

令和 5 年 6 月 30 日現在

機関番号：33924

研究種目：基盤研究(B)（一般）

研究期間：2020～2022

課題番号：20H02347

研究課題名（和文）プラズマを用いた高速流制御技術の確立および極超音速機の急速応答空力制御への展開

研究課題名（英文）Plasma-assisted rapid flow actuation and its application to hypersonic aerodynamic control

研究代表者

渡邊 保真（Watanabe, Yasumasa）

豊田工業大学・工学（系）研究科（研究院）・准教授

研究者番号：60736461

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 13,700,000円

研究成果の概要（和文）：将来型高速輸送機である極超音速機の安全性向上のため、従来の機械駆動式舵面を用いた手法とは異なる高速空力制御技術が必要である。極超音速流れの高速気流制御を行う手段として放電プラズマを利用した制御法に着目し、極超音速機における制御特性解明と解析モデルの構築を行なった。航空機壁面、特に重心位置から離れた機首及び航空機後縁にて発生させたプラズマにより、衝撃波の発生位置が制御可能であり、これによってプラズマ近傍での圧力場が変化し機体重心周りの空力モーメントが1ms未満の短時間で生成できることが示唆された。構築した解析モデルも実験結果と良い一致を示した。本手法はエンジン内の気流制御への応用も期待できる。

研究成果の学術的意義や社会的意義

極超音速流れという高エネルギー流れと放電プラズマの干渉現象を明らかにし、航空宇宙流体现象と電磁気現象の複合分野において、その解析モデル構築、気流の諸物理量、放電におけるプラズマパラメータの影響と制御効率の関係性の解明を行なったことが学術的意義である。また、本研究で取り扱った放電現象は、産業分野ではエンジンにおける燃料点火や保炎に対する有効性について期待されており、燃焼の安定性向上を通じ、研究段階にある極超音速エンジンの作動信頼性の向上やこれによる将来型大陸往還機の信頼性向上に資する点が社会的意義である。

研究成果の概要（英文）：As a rapid aerodynamic control method, plasma-assisted hypersonic flow control was investigated with wind tunnel tests and corresponding numerical simulation model was proposed to further analyze the phenomenon. Direct-current arc plasma can modify local flowfield when generated over the surface of hypersonic vehicle, which is a feasible method to attain rapid aerodynamic control of space- and hypersonic vehicle to ensure safe cruise when combined with conventional mechanical control surfaces. In wind tunnel tests, plasma was placed at the nose as well as rear portion of hypersonic airplane model to assess the flow-control authority of dc plasma. It was found that pressure distribution around plasma rapidly changes in less than 1ms due to fast change in shock wave positions. Proposed numerical simulation model also yielded similar flowfield to the tested flowfield. The plasma-assisted flow control method is also expected to be useful in combustion control in supersonic engines.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：極超音速流れ 放電プラズマ 気流制御 風洞 数値流体力学 空力制御 極超音速機

1. 研究開始当初の背景

スペースシャトルに代表される宇宙往還機や航空機などの従来型高速輸送機においては、機械駆動式の舵面(ボディーフラップなど)の操作により空気力を発生させ、これにより巡航時の姿勢制御と空力制御を実現している。一方で、近年では機械駆動式の舵面を用いない空力制御装置や空力性能向上手法が着目されており、特に高速輸送機で重要となる応答性の高さからプラズマ、即ち電磁力を利用した空力制御が注目されている。音速よりも遅い流れに關しての空力制御手法としてはプラズマアクチュエータが注目されており、電場によるイオンの加速を利用して表面流れを制御し、これにより失速の遅延を実現させることで従来のフラップでは実現不可能だった大揚力を発生させ、また、大迎角飛行時の失速を回避することにより安全性を向上できる。さらに、マッハ数が2~3程度の超音速域では衝撃波発生位置をプラズマで制御し、スクラムジェットエンジンの効率を改善する技術や、主に米国ではエンジン内部での流れ制御と燃料点火、さらにそれによる保炎技術等が研究されている。これらの電磁気的な気流制御技術は、(1)応答性の良さ(通常ミリ秒オーダー)、(2)可動部分を持たないため機械的な故障を起こさない点、が大きな利点であり、飛行速度がマッハ数5以上の極超音速領域で運行され、高レベルの安全性が要求される将来型極超音速機において特に有効である。

