

極超音速希薄風洞におけるピトー圧計測と希薄空力数値解析

○小澤宇志, 鈴木俊之, 藤田和央(JAXA)

Pressure Measurements and Numerical Analyses in Hypersonic Rarefied Wind Tunnel

T. Ozawa, T. Suzuki, and K. Fujita

Key Words: DSMC, Hypersonic, Rarefied gas dynamics, Aerodynamics

Abstract

In this work, flow characteristics of hypersonic rarefied flows have been investigated experimentally and numerically. In the hypersonic rarefied wind tunnel, test flows have been first probed by measuring the displacement of a sphere pendulous model. In addition, a spatial variation of total pressure of the test flows has been measured by using pitot tubes. The flow field from a conical nozzle to a test section was simulated by computational fluid dynamics/direct simulation Monte Carlo loosely coupled computations, and the understandings of the flow fields were improved by integrating experimental and numerical results. Consequently, a 25-mm hypersonic rarefied core flow was obtained by using a 45-degree conical nozzle with a Mach number greater than 10 and a Knudsen number greater than 0.1.

1. 目的および背景

大気圏再突入宇宙機や惑星探査機等, 様々なミッションにおいて極超音速空力特性を高精度に評価することが重要な課題となっている. 連続流領域においては, 風洞試験と数値流体力学(Computational Fluid Dynamics: CFD)による双方の空力評価が可能であり, その評価技術手法が確立されてきた. また, 自由分子流領域においては, 理論と自由分子流計算により空力評価が可能である. 一方, その中間である遷移領域においては, 現在モンテカルロ直接(direct simulation Monte Carlo: DSMC)¹⁾法等による粒子数値計算に依存しており, その精度を評価する術がなかった. 特に最近では超低高度衛星²⁾の開発にともなって極超音速希薄流領域における機体の空力特性評価の高精度化が重要となっており, 希薄空力検証システムの開発が熱望されている. このような背景のもと, JAXA では極超音速希薄風洞(Hypersonic Rarefied Wind Tunnel: HRWT)を開発し, 極超音速希薄空力の直接計測システムの確立を目指している.

本稿では, HRWT における極超音速希薄流の特性を実験と数値計算により総合的に評価する. 実験によって得られる気流の情報は限定的であるため, 数値解析により気流情報を補填し, マッハ数, クヌーセン数等の気流環境を特定する. 希薄風洞実験では, 第一に吊り下げ式球模型を用いた動圧計測を行う. 第二に, ピトー管を用いて圧力分布を計測する. 数値計算では, ノズル内部から計測部にかけてクヌーセン数が大きく変化するため CFD/DSMC 連成数値計算を行い, HRWT 気流評価を行う. さらに計測と計算結果の比較精度を高めるため, 球模型を融

合した DSMC 変位計算手法を確立するとともに, ピトー管周りの流れに生じる希薄効果を DSMC 計算により評価する. 最後に, 計測結果と数値解析結果を比較検証し, HRWT 気流特性を評価する.

2. HRWT 計測手法

JAXA に設置されている HRWT の基本構成は, 真空チャンバー, 真空排気系, 気流供給系, 気流加熱装置, ノズル部, 模型支持部, 計測装置である. 試験気流は流量計を通った後にタングステンメッシュヒーター気流加熱装置内に流れ込み, その後ノズル部通過時に加速・膨張し, 左右と下部に観測窓が設置された直径 1m, 長さ 1.5m の真空チャンバー内に流れる. HRWT の真空排気系は 3 台のターボ分子ポンプ(ULVAC UTM-3303FH, 排気速度 1 台当り 3,300 L/s)と 1 台のドライ真空ポンプ(ULVAC LR300, 排気速度 6,000 L/min)から構成されている. ノズル部はスロート径 1.632mm, 出口径 100mm(開口比 3755) の銅製コニカルノズルである. ノズル半頂角は数値解析結果をもとに 45 度に設計された. ノズルスロート上流において気流の全温度と全圧を K 型熱電対とキャパシタンスマノメータを用いてそれぞれ計測するとともにノズル壁面付近の冷却水温度を K 型熱電対で計測する. ノズル壁面温度についてはノズル材質が熱伝導率の高い銅製であるため, 本研究では冷却水温度と同程度と推定する. HRWT の試験条件は, 質量流量と全温度を設定する事により決定される. 本研究では, 窒素ガスのみを使用し, 質量流量 0.08 g/s, 全温度 280~800 K の条件で気流検定を行った.

