。ここでは不確かさの求め方を簡単に述べる。

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。よって図 1 左側に示すように、横軸に値、縦軸に相対度数を取ると、ある一つの測定値は母平均 μ を中心とする測定値の正規分布の一部である。母平均 μ と真値との差をかたより誤差 β_k 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 $\delta_k = \beta_k + \varepsilon_k$ となる。

測定手順を、センサー校正、データ収集、データ処理等の階層に細分化し、それぞれの階層でかたより誤差 β_k の上限 B_i 、偶然誤差 ε_k の推定値 S_i 、自由度 ν_i を求める。ここで添え字 i は各階層を表す。図 1 右側に 4 点の測定値でセンサーを校正し、最小 2 乗法で校正直線を求めた例を示す。センサーの校正階層でのかたより誤差上限 B_i は、基準量発生または基準計器の最大誤差とした。偶然誤差の推定値 S_i は、センサーの校正直線を最小 2 乗法で求めた場合、推定標準誤差 SEE とした。これは ε_k の大きさの標準偏差にあたる。このときの自由度 ν_i は最小 2 乗法で切片と傾きを求めているため、校正点数 N_1 とすると $\nu_i = N_1 - 2$ となる。

データ収集階層の誤差は、校正を同一データ収集装置で行った場合、校正階層の誤差に含まれることとなる。データ処理階層で平均化を行う場合、偶然誤差の推定値 S_i は標本標準偏差 s を平均点数 N_2 の平方で割ったものとした。自由度 ν_i は平均を取った点数 N とすると、標本標準偏差 s を求めるのに自由度は 1 減少するので、 $\nu_i = N - 1$ となる。推定標準誤差 SEE、標本標準偏差 s はそれぞれ Excel 組み込み関数

stdev(y,x)、stdev(x)より容易に求められる。

総合誤差を求めるには、各階層のかたより誤差上限 B_i 、偶然誤差の推定値 S_i 、自由度 ν_i より、それぞれの誤差が結果に及ぼす影響の度合いを表す感度係数 θ_i を求める。この感度係数 θ_i を用いて(1)式よりかたより誤差上限の総括値 B 、(2)式より偶然誤差の総括値 S 、(3)式より自由度の総括値 ν が求められる。

$$B = \sqrt{\sum (\theta_i B_i)^2 + \sum (\theta_i B_i * \theta_k B_k)} \quad \dots(1)$$

$$S = \sqrt{\sum (\theta_i S_i)^2} \quad \dots(2)$$

$$\nu = \left(\sum (\theta_i S_i)^2 \right)^2 / \sum \left((\theta_i S_i)^4 / \nu_i \right) \quad \dots(3)$$

かたより誤差上限の総括値 B 、偶然誤差の総括値 S 、自由度の総括値 ν より約 95% 包括度の不確かさ U_{RSS} を求める。まず自由度 ν より学生 t 値を求める。Excel 組み込み関数では $tinv(0,05, \nu)$ により求められるが、 $\nu > 30$ であるような場合、 $t \approx 2$ である。(4)式より偶然誤差の上限値 P 、そして 95% 不確かさ U_{RSS} は(5)式より求められる。

$$P = tS \quad \dots(4)$$

$$U_{RSS} = \sqrt{B^2 + P^2} \quad \dots(5)$$

3. ノズル校正 - 不確かさの表記と応用

3.1 気流条件の不確かさ表記

極超音速風洞システム⁸では、あらかじめノズル校正試験により一様流マッハ数を決定する。風洞試験時にはこの一様流マッハ数と、測定されたよどみ点圧力及びよどみ点温度により、動圧等の気流条件を算出する。超音速以下の風洞では風洞試験時の気流静圧を測定して気流条件を算出する。しかし極超音速風洞では静圧が非常に低圧であるため、圧力センサーの精度から一様流マッハ数をあらかじめ決定した方が気流条件の精度が良い⁹。従ってまずマッハ数測定の

