

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年05月28日現在

機関番号：82645

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2010～2011

課題番号：22760629

研究課題名（和文）極超音速希薄風洞を用いた希薄空力現象の解明と物質表面係数計測システムの構築

研究課題名（英文）Development of a Measurement System for Rarefied Aerodynamics and Accommodation Coefficients in Hypersonic Rarefied Wind Tunnel

研究代表者

小澤 宇志（OZAWA TAKASHI）

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・研究開発本部・研究員

研究者番号：70567544

研究成果の概要（和文）：高度 70km 以上における地球再突入機や超低高度衛星周りの流れは高速希薄流となっており、希薄空力特性の把握が必要である。本研究では、まず JAXA の 100mm 極超音速希薄風洞(HRWT; Hypersonic Rarefied Wind Tunnel)ノズル最適化を行い、半頂角 45 度コンカルノズルを用いてマッハ数 10 を超える極超音速希薄流をつくり出すことに成功した。さらに極超音速希薄流空力現象の解明に向けて、HRWT 実験と粒子数値解析を融合する計測手法を確立した。この手法を用いて球模型変位計測を行った結果、物質表面係数測定が可能となり、極超音速希薄空力の予測精度が向上した。

研究成果の概要（英文）：Investigation on aerodynamic characteristics of hypersonic rarefied gas flows has been essential for a variety of situations, such as the Super Low Altitude Test Satellite, earth reentries, or planetary atmospheric entries. At Japan Aerospace Exploration Agency, a 100-mm Hypersonic Rarefied Wind Tunnel (HRWT) has been developed. A 45-degree conical nozzle has been designed in this research, and rarefied hypersonic flows have been successfully generated with a Mach number greater than 10. In addition, an integration system between HRWT measurements and particle simulations has been developed, and this system enables us to improve aerodynamic prediction in hypersonic rarefied flows due to the determination of surface accommodation coefficients.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2010 年度	2,400,000	720,000	3,120,000
2011 年度	800,000	240,000	1,040,000
年度			
年度			
年度			
総計	3,200,000	960,000	4,160,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：希薄気体，極超音速流れ，希薄風洞

1. 研究開始当初の背景

(1) 高速希薄気体における空力特性解明の需要が近年増加している。

① JAXA の超低高度衛星技術試験機(Super Low Altitude Test Satellite; SLATS)等、高度 160～200 km を周回するような超低高度衛星が

近年提案されている。この高度において適切な誘導制御を行うためには高速希薄気体中の衛星の空力特性を正確に評価する必要がある。
② 火星等の惑星探査では、地球よりも大気が薄いため、エアロシェルが大気突入して軌道制御を行う際には、希薄な大気による影響を

正確に評価しなければならない。

③ JAXA においてエアロキャプチャ技術実証ミッション等が提案されており、現状では表面係数が不確定であるために高速希薄領域では両係数とも±15%程度の精度である。しかし、これらのミッションでは、抵抗係数で±10%、モーメント係数で±5%の精度で把握する必要がある。

(2) JAXA においてマッハ数(M)10、クヌーセン数(Kn)0.1の流れを作り出す100mm極超音速希薄風洞(HRWT)を構築中である。

(3) 世界的に見ても実験と数値計算の双方による希薄空力評価システムが存在しないため、双方のアプローチによる空力特性評価システムの確立が必要不可欠である。

2. 研究の目的

極超音速希薄風洞実験と粒子数値解析を融合することにより、極超音速希薄気体における空力現象の計測手法とともに、物質の表面係数測定法を確立することを目的とする。さらに、希薄空力特性を検証することにより、粒子数値解析における正確な表面モデルを構築し、数値計算空力予測の精度を向上させ、超低高度衛星の誘導制御システムや惑星大気突入カプセル等の軌道制御システムの信頼性向上を目指す。