本研究では吊り下げ式球模型を用いた変位計測とピトー管を用いた圧力計測を行う(図 1 参照). 球

模型は直径 5mm のステンレス球である。模型は真空チャンバー上方の自動ステージから直径 20 μ m、長さ 220mm のステンレス製細糸で吊り下げられており、3 軸制御が可能である。ピトー管は、(A)外径 2.5mm、内径 1.5mm、長さ 30mm のステンレス管、(B)外径 1.6mm、内径 1.0mm、長さ 30mm のステンレス管、(C)外径 0.8mm、内径 0.3mm、長さ 30mm の銅管、の合計 3 本を使用し、気流動圧計測を行い希薄効果を評価する。ピトー管は球模型と同様に自動ステージに接続して動圧分布を計測する。真空チャンバーの右側と下側の観測窓には CCD カメラが設置されており、画像処理により模型の 3 方向 (x,y,z) の変位量を求めることができる。

3. 数値計算手法

HRWT における気流はノズル膨張部において希薄化が進むことにより連続流から非連続流へと遷移するため、本研究では連続流領域は数値流体力学 (CFD) コードを使用し、希薄流領域ではモンテカルロ直接法 (DSMC) に基づく解析コードを使用する CFD-DSMC 連成計算を行う。CFD 計算は現在 JAXA で開発中の JAXA' s Optimized Nonequilibrium Aerothermodynamic Analysis (JONATHAN) コードを用い、DSMC 計算は Modeling of Transitional-Ionized Flows (MOTIF) コードを使用する。両解析コードの詳細については参考文献 3 に与えられているため本稿では省略する。CFD コードにおける試験ガス流量、全圧、全温度などの流入境界条件は HRWT における計測結果と一致する値を使用する。CFD-DSMC 境界は、結果が境界に依存しないようなクヌーセン数が 0.01 付近に設定し、DSMC 流入境界条件は収束した CFD 解析結果をもとに与えている。CFD のノズル壁面モデルは、ノンスリップ拡散反射モデルを用いる。気流は窒素ガス 100% とし、窒素ガスの回転励起、振動励起は考慮するが化学反応や電子励起等は無視する。DSMC 計算においても同様に R-T (Rotation-Translation)、V-T (Vibration-Translation) エネルギー遷移は温度依存の回転、振動衝突数を用いた BL (Borgnakke -Larsen)⁴⁾ モデルで考慮するが、化学反応や電子励起等は無視する。気体とノズル表面の相互作用には Maxwell モデルを用い、完全エネルギー、運動量適応係数を用い拡散反射を仮定する。

4. 結果と考察

4.1. 模型の変位計測および解析

まず、質量流量を 0.08 g/s に設定し、ヒーター加熱無しの場合の球模型の変位を半径方向に 5mm 間

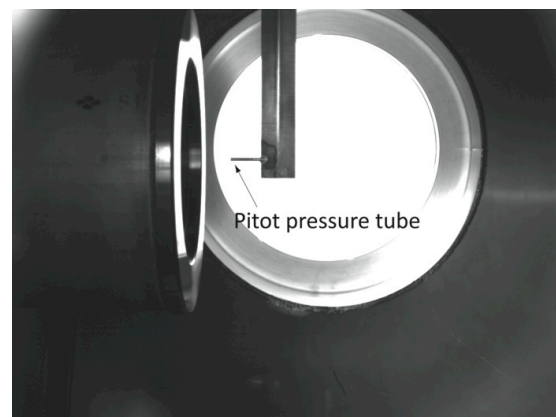
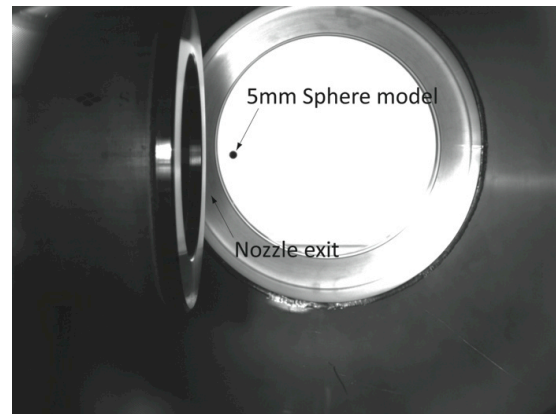


