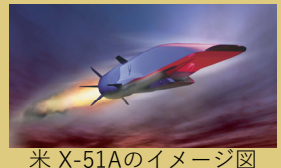


大気吸込式プラズマジェット推進に関する基礎研究

Background

- ラムジェットとスクラムジェットなどの超音速航空機の推進機関は燃料の燃焼反応の維持のために高い飛行動圧が必要
- しかし...
 - 空力加熱による飛行速度の上限
 - 高速流れ中での保炎が困難
- プラズマジェットによる推進は可能か？



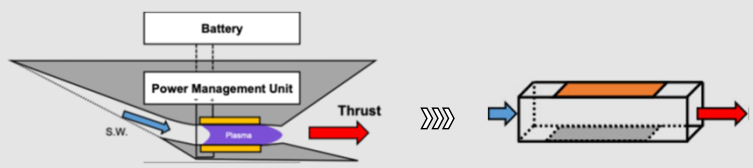
Motivation

- プラズマの生成は飛行動圧, 燃焼反応速度の影響を受けないため, 低圧超音速気流でも動作可能
- プラズマは電磁加速による強制排気が可能で, 超音速航空機に必要な応答性が良い



研究目的

本研究は, 小型のプラズマジェットスラスタを製作し, 実験的な手法を通してその動作状況を調べ, プラズマは超音速流中に生成された時にどのように推進に貢献するかを調査することを目的とする.



実験条件

○スラスタの設計と実験系の構成

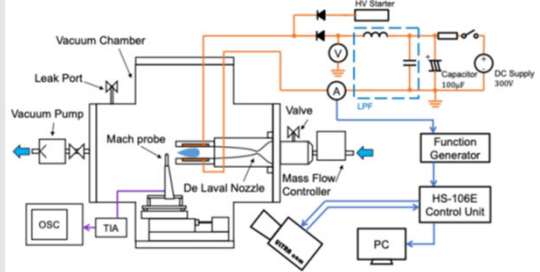
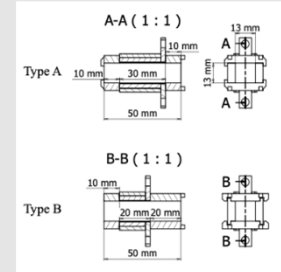


Fig. 1. スラスタの設計

Fig. 2. 実験系の構成

○超音速流プロファイル

本研究では10 L/min ~ 30 L/minの範囲で超音速流の流量を調整し実験を行った. Fig. 4. に示すように, 流れのマッハ数がx方向に周期的に振動しながら2を維持している.

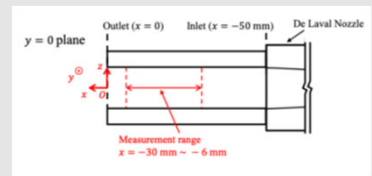


Fig. 3. 流れ検定の計測座標系

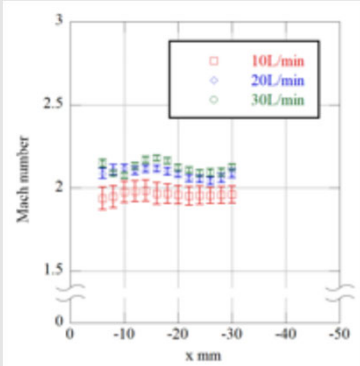


Fig. 4. スラスタ中心軸上のマッハ数

スラスタの動作時の様子

Fig. 5. に, 高速度カメラによって撮影されたスラスタ動作時のプラズマの様子を示す. 絶縁破壊が発生したあと, 超音速流の影響を受けて, スラスタの壁付近にストリーマが発生したことがわかる. 放電がさらに続けると, プラズマが放電室内の下流側に向けて1方向に進展し, 最大30 mm程度のブルームが形成され, その後に徐々に消えていくことがわかる.

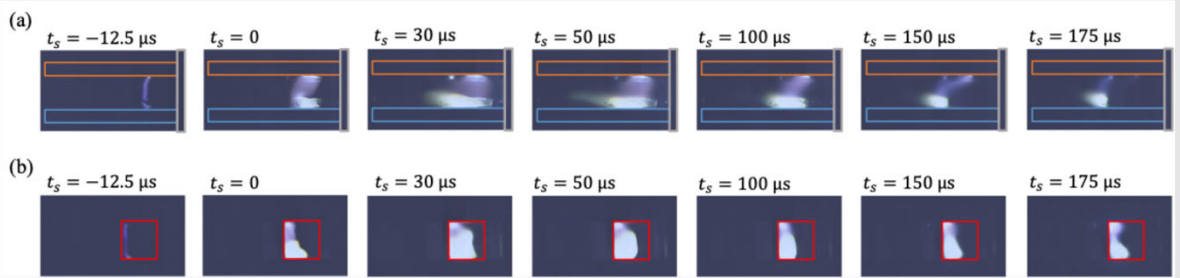


Fig. 5. (a) スラスタのx-z平面内のプラズマの様子. (b)y-z平面内のプラズマの様子. $Q_{air} = 30 \text{ L/min}$.

スラスタの動作特性

Fig. 10. に, スラスタの電圧, 電流特性を示す. パルス動作時の最大電流については, 高インピーダンス回路では200 A程度 (開始電圧300 V時), 低インピーダンス回路では600 A程度 (開始電圧200 V時) となる.

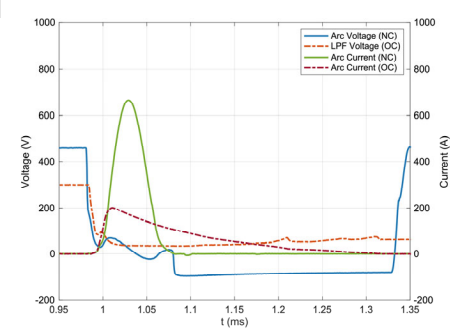


Fig. 6. スラスタの電圧, 電流特性. 実線は低インピーダンス回路使用時(NC), 虚線は高インピーダンス回路使用時(OC)の特性. $Q_{air} = 20 \text{ L/min}$.

プラズマ診断: イオンマッハ数計測

Fig. 12. に, イオンマッハ数計測結果の一例を示す. 放電開始後, イオンマッハ数が徐々に増加し, 約50 μs後に1.1に到達したことがわかる. しかし, その後はイオンマッハ数の増加が見られなかった. イオンマッハ数が増加しない理由については, 大きなエネルギー投入による熱閉塞も考えられるが, イオン温度などの結果も調査した上で考察する必要がある.

その他のプラズマ診断方法についても, 現在, 計測器の開発を行っている. 詳細については発表者に問い合わせてください.

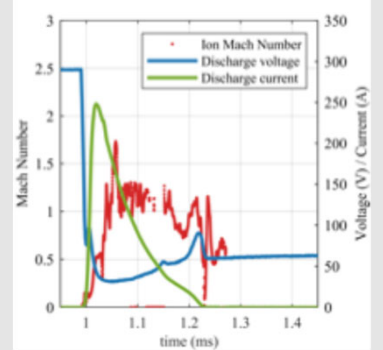


Fig. 7. $Q_{air} = 20 \text{ L/min}$ でのスラスタの出口から下流側5 mm, スラスタ中心軸上のイオンマッハ数.