本研究では直流アーク放電により発生させたプラズマを局所的高速加熱源として利用し、極超音速機壁面での高速気流制御の実現を目指すものである。具体的には図1に示すような超音速・極超音速輸送機を想定する。その際、機体表面やフラップ近傍で放電プラズマを生成することにより、放電部近傍での温度上昇と、それに伴う局所音速の増大により衝撃波生成位置が変化し、周囲に作用する空気力を電氣的に制御するものである。これにより従来型の機械駆動式空力制御では実現が難しい高速気流制御を実現する。近年の研究では将来型極超音速機の巡航速度はおおよそ毎秒1キロメートル程度で設計される場合が多いため、気流中でのプラズマの挙動とそれによる気流制御効果を解明することは高速輸送機の姿勢制御遅れを低減し輸送機運用上の安全性向上に大いに資すると期待される。

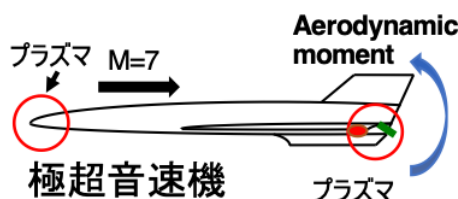


図1 極超音速機における放電空力制御

また、申請者等の実験室スケールでの研究より、放電による高速気流加熱を用いた空力制御の有用性が示された。ただし、実機スケールへの応用を見据え高Re数・大スケール環境で電極列を複数配置して放電気流制御を行ったところ、放電現象の非定常挙動が観測された。放電による高速空力制御を十分に活用するためには機体後縁の気圧と密度が低いフラップ周囲での流体制御だけではなく、同様に重心から離れた位置であり且つ気圧・密度が高く大きな制御力生成が期待できる機首付近でも放電空力制御を実施する必要がある。これにより機械駆動による制御を最小にした急速応答空力制御を実現できると考えた。この際、加熱によって流れの変化を引き起こすプラズマ挙動解明とそのモデル化、そして気流への加熱量の関係解明が必要不可欠であり、放電気流制御法を実機環境へとスケールアップする上での喫緊の課題であった。

2. 研究の目的

以上のような背景のもと、本研究の目的は、高速気流中での直流アーク放電プラズマフィラメントによる気流加熱効果解析モデルを提案し、これを用いた将来型極超音速機用の急速応答型放電空力制御手法を開発することである。具体的には申請者が確立した直流アーク放電による極超音速気流制御手法を、実機での急速応答空力制御へと応用するため、気流制御効果を支配する高速気流加熱源であるプラズマフィラメント振動現象の特性解明と解析モデル提案を行い、さらに、効果的な制御位置として機首付近での空力制御効果を検証し、応答速度の特定と気流制御効果のプラズマエネルギー依存性及び制御効率等の関係性を明らかにする。

3. 研究の方法

実験的なアプローチ：航空機重心から大きく離れた機首付近での放電気流制御が、高速な気流制御・空力制御に有効であると考え、極超音速機の機首付近の代表形状として二重円錐形状を仮定し、その付近での空力制御特性を実験的に調査した。特性については電極と航空機壁面形状複合の空力制御装置モデルを準備し、実験により気流条件(よどみ点温度・圧力、レイノルズ数、マッハ数)とプラズマ電力、機壁での圧力変動の関係を明らかにする。実際には、実