図 1 希薄風洞における吊り下げ式球模型動圧計測(上)、ピトー圧計測(下)。

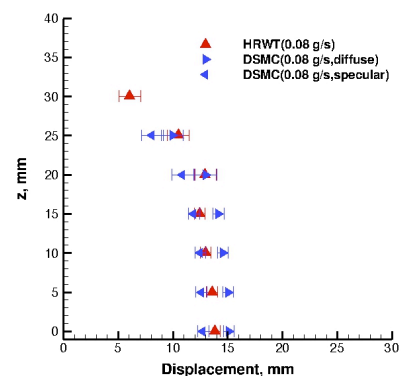
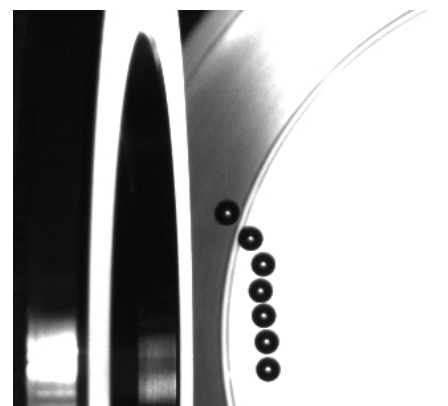


図 2 球模型変位分布の比較：計測(上)、計算(下)。

隔で計測した。ノズル半径方向の球模型変位分布を計測と計算で比較し、その結果を図 2 に示す。図に見られるように直径 25mm 程度の気流のコア内部では球模型の変位はほぼ一定である。コアの外側では基本的に変位は単調減少するが、ノズル中心から半径 20mm 程度のところに変位の増加が見られる。この特性は数値解析結果でも一致しており、この現象はコアの成長と境界層の成長の相互作用により生じる。DSMC 計算では模型の表面モデルに鏡面反射モデルと拡散反射モデルを使用し、表面モデルによる変位差を比較している。図を見ると拡散反射の方が鏡面反射の場合より変位が大きく、数 mm 程度の変位差が生じている。計測結果はこの 2 ケースの間の値となっているため、DSMC 計算結果は計測と良い一致を示している。

4.2. ピトー圧計測および解析

3 種類の管径のピトー管を使用し、ノズル出口から 17mm 下流の計測部においてノズル半径方向のピトー圧分布計測を行った。図 3 においてピトー管 A と B のピトー圧分布を比較する。まず、 y, z の 2 方向で計測を行ったところ良い一致が得られ、ノズル流の等方性が確認された。計測誤差は約 3 Pa であり、模型変位計測の場合と同様にノズル中心から半径 20mm 程度のところにピトー圧の増加が見ら