不確かさ解析と、一様流マッハ数の不確かさ表記を可能とするノズル校正試験が必要となる。

3.2 マッハ数測定の不確かさ解析

マッハ数測定の不確かさを求めるには、マッハ数を決定する各変数の測定の不確かさ解析から行う必要がある。よどみ点圧力 P_0 の圧力センサーは業者に委託して校正を行い、この校正結果より校正階層 ($i=1$) の解析を行った。よどみ点温度 T_0 は、整流等に設置されたよどみ点温度プローブの誤差が支配的であると考え、熱電対の校正誤差は無視した。プローブのかたより誤差上限 B_1 は $+0$ 、 $-30K$ 、偶然誤差の推定値 S_1 は $10K$ と広めの推定値を用いた。データ収集階層 ($i=2$) の誤差は、データ収集装置の電圧入出力値より求めた。 P_0 、 T_0 とも実際に通風を行って取得したデータより、データ処理階層 ($i=3$) における平均化についての解析を行った。

多点のピトー圧力測定は電子走査式圧力センサーを用いたが、そのコントローラーは各センサー校正のための基準圧力計を持ち、5 点の校正点により各センサーの 4 次の校正曲線を求める。基準圧力計の校正は業者に委託して行い、その結果より解析を行った。基準圧力計の校正階層 ($i=1$) では、かたより誤差上限 B_1 は校正に用いた重錘式圧力発生器が保証する最大誤差、校正直線を最小 2 乗法により求めているため、偶然誤差の推定値 S_1 はデータの推定標準誤差 SEE より求めた。このときの自由度 ν_1 は校正点数 N_1 とすると $\nu_1 = N_1 - 2$ となる。

各圧力センサーの校正階層 ($i=2$) でのかたより誤差は存在せず、校正点と校正曲線は常に一致するため、偶然誤差も求められない。このため校正後に測定圧力に近い同一圧力を測定し、各センサー間の表示誤差の標本標準偏差 s を偶然誤差の推定値 S_2 とした。ここでの自由度 ν_2 は全 91ch のデータより標本標準偏差 s を求めたので、 $\nu_2 = 91 - 1 = 90$ となる。校正時と同一のデータ収集装置を用いるので、データ収集階層の

誤差は既に校正階層で取り込まれている。

さらに通風を行って平均点数を変化させた測定を行い、標本標準偏差 s により平均点数を吟味し、測定値 64 点の平均を取ることにした。このデータ処理階層 ($i=3$) における平均化においては、標本標準偏差 s を平均点数の平方で割ったものを偶然誤差の推定値 $S3=s/\sqrt{64}$ 、自由度 $\nu3=64-1=63$ とした。これよりピトー管の振動等による測定全体の偶然誤差も取り込んだ。

各変数の測定において、総合誤差に対する各階層の誤差の感度係数 $\theta_{i=1}$ である。しかしさらにマッハ数の測定誤差を求める場合、よどみ点圧力 $P0$ 、よどみ点温度 $T0$ 、ピトー圧力 $P02$ の各誤差がマッハ数誤差に及ぼす感度係数 $\theta_{x,i}$ を求める必要がある。各測定量 x からマッハ数を求める関数の偏微分係数より感度係数 $\theta_{x,i}$ を求めることが出来る。複雑な関数²であるので数値微分するのが適当である。温度や圧力からマッハ数を求める様な物理量の変換を行う場合、物理量である絶対誤差を典型的測定値で規準化した相対誤差にすると考えやすい。マッハ数を求める関数 f を(6)式のように定めると、1次のテイラー展開により誤差は(7)式のように表される。よって各変数の相対感度係数 $\theta_{x,i}$ はそれぞれ(8)、(9)、(10)式より求められる。さらに(1)~(5)式を用いてマッハ数測定の 95%不確かさ U_{RSS} が求められる。

$$M = f(P0, T0, P02) \quad \dots (6)$$

$$\frac{\Delta M}{M} = \frac{P0}{M} \frac{\partial f}{\partial P0} \frac{\Delta P0}{P0} + \frac{T0}{M} \frac{\partial f}{\partial T0} \frac{\Delta T0}{T0} + \frac{P02}{M} \frac{\partial f}{\partial P02} \frac{\Delta P02}{P02} \quad \dots (7)$$

$$\theta_{P0,i} = \frac{P0}{M} \frac{\partial f}{\partial P0} \quad \dots (8)$$

$$\theta_{T0,i} = \frac{T0}{M} \frac{\partial f}{\partial T0} \quad \dots (9)$$

$$\theta_{P02,i} = \frac{P02}{M} \frac{\partial f}{\partial P02} \quad \dots (10)$$