験実施設備である東京大学柏キャンパス極超音速風洞において、半頂角20度の二重円錐模型を準備し、二重円錐接合部付近で定常放電を行い、そのときの空力制御性能の指標として壁面状での圧力変動が気流・プラズマの諸物理量とどのような関係にあるかを明らかにする。実験における気流条件は風洞が動作可能なマッハ数7.0とし、淀み点温度600K、淀み点圧力0.95MPa(A)にて気流制御性能を評価する。

解析的なアプローチ：マッハ数7の極超音速気流では、気流密度が大気の100分の1オーダーの低密度流れであり、放電領域と電流路はやや広がりを持った分布を示す。これに対応する解析として、申請者が過去に開発した気流中での放電挙動解析法を適用し、電磁流体の解析に加え、Navier-Stokes方程式と流れへの加熱効果を加味した解析手法を併せて、これら方程式系の解析から流れ場への影響を数値計算により評価した。気流パラメータ、プラズマ電力、制御効率の解析結果を実験と比較することで制御特性の傾向を明らかにした。

4. 研究成果

(1) 機首付近での放電による気流制御効果

極超音速風洞実験により、放電プラズマによる強い発光領域が観測され、その付近での流れ場が、特に衝撃波の位置が大きく変動することがシュリーレン法による流れ場の可視化により明らかとなった。実験に用いた二重円錐模型を図2に示す。

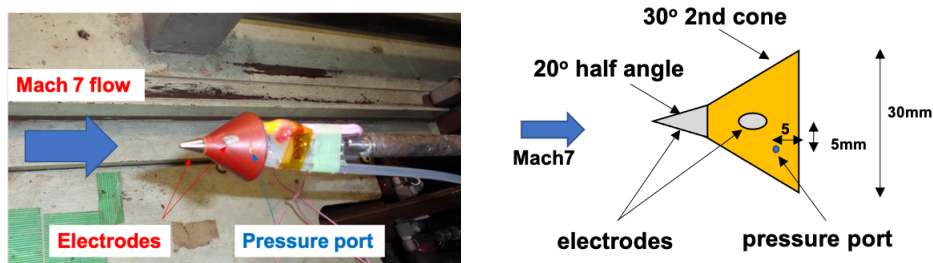


図2 極超音速機首部を模擬した二重円錐模型

実験ではステンレス製の円錐型電極(上流側)と二重円錐斜面に設置された銅タングステン合金電極の間に最大で1.1kVを印加した。電極の近傍には圧力計測ポートを設置し、放電気流制御による圧力の変動値を計測した。図3に放電時の流れと模型、及びプラズマの様子を示す。また、図4に対応する流れ場のシュリーレン写真を示す。

流れ場を制御しない場合、円錐の先端から発生した衝撃波が下流部の円錐壁面と干渉し、大きな圧力がかかっている事が示唆された。一方、放電による制御時は衝撃波の位置が壁面から離れるため圧力が短時間に変動し、空力制御に有効であることが判明した。