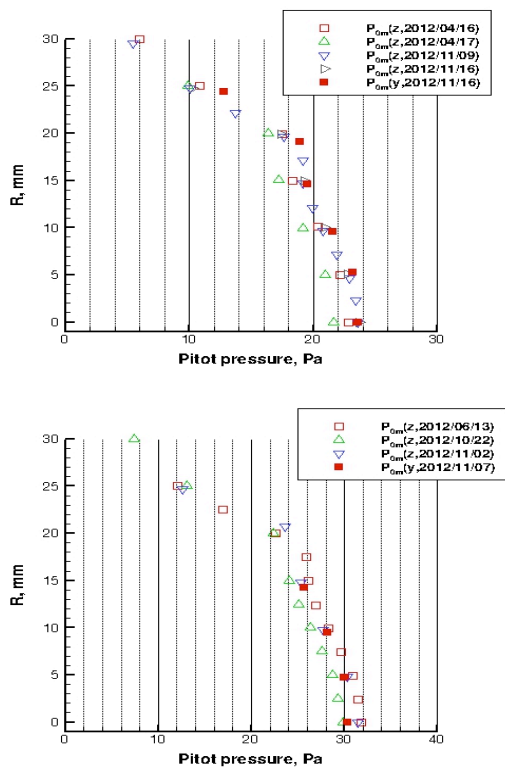


図 3 ピトー圧半径方向分布比較：ピトー管 A(上)、ピトー管 B(下)。

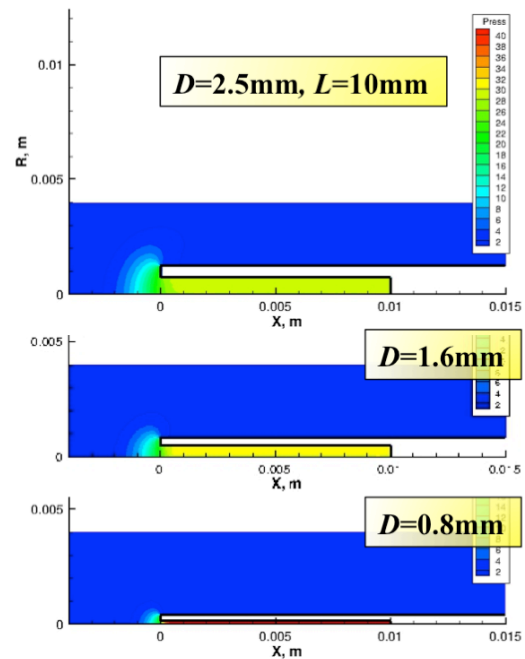


図 4 ピトー管周りにおける圧力等高線図：ピトー管 A(上)、B(中)、C(下)。

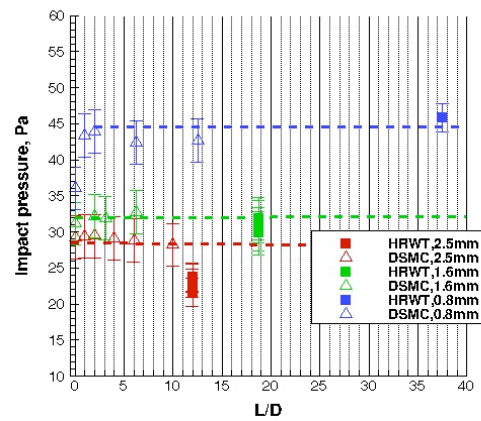


図 5 ピトー圧の管長・管径依存性比較。

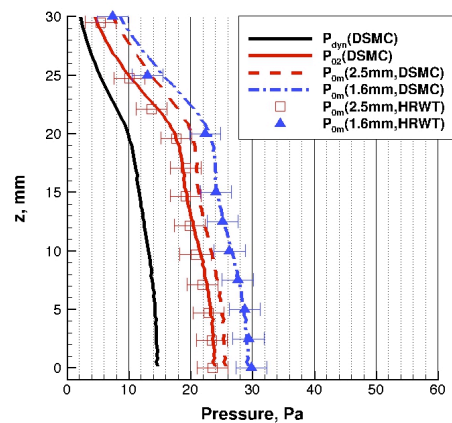


図 6 ピトー圧分布の HRWT 計測と計算結果の比較。

れる。次に、ピトー管 A, B の分布を比較するとピトー管 B の圧力の方が A の場合よりも高くなっていることがわかる。管径が小さくなるほどピトー圧が高くなるので、希薄効果が原因と考えられる。そこで図 4 のように HRWT 計測部の流れ場条件におけるピトー管周りの流れを DSMC 数値解析により評価した。

図 5 にピトー圧の管長・管径依存性を示し、HRWT 計測結果と比較する。希薄風洞計測部の衝撃層背後のレイノルズ数は通常 6.5 よりも低いいため、希薄効果の影響が無視できない。図 4, 5 に見られるように、管径が小さくなるほどこの効果が増大し、ピトー圧が高くなることがわかる。また、管長依存性についてはピトー管 C 以外は確認できない。ピトー管 C では、管長の管径に対する比が 2 よりも小さい場合、ピトー圧の減少が見られる⁵⁾。ピトー管 B と C のピトー圧に関して、DSMC 計算と HRWT 計測結果を比較すると良い一致が見られる。一方、ピトー管 A に関しては、DSMC 計算によるピトー圧は計測結果よりも高い値を予測している。この原因の一つとしてプローブ冷却効果が考えられる。文献 6 においても冷却効果により、希薄効果補正值であるピトー圧比が 1 よりも小さくなる現象が確認されている。さらに、ピトー管 A の入り口径がわずかに内部よりも狭まっている形状依存性の可能性がある。

