

東海国立大学機構 名古屋大学

大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻

衝撃波・宇宙推進研究グループ



准教授 杵淵 紀世志

1. はじめに

名古屋大学は1871年に名古屋藩種痘所を母体とした仮病院・仮学校に端を発する。1939年に名古屋帝国大学が創立され、発足時の医学部・理工学部を基盤に発展を続けてきた。2020年には岐阜大学との法人統合に伴う東海国立大学機構が設置され、新たな一步を踏み出している。筆者が所属する航空宇宙工学専攻は、名古屋という航空宇宙産業の中心地に立脚し、最先端の研究と人材育成を担っている。本研究グループはメインキャンパスである東山キャンパス(名古屋駅から地下鉄で30分程)の航空・機械実験棟内にある。

2. 研究室の概要

当研究グループは2003年に佐宗章弘教授(現在名古屋大学副総長)の着任からスタートした。衝撃波・宇宙推進研究グループの名が示す通り、衝撃波と宇宙推進、二分野の研究を進める世界的にも稀有な研究室である。筆者は前職の宇宙航空研究開発機構(JAXA)から2019年に准教授として着任して以来、この二分野の研究に取り組んでおり、現在は博士課程5名に加え、アメリカ、フランス、オーストラリアからの留学生・研究員が在籍し、活気溢れる研究室となっている。以下では筆者が取り組んでいる研究のうち、真空と関連が深いトピックについて取り上げる。

3. 真空と関連する研究テーマ

3.1 衝撃波

衝撃波とは音速より速い気流(超音速流)における特徴的な現象で、気流が音波を次々に押し流し寄せ集めた結果として形成される不連続面である。我々が日常的に利用する旅客機は音速以下で飛行しているが、超音速旅客機が存在しない大きな要因の一つは衝撃波の存在による。

筆者の研究室では超音速風洞の運転に際し、ロータリーポンプ2台で排気する15m³の真空槽4基を接続して利用している(総容量60m³)。風洞と真空槽の間の弁を開とすることで大気が真空槽へと吸い込まれるが、この際、吸込みダクト(ラバルノズル)を適切な形状とすることで、所望の流速が得られる。大容量の真空槽により、数分間の長時間の通風が可能である点が特徴となっている。

衝撃波の前後では空気の密度が不連続に変化するため、屈折率の違いを利用することで比較的容易に衝撃波を可視化できる

(シュリーレン法と呼ぶ)。

図1は左から右に流れるマッハ2(音速の2倍の速さ)の気流における可視化の例で、白と黒の2本の斜めの線が衝撃波である。上部の壁面の境界層と衝撃波の干渉領域が、(b)の方が(a)よりも狭くなっている。干渉領域では境界層の剥離が生じており、剥離は抵抗の増大等望ましくない現象を引き起こす。(b)では壁面を液体窒素で100Kまで

冷却しており、これにより干渉と剥離が抑制されている。これは冷却によって剥離に対抗する流れの運動量が増加したことが主因である。脱炭素に向けた20Kの液体水素を燃料とする航空機等での応用を検討中である。

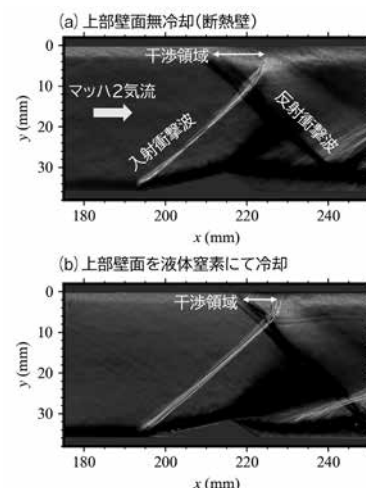


図1 マッハ2の気流中における入射衝撃波と境界層の干渉による剥離とその抑制¹⁾

3.2 電気推進

電気推進は人工衛星や宇宙探査機に利用されるエンジンであり、主にプラズマを噴射することにより推力を得る。小惑星探査機「はやぶさ」に搭載されたイオンエンジンが有名である。イオンエンジンは静電気力(電位差)にてプラズマを加速するが、筆者は磁気力を用いる方式を中心に研究を進めている。図2は超伝導磁石により1T級の強磁場を印加した独自の推進機の作動の様子である。

はやぶさをはじめ、多くの電気推進は推進剤(燃料)として高性能が得られるキセノンを利用している。しかし、キセノンは極めて高価である上、資源であり有限である。そこで筆者はキセノンに代わる推進剤として、水素や二酸化炭素等の低コストかつ宇宙で採取できる物質に着目した研究も推進している^{3,4)}。

これらの電気推進の実験は宇宙環境を模した真空チャンバー内で行う。真空チャンバーとしては、直径2mを1台、直径1.2mを2台所有しており、プラズマ噴射中は10⁻³Pa～10⁻²Pa前半の真空度が要求されるため、クライオポンプやターボ分子ポンプを複数台設置し排気する。一方、電気推進の中にはプラズマではなく主に