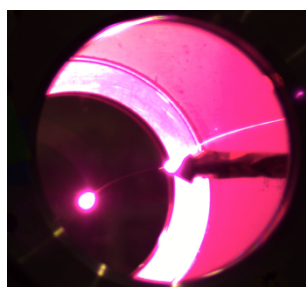


図3 放電気流制御の様子

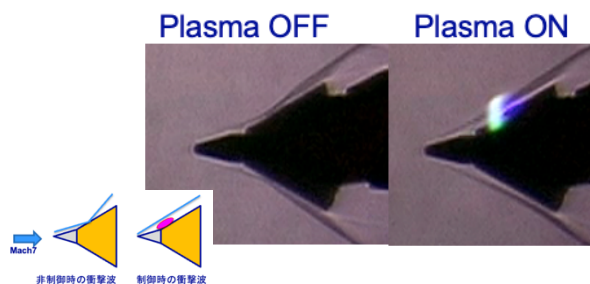


図4 非制御時(左)と制御時(右)の流れ場

図5に典型的な実験時の放電電圧、電流、そして圧力変動量 ΔP を示す。放電プラズマの生成には、高電圧を印加したコンデンサを電極に接続し、半導体スイッチにより250ミリ秒の間高電圧を印加する、という手法を用いた。これにより電流値がほぼ一定のプラズマを維持できる。なお、圧力センサの放電による焼損を避けるため、センサー自体は圧力計測点から30cm以上離れた位置に設置されていた。このため、圧力波形がなだらかになっているが、この時の圧力変動量は40Pa弱であり、気流の非制御時における壁面静圧の10から15%程度であった。この割合は空力制御を行う上で十分な値であり、機首付近に生成した放電プラズマにより大きな空力モーメントを生成できる事が示唆された。

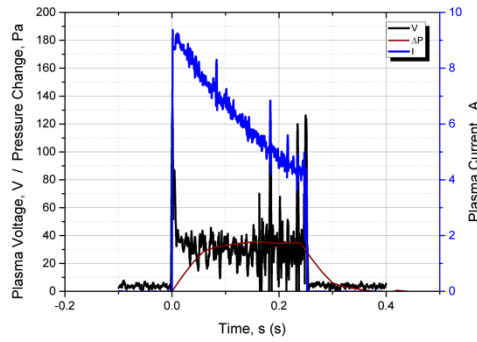


図5 放電時の電流電圧波形と圧力変動量

(2) 数値解析による流れ場変動と制御効果の評価

放電による気流制御効果のモデル化と、数値解析による制御効果の評価を行うため、実験で観測された現象に対応する解析として、申請者が過去に開発した気流中での放電挙動解析法を適用し、電磁流体の解析に加え、Navier-Stokes 方程式と流れへの加熱効果を加味した解析手法を併せて、これら方程式系の解析から流れ場への影響を数値計算により評価した。解析の結果、図6に示す通り非制御時に比べ、気流制御時には放電部周囲での圧力変動を数値解析により模擬することができた。解析の一例を図6に示す。

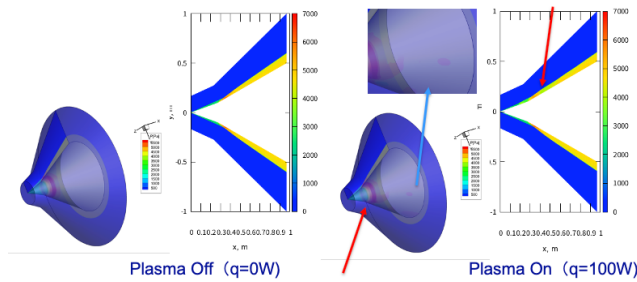


図6 簡易モデルに基づく数値解析結果の一例

数値解析による圧力制御量の評価が可能となり、このモデルに基づく機首部二重円錐模型での空力係数制御効果を調査した。その結果を図7に示す。

本手法により、機首部の抗力係数と揚力係数が大きく変動する事が明らかとなった。放電に伴う抗力係数の微増に比べ、揚力係数の増加が大きいことから、航空機重心から十分に離れた機首での制御は重心周りの空力モーメント生成に有効であり、これを利用することで極超音速機の姿勢制御を実現可能であると示唆された。

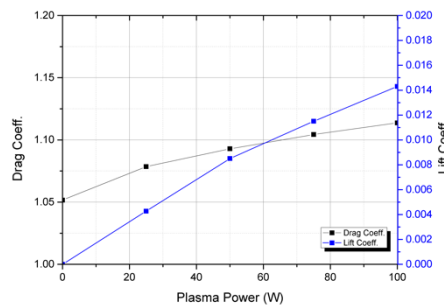


図7 放電気流制御による抗力係数と揚力係数の変化

・得られた成果の国内外における位置づけとインパクト

本研究はプラズマの航空流体分野への応用研究において、特に極超音速機の空力制御分野における最先端研究という位置付けである。同様の直流放電プラズマは、最先端の超音速エンジンであるスクラムジェットエンジンにおける燃料着火・保炎技術にも応用が期待されているため、このようなエンジン分野をはじめとしたプラズマ産業分野への波及効果と大きなインパクトが期待できる。更に、将来型航空機における高速空力制御の信頼性を向上させ安全安心な航行に資する点において学術的・社会的な意義がある。本研究により高速空力制御技術の基礎が確立できた。