3. 3 不確かさ表記のためのノズル校正試験

一様流マッハ数の統計的な不確かさを求めるには、統計処理の標本となるマッハ数データが、一様流全体を代表する必要がある。従って空間的な不確かさを考える場合、出来るだけ多くの測定点があることが望ましい。マッハ数を変化させる原因となるのはノズル壁面からの圧力波であるが、圧力波前後に測定点があるだけではなく、圧力波の位置も特定できるような高分解能ピトーレークの使用、もしくはトラバース試験が望ましい。さらに時間変化や再現性に関する不確かさを取り込むためには、複数試験の結果を標本とする必要がある。

ここでは 1cm 間隔計 91 点の高分解能ピトーレークを用いた。1.27m 極超音速風洞ノズルは高温配管の熱伸びにより、通風中は水平方向に中心軸が曲げられる⁸。このため軸対称ノズル気流の対称性については垂直方向より水平方向での確認がより重要である。このため水平方向にはノズル出口から 5cm 間隔、垂直方向には 10cm 間隔で出口より下流側 90cm 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。複数試験の再現性を常に確認するため、1 断面を別の通風と必ず重複させた。29 断面の試験を行うには 9 回の試験が必要であり、得られた測定データ標本は 9 通風分の再現性や、測定時間中の時間変化による不確かさを含む。逆に空気液化や測定ミスを含むデータを標本とすると、再現性を初めとする風洞性能を誤って評価してしまう。従って液化や測定ミスが含まれるデータを、厳密に取捨選択する必要がある。

3. 4 空気液化の影響

空気液化の判断材料とするために、よどみ点温度を徐々に下げた通風を行い、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で無次元化したピトー圧力

を示した結果を図2に示す。

よどみ点圧力 $P_0=4\text{MPa}$ とし、よどみ点温度を 700°C 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し、周囲に伝搬して行く。これは凝固衝撃波が発生及び反射し、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¹⁰。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が、ピトー圧力の大幅減少によってこの見かけのマッハ数も大幅に変化するので、これより液化を監視することにした。

3.5 不確かさ解析の応用－再現性

液化や測定ミスが無いデータを取捨選択するため、複数試験間での再現性の基準を作った。マッハ数測定の不確かさ解析より約95%包括度の偶然誤差限界 P を求めた。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、液化や測定ミス等による再現性の悪化はないと考えられる。空間分布を測定するトラバース試験の場合、1通風4断面のうち重複測定した1断面データの再現性を常に確認しつつ試験を進めた。

横軸に Ch. No.、縦軸にマッハ数の差を取ったグラフを通風毎に作成し、再現性の確認を行った。よどみ点圧力 $P_0=4\text{MPa}$ の時の確認結果の一例を図3に示す。Ch. No. 21~68が電子走査式圧力センサブロック No.1、Ch.No. 70~117がセンサブロック No.2による値である。Ch. 49及びCh. 57は準備作業中に異常が発見されたセンサーである。直径60cmの一樣流コア内に含まれるセンサーは Ch. No. 21~52及び70~99の計61ポートである。

図3には、トラバース試験の際に通風間で重複する断面のマッハ数の差が示されている。どの結果もコア内のポート間の差では0.02未満の差であり、一連のマッハ数測定が妥当である

ことがわかる。

4. 試験結果

4.1 液化領域の探索

以上のような判断基準により液化が見られる運転条件を探った。ピトーレークをノズル出口に固定し、よどみ点状態を変化させた試験を行って再現性を調べた。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。液化が見られたと判断される作動点を、図4のよどみ点状態での風洞作動図上に×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、低い温度で液化が始ま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¹¹を図4に示す。文献に示されている値は静温静圧であるが、ノズル出口断面の直径60cmの一樣流内平均マッハ数よりよどみ点条件を逆算した。後に述べるよどみ点圧力 $P_0=6.0\text{MPa}$ の数ケースを除き、本風洞で見られた液化点中最も温度が高い点に接する形でAEDC液化開始曲線が存在し、よどみ点温度を含む全ての測定が妥当であることがわかる。

