

博士論文（要約）

**Flowfield and Aerodynamic Characteristics Control at
Hypersonic Speeds with Direct Current
Plasma Actuation**

（直流放電プラズマアクチュエーションによる
極超音速での流れ場と空力特性の制御）

渡邊 保真

高速公共交通が今日の社会に占める役割は大きく、今後より一層高速な輸送手段が開発されることが望まれる。特にマッハ数5以上で運航可能である極超音速機に関してはJAXAやNASAを始めとして広く研究され始めている。極超音速機の研究開発に当たりエンジンを始めとした要素技術の開発や全体的な形状最適化に関しては研究が行われているが、運航中の姿勢制御の要となる空力制御手法に関しては従来型の舵面操作に頼っている。フラップを始めとした舵面による空力制御法においては、高高度飛行時などの低レイノルズ数環境下で境界層箇増大のために制御効率が低下することが問題となり、あるいは、機械駆動部の故障可能性が電気制御の物より高いなどの問題が存在する。高速で飛行する極超音速機においてはわずかな姿勢制御の遅れが致命的な事故に繋がりにかねないため、従来の舵面制御によらない、応答時間の極めて短い放電による気流制御法を冗長系として組み合わせることで将来型極超音速機の安全性・信頼性の向上に貢献できると考えられる。本研究では数あるプラズマアクチュエーション手法の内気流への投入エネルギーが比較的大きく、元々エンタルピーが膨大である極超音速気流に対して大きな影響を与えることが期待できる、直流アーク放電によるサーマルアクチュエータの気流制御効果を調べる。本件に関する研究は現時点では皆無であるため、簡単な場合としてここでは平板模型上での定常アーク放電に着目する。一般にアーク放電は周囲の気流の影響や自己磁界による収縮圧力の影響で不安定になりやすい。そこで本研究においては、(1) 極超音速気流中の様々な圧力条件下で安定放電を持続可能な安定プラズマジェネレータの設計・開発、(2) 安定放電を用いた基礎的なプラズマアクチュエーション効果の実験的解明と実験結果を検証・予測可能な数値解析モデルの考案、それを援用した現象の理解、(3) (2)と(3)に基づいて気流制御効果の有効性が大きく従来型の舵面による制御に比べて優れたプラズマアクチュエーション適用例を数値解析により探求及びその実験的実証をすること、以上を目的とする。

第2章では平板模型上での実験を行うに当たり用いた実験系(光学計測・電気計測系)の構成、及びプラズマジェネレータとして放電安定化回路の設計と検証を行った。実験系においては、プラズマアクチュエーションの気流への影響を調べるために圧力センサによるアークプラズマ周囲の圧力計測、シュリーレン法による流れ場での衝撃波発生有無の確認、プラズマでのエネルギーの流れを知るため分光解析によるプラズマの状態推定、及びバンドパスフィルタによるプラズマ発光分布の計測を行った。特に放電安定化を目的としたプラズマジェネレータでは、空力的不安定性の抑止、つまり極超音速気流にプラズマが吹き消されてしまう事を防止するため、従来のアーク放電安定化法として行われる不安定性を検出御瞬時に電流値を下げる方法で無く、アーク電流が電流設定範囲下限を下回ったとき電圧を急上昇させることでアークの消失を防ぎ電流を常に大きく保つ手法をとった。本研究では熱による気流制御を主としたサーマルアクチュエータを念頭に置いているので、アークを維持しジュール熱を多く発生させるために電流値は

3A以上とした。また、プラズマを用いた超音速でのエアロスパイクに関する空力制御先行研究から投入電力が大きい程気流駆動に使用されるエネルギーの割合、即ち制御効率が低下することが判明しているため、本研究では電流値を上げすぎて効率が下がることの無いよう、電流値の上限を6Aとした。本手法を用いた検証実験を行った結果アーク電流を望ましい設定値である3Aから6Aの範囲内に限定する事に成功しオシロスコープで実際に電流値の変動を確認した。本プラズマ発生装置は表面上で高速且つ低圧気流に曝される平板上での放電、高圧環境に曝される半球澱み点での放電、或いは膨張波・衝撃波が放電領域に発生する複雑な物体表面流れにおいても、同一のシステムによりアーク放電を維持可能である汎用的な装置を開発した。

