

将来の高速航空宇宙輸送技術に関する研究

流体力学研究室
渡邊 保真

Key Words: Hypersonic flow control, Atmospheric entry, nano-satellite

1. はじめに

将来の乗り物に関連した研究として、本シンポジウムでは流体力学研究室における「将来の高速航空宇宙輸送技術に関する研究」と題し、特に、音よりも速い高速輸送技術に関連した研究プロジェクトの概要報告を行なった。

現在、本研究室における高速輸送技術は

1. 将来型高速輸送機の研究
 2. 惑星探査を見据えた超小型衛星の制御機器に関する研究
 3. 将来の輸送機に関わる高速流体力学の基礎研究
- の3点について主に取り組んでおり、それぞれの研究概要と進捗状況、及び今後の展望について報告した。

2. 流体力学研究室での将来型高速輸送技術の研究概要

2.1 将来型高速輸送機の研究

現在の航空機の大部分は、音の速さに比べおよそ7, 8割の速度で運行され、東京からアメリカまで片道1 2時間程度を要する。将来的に大陸間の移動時間を短縮すべく、昨今は次世代の航空機として、極超音速機と呼ばれる音の5倍以上の速さで飛行する航空機が注目され、世界的に研究、開発が行われている。

将来型極超音速旅客機の実現のためには、高速機用のエンジン開発、機体形状設計、姿勢制御など、さまざまな要素技術が必要とされる。今回、本研究室では流体力学的なアプローチにより将来型航空機の高速度姿勢制御実現と安全性向上を目指し、放電プラズマを用いた電気的高速流体制御技術について報告する。

従来の航空機は姿勢制御のため、主翼や機体底面の機壁一部を舵面として機械的に駆動し、駆動後の舵面がうける力を利用して機体の姿勢制御・空力制御を実現している。このような機械駆動式の空力制御では、必要となる空力モーメントを発生させるために数秒程度の時間を要する。将来的に毎秒1キロメートル以上の高速で航行する極超音速旅客機における安全性向上のため、姿勢制御に要する時間を大きく短縮する必要がある。

このような問題に対応するため、応答性の高い電気的高速気流制御手法に着目し、直流放電プラズマによる能動的な高速気流制御法を提案した。

本手法では、プラズマ生成による局所音速の上昇とそれに伴う衝撃波位置の移動を利用し、プラズマ生成位置より下流側における圧力変動を短時間に実現するものである。これに

よる圧力変動と、それに伴う空気力の変化を利用し機体の空力制御を目指すものである。現在は、実機への応用に向けた大規模な高速空力制御を目指した研究への取り組みを進めている。

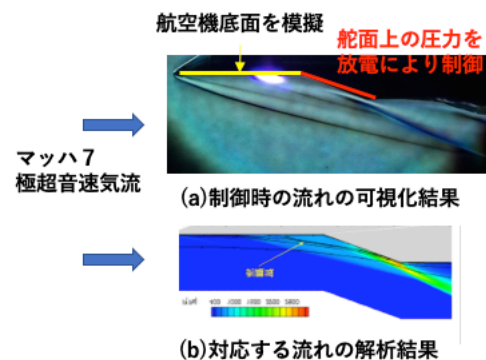


図1：放電によるマッハ7極超音速流の制御

参考文献

- [1] Watanabe, Y., Elliott, S., Firsov, A., Houpt, A., and Leonov, S.B. “Rapid control of force/momentum on a model ramp by Quasi-DC plasma”, *J. Phys. D: Appl. Phys.*, 52, 444003, 2019.
- [2] Watanabe, Y., Houpt, A., Leonov, S.B., *Aerospace*, 6(3), 35 2019.

2.2 惑星探査を見据えた超小型衛星の制御機器に関する研究

将来の有人火星探査や惑星資源探査を見据え、現在までに多数の火星探査ミッションが実施されてきた。従来の火星探査計画では、複数の高機能分析器などを搭載した大型探査機を惑星表面に着陸させ、地表をローバーで移動しつつ諸々の分析を行うものであった。このような従来の探査方式では、ピンポイントの詳細な情報を取得できる反面、惑星の気候や地質などの広範囲の全体像を1度の探査計画で分析することは困難であった。

近年では、惑星広範囲の探査情報を得るため、将来的に多数の超小型探査機による分散探査の有効性が着目されている。これは、1トンクラスの探査機母船によって多数の超小型探査機を火星軌道まで輸送し、小型機を分散的に降下させ、軌道上の母船で情報を集約し地球に送信するものである。これにより、探査地点1箇所あたりに得られる情報は小型機サイズから制約を受けるが、将来の有人探査を見据えて惑星の全体像を明らかにする上で重要である。

このような小型機探査機を実現するため、本研究室では超小型衛星用の計測器及び推進器の研究開発に取り組んでいる。参画中のJAXA 柔構造型再突入機技術のプロジェクトの

一環として、3U サイズ (30cm x 10cm x 10cm) の超小型衛星用エンジンと、姿勢計測用イオン検出器を開発し、来年度軌道上で運用実証試験を行う予定である。