4.2 新通風領域の決定

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、液化温度以上の飽和温度を維持する⁹。測定部気流はノズル出口で最高マッハ数が得られ、下流に行くに従いマッハ数が減少する。よどみ点温度は保存されるので、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、気流全体も飽和温度以上に維持される。

気流静圧における飽和温度¹²とノズル出口マッハ数より求めた、よどみ点条件における飽和

限界曲線を図4に示す。図4の△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。図4中の○印で示した飽和温度以上の作動点で空間詳細分布の測定を行い、統計処理に資するマッハ数データ標本を採った。最高よどみ点圧力 $P_0=6.0\text{MPa}$ のとき、飽和温度以上の3つの作動点でもマッハ数の変化が見られた。これは気流中に微量（100ppmV未満）に存在する水分の影響であると考えられる¹³。この影響はよどみ点温度 1000K 以上では見られなかった¹⁴ので、 $P_0=6.0\text{MPa}$ の作動範囲を 1000K（730℃）以上とし、全てのマッハ数標本を 1000K 以上で取得した。 $P_0=1.0$ 、2.5、4.0MPa では図4に示す飽和温度以上の全ての作動点で再現性が得られた。

4.3 新旧通風領域における不確かさの比較

これらの再現性が得られた作動点における直径 600mm、流れ方向にノズル出口から後方 750mm の一様流コア内、61点×24断面=1464点の測定マッハ数より、一様流の平均マッハ数及び平均化に伴う統計値を計算した。通常平均値を取る場合、偶然誤差の推定値 S_i は標本標準誤差 s を平均点数 N の平方で割ったものとする。しかし風洞においては、圧力分布測定のような場合に、局所的な圧力に対して偶然誤差が直接影響を及ぼすため、マッハ数の偶然誤差の推定値 S_i は標本標準偏差 s とした。平均マッハ数を一様流マッハ数とし、新旧の通風領域における値を不確かさと共に比較した結果を表1に示す。旧通風領域ではよどみ点圧力に関係なく、一律によどみ点温度 750~850℃としていたが、新通風領域ではよどみ点圧力に応じてよどみ点温度範囲を設定した。よどみ点圧力が低くなると気流静圧が低くなり、対応する飽和温度が低下するため、出口マッハ数により換算した必要なよどみ点温度が低下する。このため新通風領域ではよどみ点圧力が低下するに従い、よどみ点温度範囲が低下している。

よどみ点圧力が低くなるとノズル内面境界層が厚く発達し、出口有効面積が減少するため、マッハ数の低下が生じる。同一よどみ点圧力では、よどみ点温度が低下するに従い僅かに流量が増加するため、有効出口面積が僅かに増加してマッハ数が僅かに増加する。マッハ数の不確かさは新旧の通風領域で変わらず、これよりよどみ点温度を下げた新通風領域においても、同等の性能が得られていることがわかる。 $P_0=1.0\text{MPa}$ の場合に不確かさが増加しているのは、主にピトー圧力の減少によりピトー圧力測定の不確かさが増加するためである。

4.4 新通風領域における運用上の利点

よどみ点温度を下げたことにより、特によどみ点圧力が低い場合に設計上限温度 1200℃に達していた加熱器蓄熱体温度が、1050℃前後で通風出来るようになった。1000℃以上の高温加熱では放射による熱損失が大きくなるため、1200℃まで加熱するのに50分以上かかっていた加熱所要時間が、30分前後に短縮された。また旧通風領域での最低よどみ点圧力 $P_0=2.5\text{MPa}$ の通風は原則的に各部が暖まる午後に行っていたが、さらによどみ点圧力の低い $P_0=1.0\text{MPa}$ の通風が、午前中でも行えるようになった。加熱所要時間の短縮により、模型作業にも柔軟に対応できるようになり、1日4ランの試験通風が可能なが増えた。高温配管や高温遮断弁等、高温ガスに晒される部分の熱負荷も軽減されていると考えられる。