今後は実機への応用を見据えた高度な空力制御手法の開発を進めることで将来型航空機の信頼性・安全性向上を目指す。

以上が本研究成果の要点である。詳細については以下のリストに示す、本研究期間に発表した主な研究成果を参照していただきたい。また、投稿中の論文を含めた成果全体については <https://researchmap.jp/ywatanal> の研究成果リストに今後追記する予定である。

成果に関する参考文献（抜粋）

[1]Yasumasa Watanabe, Aleksandar Jemcov, Hirotaka Sakaue, Joseph Gonzales, “Shock Wave Oscillation at Cylindrical Cavity on Wedge Surface in Mach-7 Hypersonic Flow”, 73rd Annual Meeting of the American Physical Society Division of Fluid Dynamics, APS DFD2020, F04.00004, 2020年11月22日.

[2]Yasumasa Watanabe, Kojiro Suzuki, “Experimental and numerical study on plasma-assisted rapid control of flowfield around nose of hypersonic transport”, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, 10th Nano- Satellite Symposium & 14th IAA Low-Cost Planetary Missions Conference, 2022-e-21, 2022.

[3]渡邊保真, “極超音速機表面における放電プラズマを利用した高速気流制御とそれによる空力制御方式の検討”, 第66回宇宙科学技術連合講演会講演集, 4N06, 2022.

[4]下永 祥史, 渡邊 保真, 鈴木 宏二郎, “空気吸い込み式プラズマジェット噴射による極超音速空力特性制御に関する基礎研究”, 第54回流体力学講演会/第40回航空数値シミュレーション技術シンポジウム講演集, 日本航空宇宙学会, 2022.

その他は <https://researchmap.jp/ywatanal> 参照

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計6件（うち招待講演 1件 / うち国際学会 2件）

1. 発表者名 Yasumasa Watanabe, Kojiro Suzuki
2. 発表標題 Experimental and numerical study on plasma-assisted rapid control of flowfield around nose of hypersonic transport
3. 学会等名 33rd International Symposium on Space Technology and Science, 10th Nano- Satellite Symposium & 14th IAA Low-Cost Planetary Missions Conference (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 渡邊保真, 鈴木宏二郎
2. 発表標題 極超音速機機首部での放電による高速空力制御に係る基礎研究
3. 学会等名 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2020オンライン
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 Yasumasa Watanabe, Aleksandar Jemcov, Hirotaka Sakaue, Joseph Gonzales
2. 発表標題 Shock Wave Oscillation at Cylindrical Cavity on Wedge Surface in Mach-7 Hypersonic Flow
3. 学会等名 73rd Annual Meeting of the American Physical Society Division of Fluid Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 渡邊保真
2. 発表標題 極超音速機表面における放電プラズマを利用した高速気流制御とそれによる空力制御方式の検討
3. 学会等名 第 66 回宇宙科学技術連合講演会講演集
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 渡邊保真
2. 発表標題 放電を利用した火星飛行機のスケールに関する考察
3. 学会等名 第60回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 渡邊保真
2. 発表標題 航空宇宙分野における機械工学
3. 学会等名 豊田工業高等専門学校，機械工学特論（招待講演）
4. 発表年 2022年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

<p>東京大学鈴木研究室 https://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/ 豊田工業大学流体工学研究室 https://ttiris.toyota-ti.ac.jp/html/100000074_ja.html Researchmap(投稿中論文等はこちらへ追記予定) https://researchmap.jp/ywatana1</p>
--

6. 研究組織		
氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8 . 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------