3. 研究の方法

- (1) 極超音速希薄風洞装置の性能を評価し、整備と改良を行う。
- (2) 極超音速希薄流において吊り下げ式模型を用いた空力計測システムを構築する。
- (3) 計測システム信頼性向上のため、ノズル内部及び計測部の空力計測と数値解析を融合する。
- (4) 物質表面係数依存性を評価し、物質表面係数測定法を確立する。

4. 研究成果

(1) 実飛行環境に近い極超音速希薄流れ(マッハ数10以上、クヌーセン数0.1以上)を作り出す装置として極超音速希薄風洞を用い、極超音速希薄流れの最適化を行った。

① ノズル内部から計測部にかけて連続流から希薄流に移移する流れ場の解明に向けてCFD(Computational Fluid Dynamics) / DSMC(direct simulation Monte Carlo)連成数値解析手法を確立した。

② ノズル形状の最適化を行ったところ、マッハ数10以上、クヌーセン数0.1以上の一様な極超音速希薄コア流れを再生するためには、半頂角45度のコンカルノズルが最適であるとの結論が得られた(図1参照)。

③ 45度コンカルノズル(スロート径1.632mm、出口径100mm、開口比3755)を新規に製作し、気流検定を行った。

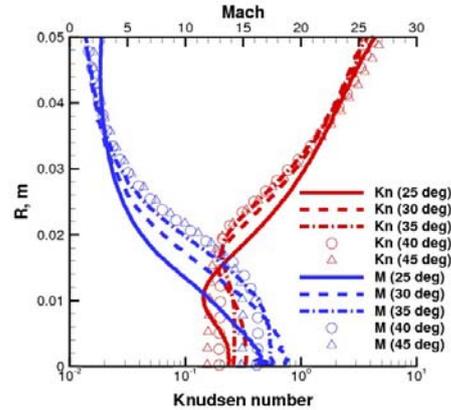


図1 コンカルノズル半頂角変化による気流への影響：マッハ数とクヌーセン数の半径方向の分布比較

(2) 吊り下げ式模型を用いた画像処理による微小空力計測システムを構築した。

① 模型は直径5mmのステンレス球を使用し、高精度3自由度自動ステージからステンレス製細糸(直径20μm、長さ220mm)でノズル出口から設定された位置に吊るして変位計測を行った。

② CCDカメラを用いた画像処理技術により模型の変位を0.5mm以下の誤差精度で計測することができるとともに、軸方向及び半径方向の2次元変位分布を測定することが可能となった。

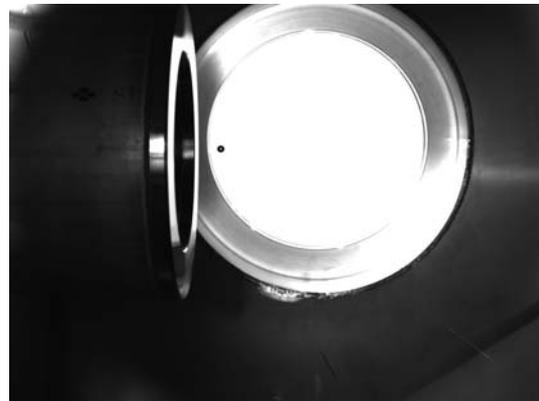


図2 CCDカメラを用いた吊り下げ式球模型変位計測

(3) 気流検定に向けて吊り下げ式球模型の変位計測とDSMC数値計算を融合したHRWT-DSMC融合解析手法を確立した。

① DSMC極超音速流れ場にHRWT変位計測模型を融合(図3参照)し、模型と流れ場の相互作用を考慮した結果、最大で約15%変位予測精度が向上した。

② DSMC数値解析において希薄境界層厚さ補正法・背圧境界粒子生成法を確立し、導入

することにより極超音速希薄風洞性能評価技術が向上した(図 4 参照).