4.5 1.27m、マッハ10風洞の性能比較

風洞の気流条件の不確かさ表記により、風洞性能の明確な比較が可能となる。NAL 1.27m 極超音速風洞と同一直径、同一公称マッハ数を持つ AEDC VKF-C 風洞⁷との比較を表2に示す。AEDC 風洞は連続風洞であるが、NAL 風洞は通風時間 30 もしくは 60 秒の間欠式、1日4ランの通風が可能である。AEDC 風洞で試験可能な

Re 数は1点であるが、NAL 風洞は4点の試験可能 Re 数を持つ。よどみ点温度はある範囲を持つが、NAL 風洞のマッハ数の不確かさは AEDC 風洞の30%程度、動圧の不確かさは40%程度である。気流の傾き角においてもほぼ同等であると言える¹⁵。以上より NAL 風洞は広い Re 数範囲において世界最高の性能を持っていることがわかる。

5. まとめ

各部熱負荷の軽減とよどみ点圧力 $P_0=1\text{MPa}$ での通風を目的とし、よどみ点温度を下げた新

通風領域を設定して1.27m 極超音速風洞のノズル校正試験を行った。マッハ数測定の不確かさ解析により、多点測定に伴う複数試験間の再現性と非液化流れの確認を行った。気流条件の不確かさ表記により風洞性能を明確に表示した。

加熱器蓄熱体最高温度を1200℃から1050℃前後に下げ、50分以上要していた加熱時間を30分前後に短縮することに成功した。旧通風領域には無いよどみ点圧力 $P_0=1.0\text{MPa}$ の通風が午前中でも行え、模型作業によっては1日4ランの風洞試験が、より容易に達成出来るようになった。

参考文献

- ¹ 平林則明、小山忠勇、津田尚一、関根英夫、永井伸治、榑原誠三、1.27m、マッハ10 極超音速風洞の気流検定結果について、航技研特別資料 SP-45 第62・63回風洞研究会議論文集 2000年7月
- ² A. H. Boudreau, Performance and Operational Characteristics of AEDC/VKF Tunnels A, B, and C, AEDC-TR-80-48, July 1981
- ³ Measurement Uncertainty, ASME Performance Test Codes, Supplement on Instruments and Apparatus, Part1, ANSI/ASME PTC19.1-1985
- ⁴ 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 計測の不確かさ, ANSI/ASME PTC19.1-1985, 日本機械学会, 1987
- ⁵ Assessment of Wind Tunnel Data Uncertainty, AIAA S-071-1995, 1995
- ⁶ Eric R. Hedlund and Mark E. Kammeyer, Aerodynamic and aerothermal Instrumentation: Measurement Uncertainty in the NSWC Hypervelocity Wind Tunnel No.9, AIAA 96-2210, June 1996
- ⁷ W. Strike, S. Coulter, & M. Mills, A1991 Calibration of the AEDC Hypersonic Wind Tunnels (Nozzle Mach Numbers 6, 8, and 10), AIAA-92-5092, December 1992
- ⁸ 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—, 航技研報告 TR-1261, (1995)
- ⁹ Alan Pope & Kenneth L. Goin, High Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., 1965
- ¹⁰ A.S. Kaye, The Kinetics and Effects of Air Condensation in the A. R. L. Hypersonic Wind Tunnel. A. R. L. AR 139, October 1972
- ¹¹ Fred L. Daum and George Gyarmathy, Condensation of Air and Nitrogen in Hypersonic Wind Tunnels, AIAA Journal vol6, No.3, pp458-463, March 1968
- ¹² George T. Furukawa and Robert E. McCosky, The condensation line of air and the heats of vaporization of oxygen and nitrogen, NACA TN 2969, June 1953
- ¹³ 永井伸治、津田尚一、小山忠勇、平林則明、関根英夫, 航技研大型極超音速風洞の水分管理, 第32回流体力学講演会講演集, 2000年10月
- ¹⁴ Julius Lukasiewicz and J. K. Royle, Effects of Air Humidity in Supersonic Wind Tunnels, Reports and Memoranda No. 2563, June 1948
- ¹⁵ 関根英夫、津田尚一、永井伸治、小山忠勇、平林則明、穂積弘一、榑原盛三, 航技研大型極超音速風洞気流特性—気流傾角分布—, 第44回宇宙科学技術連合講演会