第3章では第2章で開発されたプラズマ発生装置を用いて実験的にアークプラズマによる流れ場制御効果を調べた。プラズマ温度や放電個所での気流条件から、電極近傍において境界層厚は5mm程度、シース厚の指標となるデバイ長が68.9 μm となり、サーマルアキュエータで重要となる加熱が主に発生するシース域は流速が小さい境界層底部の電極上に発生することが予測された。従って、本サーマルアキュエータでの放電による影響は次の通りとなると推測された。(1)シースとその近傍での加熱、即ち低速領域における電子エネルギーから並進エネルギーまでに渡る緩和現象と、イオンが電極に衝突することによる温度上昇(2)急加熱急膨張による境界層の剥離(3)剥離衝撃波の形成に伴う圧力変動。気流への影響はシースの存在する境界層底部からの強い加熱であると仮定し、簡単な平板模型を用いて実験的に順を追って検証した。その結果これらの仮定は正しく、放電領域から発生する剥離衝撃波、プラズマ発生領域下での圧力上昇とその下流での気流急膨張に伴う圧力低下が観測された。また、模型表面のプラズマによってできた薄い損耗模様を観察することにより、放電位置上流で半円状に、後方で流線形状に剥離領域が可視化された。スペクトルフィッティングによる解析を行ったところ殆どは窒素分子の分子発光であり、並進温度3500K、振動温度7000Kの非平衡状態にある事が確認された。さらに、この際のプラズマ温度に関して、同様に半球澱み点での発光分布結果に対しフィッティングを掛けると温度は大よそ並進温度が4500K、振動温度はおよそ10500Kで在ることが判明した。このことから、シース領域ではプラズマの温度は完全な平衡状態に至る前に気流により吹き流されていたことが示唆された。

第4章では第3章の実験的結果を解析可能な数値解析モデルの構築を行い、実験と数値解析両面からの現象の解明を試みた。第3章での結果より、放電による影響は電極表面近傍での加熱効果であると仮定しNavier-Stokes方程式に基づく平板周りの3次元解析を行った。解析の結果、加熱領域の設定が境界層内の電極と同程度の面積の物であればあまり加熱領域形状に依存しない結果が得られた。逆に、結果は加熱量に対して強い依存性が見られ、実験時消費電力の約40%を熱源として投入することで実験結果をよく説明できることが分かった。周辺圧力変動及び衝撃波形成結果が実験と一致する事から、

プラズマの影響を加熱効果であると仮定して差し支えないと云うことも判明した。また、プラズマでのエネルギーの配分と流れを調べるためにParkの2温度モデルに基づく熱化学非平衡性を考慮した解析モデルも開発し、CFDによる分子発光分布と振動温度が良く一致する加熱量を求めたところ、振動・並進それぞれに対し、実験時投入電力の約40%ずつがエネルギーとして配分されていたと見なせることが判明し、シース近傍からのエネルギーの流れの予測を矛盾せず説明できることを明らかにした。

第5章では、3、4章におけるプラズマアクチュエーション現象とその気流への影響を一旦まとめた。

その後第6章において実際の極超音速機に応用する際に空力制御が有効に行える様な制御装置のコンセプトを模索し、プラズマアクチュエーションの高速応答性を生かせる制御手法を調べた。スペースシャトルのボディーフラップを模擬した設置例を、まずは数値解析により調査した。第4章で提案し、本現象の解析に有効であると判明した3次元の一温度モデルを用いて解析を行い、ボディーフラップを20度駆動した表面形状においてヒンジの上流で放電による気流制御を行った場合の空力制御効果を見積もった。その結果、フラップの舵面上に掛かる抗力及びヒンジ周りのピッチングモーメントが共に減少し、空力制御に有効である事が判明した。抗力係数は放電の設置位置及び加熱量に依存して最大で一割強、ピッチングモーメント係数は最大で四分の一程度減少した。この際変動する抗力及びピッチングモーメントの値は、フラップ駆動角が小さい場合の値に相当する有意な変化であった。ここでのシミュレーションは、次章での検証実験を見据えた数値解析であるため投入電力についてはある程度粗い見積もりをして解析を行っているため定性的な空力制御特性ではあるが、それでも十分に有意な抗力低減・空力モーメント制御手法であると考えられる。

第7章では第6章で示された結果を検討するため、6章で計算した物と同一形状の模型を用意し、抗力低減検証実験を行った。その結果、2次元解析で予測されたほどでは無いが、投入電力234Wに対する抗力低減値0.71Nであり、エネルギー変換効率は317%であると算出された。抗力が定常値に落ち着くまでに掛かる応答時間は約0.09秒であり、従来型のボディーフラップ（駆動速度最大値が4.5度/秒より応答時間は1秒以上）よりも高速な応答性が実証された。これにより、本手法が従来型の舵面を用いた極超音速空力制御装置に対して応答速度の観点から優位性のある物であることが判明した。

以上より、本研究で提案された直流アーク放電によるプラズマアクチュエーション効果の、極超音速領域での空力制御を行う上での有用性が確認された。