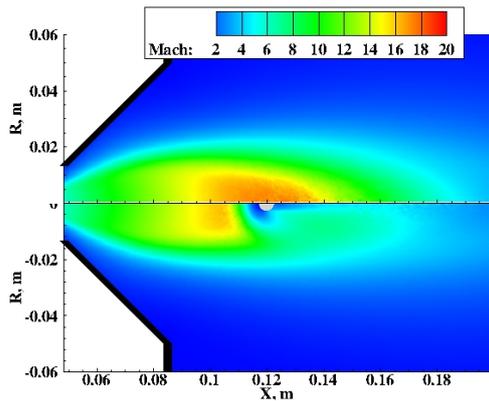


図 3 模型融合による流れ場(マッハ数)の比較: 模型無(上), 模型有(下)

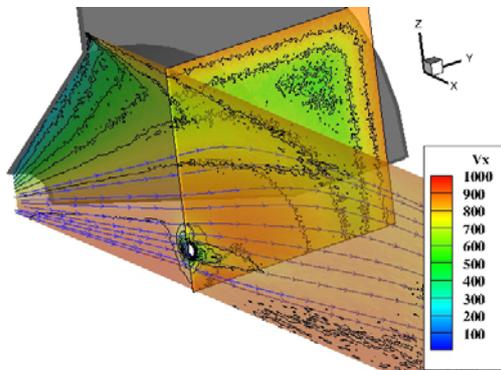


図 4 模型融合による 3D-HRWT 流れ場

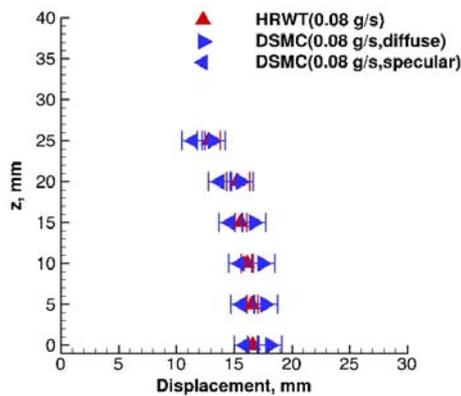


図 5 球模型のノズル半径方向変位分布比較: 模型変位の DSMC 表面係数依存性

③ タングステンヒーターを使用し、淀み温度を 400 K 以上に加熱することにより、マッハ数 10 以上、クヌーセン数 0.1 以上の双方の条件を満たす直径 25 mm 以上のコア流れをつくり出すことに世界で初めて成功した。

(4) HRWT-DSMC 球模型融合解析手法による 1 自由度物質表面係数計測システムを確立す

ることにより、熱適応係数の決定が可能となった。

(5) 今後の発展として、二方向 CCD カメラ画像処理等を用いて自由度を増やし、HRWT-DSMC 平板模型融合手法を構築することにより、物質表面係数(熱適応係数、運動量適応係数、付着係数)の決定精度の向上を目指す。また、ミッションで使用するようなアブレータ材質の平板を用いて物質表面係数を計測し、軌道決定精度への影響を評価する必要がある。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 8 件)

- ① Suzuki, T., Ozawa, T., and Fujita, K., Experimental and Numerical Study of Flow Diagnostics in Hypersonic Rarefied Wind Tunnel in JAXA, *AIAA Paper*, 査読無, 2012-0370, 2012, <https://www.aiaa.org/>
- ② Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H., and Fujita, K., Analysis of Non-Continuum Hypersonic Flows for the Hayabusa Reentry, *AIAA Paper*, 査読無, 2011-3311, 2011, <https://www.aiaa.org/>
- ③ Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H., and Fujita, K., Investigation of Martian-Dust Drag and Heat Transfer for Mars Sample Return Mission, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 査読有, Vol.25, 2011, pp. 341-353, DOI:10.2514/1.50714
- ④ 小澤宇志, 鈴木俊之, 藤田和央, 極超音速希薄風洞を用いた希薄空力現象の計測および数値解析, *宇宙航空研究開発機構特別資料*, 査読有, JAXA-SP-10-012, 2011, pp. 213-218, ISSN:1349-113X
- ⑤ Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., Investigation of Drag and Heat Transfer for Martian Dust Particles, *AIP Conference Proceedings*, 査読有, Vol.1333, 2011, pp. 197-202, DOI:10.1063/1.3562648
- ⑥ Fujita, K., Suzuki, T., and Ozawa, T., Development of a Pilot Model of Hypersonic Rarefied Wind-Tunnel, *AIP Conference Proceedings*, 査読有, Vol.1333, 2011, pp. 407-412, DOI:10.1063/1.3562682
- ⑦ Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., DSMC Dusty Flow Simulation for Non-stop Mars Sample Return Mission, *AIP Conference Proceedings*, 査読有, Vol.1333, 2011, pp. 1325-1330, DOI:10.1063/1.3562827
- ⑧ Ozawa, T., Suzuki, T., and Fujita, K., Experi-