表1 新旧作動領域での一様流マッハ数の不確かさ（φ600×750、1464点）の比較

P0(MPa)	1	2.5	4	6
T0(°C)		750~850		
Nozzle Mach No.		9.55 ±0.03	9.62 ±0.03	9.68 ±0.03
T0(°C)	600 ~700	650 ~750	680 ~760	730 ~800
Nozzle Mach No.	9.46 ±0.04	9.59 ±0.03	9.65 ±0.03	9.69 ±0.03

表2 出口直径 1.27m、マッハ 10 風洞の性能比較

Tunnel	AEDC	NAL			
Type	Continuous	Intermittent, 30 or 60 seconds, 4 times a day			
Re(10 ⁶ /m)	2.7	1.0	2.0	3.0	4.3
P0(MPa)	4.1	1.0	2.4	3.9	5.9
T0(K)	1000	930 ±50	970 ±50	990 ±40	1020 -20, +50
Mach No.	9.94 ±0.11	9.46 ±0.04	9.59 ±0.03	9.65 ±0.03	9.69 ±0.03
Pstatic	±8.1%	±2.7%	±2.3%	±2.2%	±1.9%
Qdynamic	±5.7%	±2.8%	±2.4%	±2.3%	±2.0%
Ppitot	±5.7%	±2.0%	±1.7%	±1.7%	±1.5%
Flow Angle	±0.12°		±0.13°	±0.17°	±0.16°

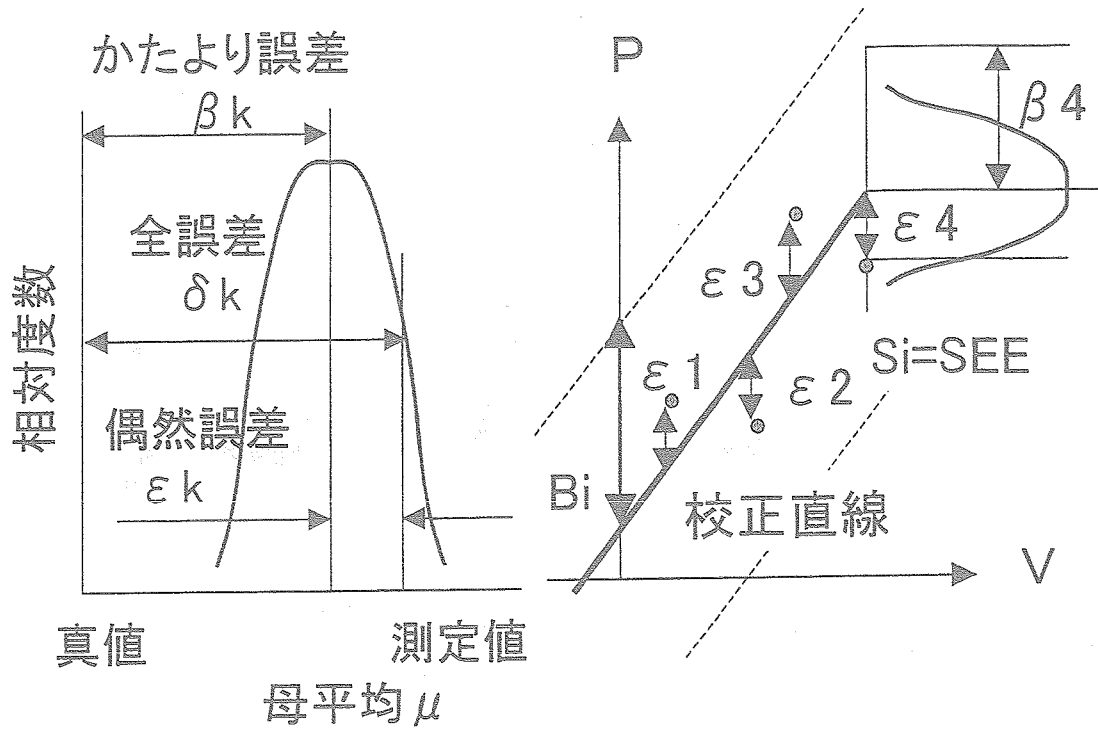


図1 誤差の基本的概念（左）及び最小2乗法によるセンサー校正時のかたより誤差 β_k の上限 B_i 及び偶然誤差の推定値 $S_i=SEE$ （推定標準誤差）（右）