これらの解析を踏まえ、ピトー圧補正⁷⁾にはピトー管 B におけるピトー圧比を使用し、半径方向のピトー圧分布を DSMC と HRWT で比較する。その結果を図 6 に示す(ピトー圧補正モデルの詳細は文献 3 を参照)。図に見られるようにピトー管 B の計算圧力分布は計測結果と良い一致を示している。ただし、ピトー管 A に関しては予想通り計算の方が計測結果よりも高い圧力分布となっている。この差は前述の通り、プローブ冷却効果が原因と考えられる。

球模型の変位解析とピトー圧解析の結果、DSMC 数値解析により HRWT 計測部の流れ場特性が正しく評価されていることが判明した。従って、本稿では計測部のマッハ数、クヌーセン数を数値解析によって推定し、ノズル出口、出口から 10 mm 下流、出口から 17 mm 下流の分布を図 7 で比較する。図に見られるように下流に行くほどクヌーセン数は高くなり、出口から 17 mm の位置では、一様なコアの直径は約 25 mm、マッハ数 10 以上、クヌーセン数 0.1 以上を達成していることがわかる。

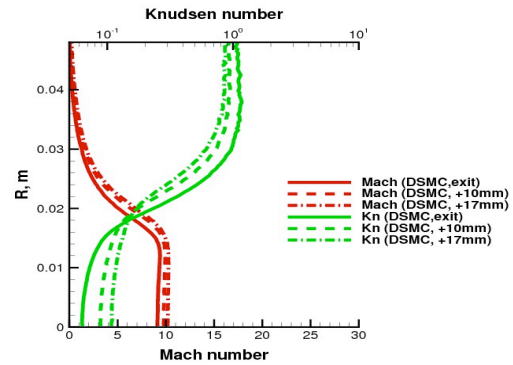


図 7 HRWT 計測部におけるマッハ数とクヌーセン数の分布。

5. おわりに

実験結果と数値解析を比較することにより極超音速希薄風洞の性能および気流評価を行った。数値計算では、CFD-DSMC 連成計算により極超音速希薄流を評価するとともに、球模型変位計測融合、ピトー圧希薄効果評価を行うことにより気流評価技術の精度を高めた。その結果、球模型変位計測とピトー圧計測の双方において数値解析と計測結果で良い一致が得られ、計測部の気流条件はコア直径 25 mm、マッハ数 10 以上、クヌーセン数 0.1 以上を達成していることが判明した。

参考文献

- 1) Bird, G. A., *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*, Clarendon, Oxford, England, U.K., 1994.
- 2) Fujita, K. and Noda, A., "Rarefied Aerodynamics of a Super Low Altitude Test Satellite," AIAA Paper 2009-3606, 2009.
- 3) Ozawa, T., Suzuki, T., and Fujita, K., "Analysis of Rarefaction Effects in the Hypersonic Rarefied Wind Tunnel," AIAA Paper 2013-0192, 2013.
- 4) Borgnakke, C. and Larsen, P. S., "Statistical Collision Model for Monte Carlo Simulation of Polyatomic Gas Mixture," *Journal of Computational Physics*, Vol. 18, No. 4, 1975, pp. 405-420.
- 5) Rogers, K. W., Wainwright, J. B., and Touryan, K. J., "Impact and Static Pressure Measurements in High Speed Flows with Transitional Knudsen Numbers," *4th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*, edited by J. H. deLeeuw, Vol. 2, Academic Press, New York, 1966, pp. 151-174.
- 6) Wainwright, J. B. and Rogers, K. W., "Impact Pressure Probe Response Characteristics in High Speed Flows with Transitional Knudsen Numbers," NASA contract report 61119, Feb. 1966.
- 7) Boyd, I. D., Penko, P. F., Meissner, D. L., and DeWitt, K. J., "Experimental and Numerical Investigations of Low-Density Nozzle and Plume Flows of Nitrogen," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 10, 1992, pp. 2453-2461.