mental and Numerical Studies of Hypersonic Flows in the Rarefied Wind Tunnel, *AIAA Paper*, 査読無, 2010-4513, 2010, <https://www.aiaa.org/>

[学会発表] (計 10 件)

- ① 鈴木俊之, 小澤宇志, 藤田和央, 極超音速希薄風洞における希薄空力計測と数値解析との融合, 日本航空宇宙学会 第 43 期年会講演会, 2012 年 4 月 12 日-13 日, 東京大学本郷キャンパス, 東京
- ② Suzuki, T., Ozawa, T., and Fujita, K., Experimental and Numerical Study of Flow Diagnostics in Hypersonic Rarefied Wind Tunnel in JAXA, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Jan. 9, 2012, Nashville, Tennessee
- ③ 小澤宇志, 鈴木俊之, 藤田和央, 極超音速希薄風洞を用いた希薄空力計測と粒子計算融合, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011 年 11 月 30 日, 愛媛県民文化会館, 愛媛県
- ④ Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., Analysis of Non-Continuum Hypersonic Flows for the Hayabusa Reentry, 42nd AIAA Thermophysics Conference, June 27, 2011, Honolulu, Hawaii
- ⑤ 鈴木俊之, 小澤宇志, 藤田和央, 極超音速希薄風洞を用いた希薄空力特性計測と数値解析, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 2010 年 11 月 17 日, 静岡コンベンションセンター, 静岡県
- ⑥ Fujita, K., Suzuki, T., and Ozawa, T., Development of a Pilot Model of Hypersonic Rarefied Wind-Tunnel, 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, July 10-15, 2010, Pacific Grove, CA
- ⑦ Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., DSMC Dusty Flow Simulation for Non-stop Mars Sample Return Mission, 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, July 10-15, 2010, Pacific Grove, CA
- ⑧ Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Investigation of Drag and Heat Transfer for Martian Dust Particles," 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, July 10-15, 2010, Pacific Grove, CA
- ⑨ Ozawa, T., Suzuki, T., and Fujita, K., Experimental and Numerical Studies of Hypersonic Flows in the Rarefied Wind Tunnel, 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, June 28, 2010, Chicago, Illinois
- ⑩ 小澤宇志, 鈴木俊之, 藤田和央, 極超音速希薄風洞を用いた希薄空力現象の計測および数値解析, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポ

ジウム, 2010 年 6 月 25 日, 米子コンベンションセンター, 島根県

[図書] (計 0 件)

[産業財産権]

○出願状況 (計 0 件)

名称 :
発明者 :
権利者 :
種類 :
番号 :
出願年月日 :
国内外の別 :

○取得状況 (計 0 件)

名称 :
発明者 :
権利者 :
種類 :
番号 :
取得年月日 :
国内外の別 :

[その他]
ホームページ等

6. 研究組織

(1) 研究代表者

小澤 宇志 (OZAWA TAKASHI)
独立行政法人宇宙航空研究開発機構・研究
開発本部・研究員
研究者番号 : 70567544

(2) 研究分担者

無

(3) 連携研究者

無