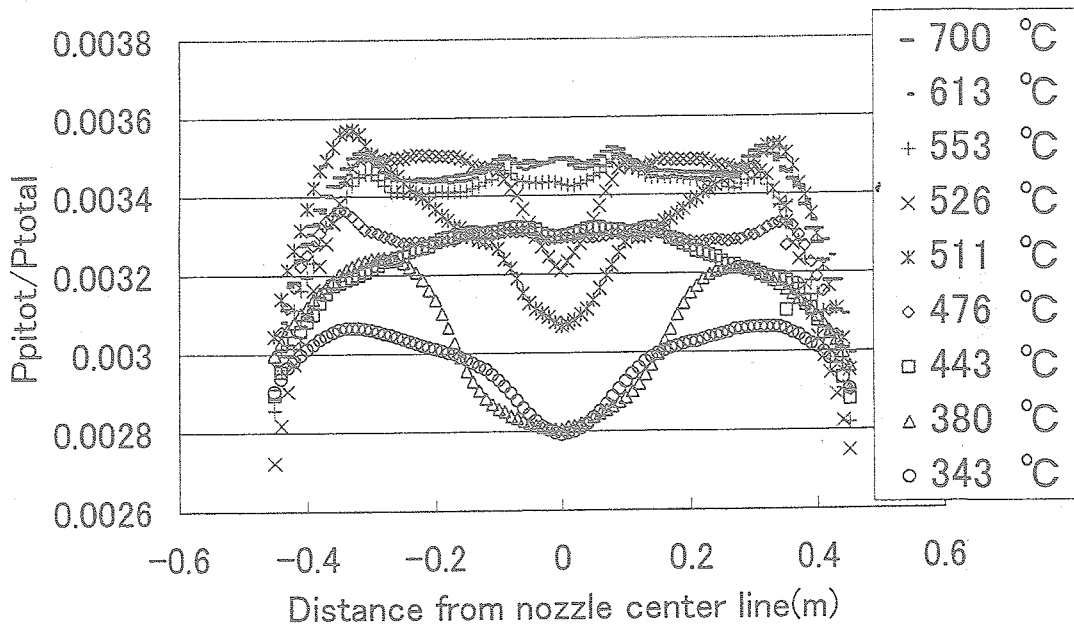


図2 よどみ点温度を下げた場合のピトー圧力分布の変化

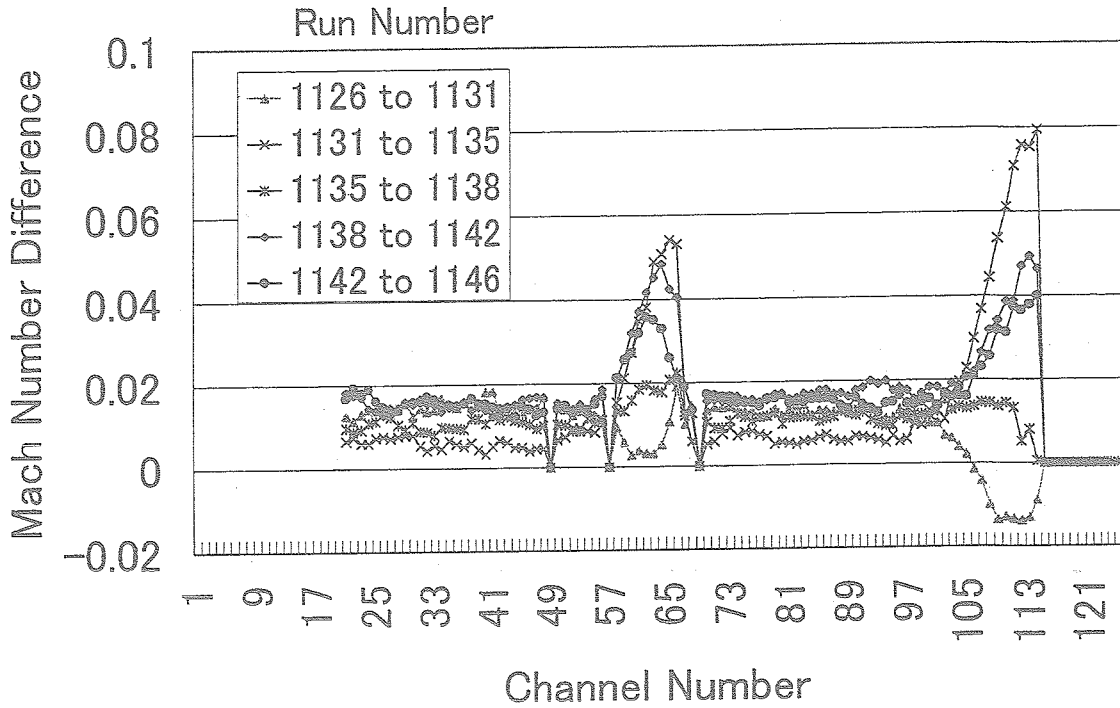