超小型エンジンとしては、推進剤に化学的に安定な水を利用した、水レジストジェット式超小型スラスタ TWEET(Tiny Water rEsisto-jEt Thruster)を開発し、その推進性能を真空環境下での地上試験により検証した。

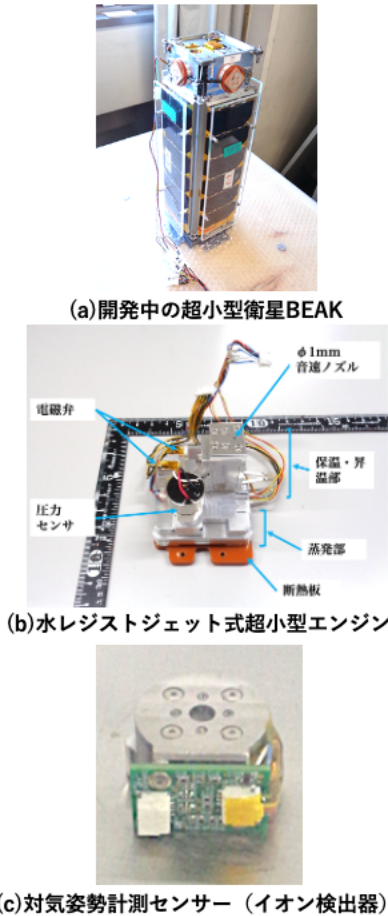


図2：超小型衛星と開発した搭載機器

開発したエンジンは、推進剤である水を加熱昇圧し、音速ノズルを通して噴射することで軌道制御を行う。1度の噴射により、軌道高度を約 100m 制御することが可能であり、低軌道上での運用性能を検証する予定である。小型機への搭載を行うため、重量は 160g 弱でありながら、必要な軌道制御を実施できることが地上試験により確認された。

また、これらの機器を搭載する衛星は大気突入実証衛星でもあることから、地球の上層大気に対する衛星の姿勢を計測することが突入機の軌道を安定させる上で重要である。そのため、大気上層のイオンの流れを検出するため、ファラデーカップ式の超小型イオン検出器を開発した。本装置は直径 30mm の超小型検出器であり、イオンの流入に伴うイオン電流を検出し、それにより検出器の主軸に対して±60 度程度までの姿勢角を検出可能である。本検出器についても来年度に低軌道上での運用性能を検証する予定である。

2.3 将来の輸送機に関わる高速流体力学の基礎研究

宇宙往還機の大気航行中の安全性を確保するため、本研究室は極超音速流中での衝撃波の高速振動現象解明にも取り組んでいる。宇宙往還機の表面には、軌道上での姿勢制御用スラスタのノズルをはじめとした多数の凹凸が存在する。周囲の流れ場が非定常となることから、凹凸の周囲では衝撃波振動に伴う強い加熱によってヒートシールドが強く損耗を受けることが知られている。このような高速流れにおける衝撃波振動現象の特性を解明することは、将来の宇宙往還機の安全性を向上させるために必要不可欠であり、本研究ではマッハ7 超超音速流れにおける上流を向いたノズル出口周囲の高速衝撃波振動現象解明に取り組んでいる。

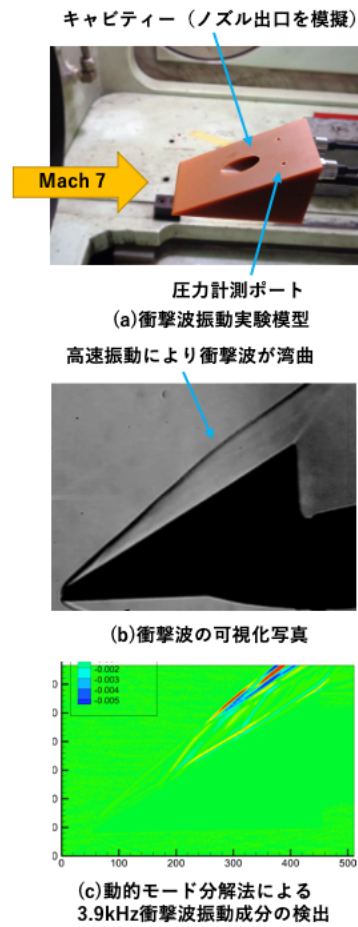


図3：高速衝撃波振動の計測結果

本研究ではノズル出口を模したφ10mm の円筒形キャビティーを頂角 30 度の模型上に配置し、その周囲の高速圧力計測および衝撃波の高速可視化をおこなった。可視化結果に対し動的モード分解法(Dynamic Mode Decomposition method)を適用した結果、圧力計測波形の主な振動周波数と同じ振動数で衝撃波の振動が発生していたことが明らかになった。これは、キャビティーでの低速流れと模型表面での高速流れの干渉により衝撃波の周期的な生成・消滅が繰り返されたためであった。現在は宇宙機設計での安全性評価に重要な、表面加熱率について、新規開発された高速応答性感音塗料による表面温度分布計測と、それによる空力加熱特性の解明に取り組んでいる。