高温ガスを噴射するものもあり(アークジェットやレジストジェットと呼ばれる)、これらは特性上より大流量を噴射するが、比較的真空でも問題ない。このような用途では高排気速度のロータリーポンプやドライポンプを活用している。図3に直径1.2mの真空チャンバー(昭和真空製SNC-1200)を示す。本チャンバーは高排気速度のロータリーポンプ1台とターボ分子ポンプ2台を有しており、多様な電気推進の実験に利用可能な仕様となっている。

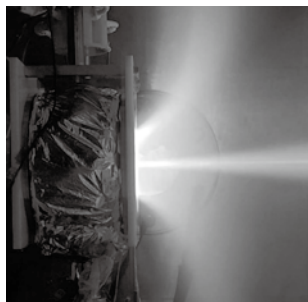


図2 超電導コイルを搭載したプラズマ推進機²⁾

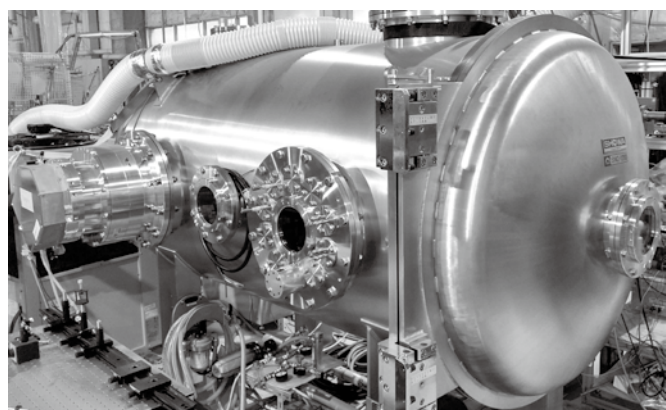


図3 直径1.2m真空チャンバー

3.3 極低温推進

日本の基幹ロケットH3は推進剤として20Kの液体水素と90Kの液体酸素を用いている。この組み合わせにより優れた燃費を実現できるが、いずれも極低温であり、長期間の貯蔵や宇宙での取り扱いに課題がある。しかしこれらの課題を解決し、宇宙空間で数か月、年単位の長期にわたりこれらの極低温推進剤を使い続けることができれば、高い燃費性能に加え、水素・酸素は月や火星に存在する水から生成できるため、従来ない挑戦的な宇宙ミッションを実現できる。

筆者はこれらの極低温推進剤の代替として、77Kの液体窒素を模擬流体として用いた実験に取り組んでいる。以下で一例を紹介する。極低温推進剤を沸点以下に過冷却すると、密度増加による搭載性向上に加え、ロケットエンジンのターボポンプで生じるキャビテーションの抑制など、種々のメリットを享受できる。図4はジュールトムソン効果を利用した過冷却デバイス(熱交換器)のスケールモデ

ルである。ロケットタンクの底部に設置することを意図しており、液体窒素にて77Kから67Kへの過冷却を達成している。実験は宇宙空間の熱環境を模擬するため、真空チャンバー内で空気を介した伝熱が無視できる 10^{-3} Pa台まで減圧して実施する。前述の電気推進同様にクライオポンプやターボ分子ポンプによりこの真空度を達成している。



図4 ジュールトムソン効果による極低温液体の過冷却デバイス(熱交換器)⁵⁾

4. 終わりに

衝撃波や宇宙推進に関連する研究を紹介するとともに、これらの研究が真空機器なしには成立しないことを示した。今後も真空技術を活用しながら、これまでにない航空宇宙技術の実現に向けて研究を進めていく所存である。

謝辞

今回の寄稿の機会を与えて下さった株式会社昭和真空の瀧本昌行様、滑川優子様に感謝いたします。

参考文献

- 1) Y. Miki, L. Ando, M. Acuña and K. Kinefuchi, "Visualization of Suppressed Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction Using Cryogenic Wall Cooling," *Physics of Fluids*, Vol. 37, No. 1, 2025.
- 2) C. Acheson, K. Kinefuchi, et al., "Operation of a Plasma Thruster Featuring a 1.1 T High Temperature Superconducting Magnet," *Journal of Electric Propulsion*, Vol. 3, No. 17, 2024.
- 3) S. Nosaka, S. Cho, H. Watanabe, K. Gunji, M. Matsui and K. Kinefuchi, "Hall Thruster System Using Dry Ice Propellant at the Triple Point," *Journal of Propulsion and Power*, 2025.
- 4) G. Coral, K. Kinefuchi, D. Nakata, R. Tsukizaki, K. Nishiyama, H. Kuninaka, "Design and Testing of Additively Manufactured High-Efficiency Resistojet on Hydrogen Propellant," *Acta Astronautica*, Vol. 181, pp. 14-27, 2021.
- 5) Y. Banno and K. Kinefuchi, "Onboard Cryogenic Liquid Propellant Subcooler Based on Thermodynamic Vent for Upper Stage Propulsion System," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 61, No. 4, pp. 919-929, 2024.