図3 試験中の再現性確認グラフ

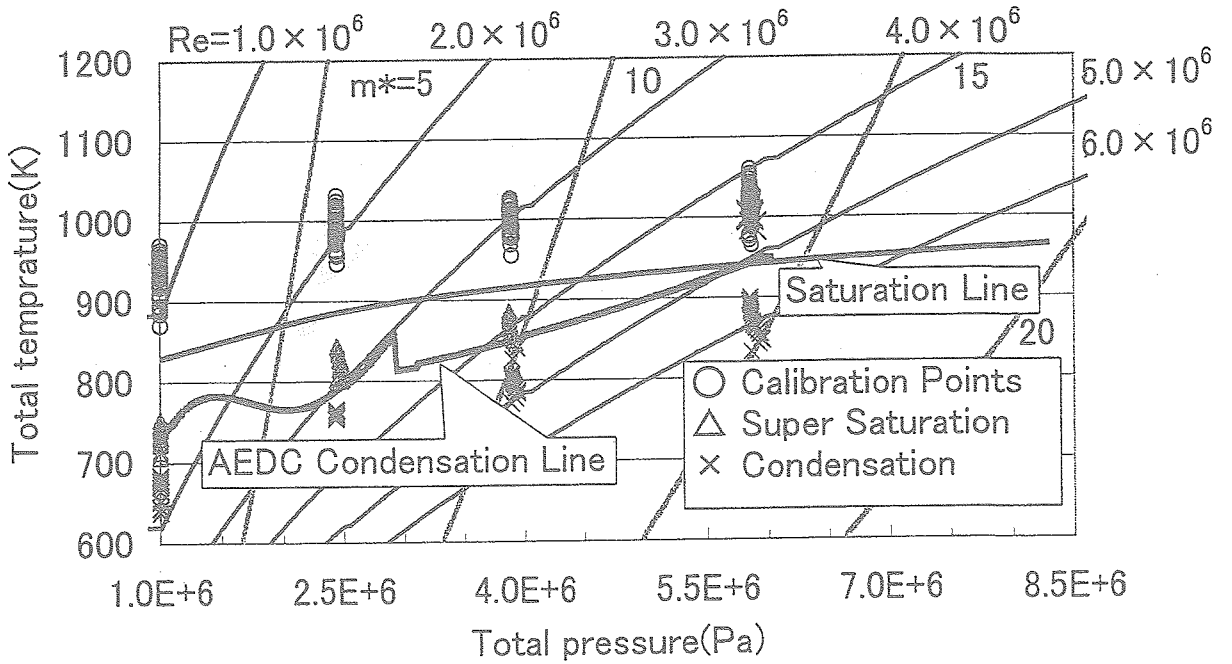


図4 よどみ点状態での風洞作動図 (レイノルズ数 $Re(1/m)$ 、流量 $m^*(kg/s)$)