

放電プラズマを利用した極超音速気流制御と 燃焼を利用した能動的空力制御への応用

渡 邊 保 真*

Plasma-assisted Hypersonic Flow Control and Application to Active Flow Control with Combustion

Yasumasa WATANABE*

This study explores rapid flow control effect of dc plasma generated on the airplane surface called external nozzle at rear side of supersonic linear spike nozzles of hypersonic vehicle. A hypersonic airplane typically has fuselage surface structure called external nozzle that navigates exhaust gas from the engine. Flow control at the external nozzle surface has significant impact on aerodynamic force. Jet fuel injection to external nozzle area combined with plasma can be a feasible method for rapid flow control. As a fundamental study, hypersonic wind tunnel tests were performed to firstly clarify the effect of air gas injection normal to the external nozzle. Pressure change was characterized as a function of mass flow rate of the jet. External nozzle pressure was reduced by 20 percent at maximum owing to surface jet that generated local shock wave to reduce total pressure of the surface flow, subsequently reducing the surface pressure over external nozzle. This pressure change can be used especially for changing vertical component of aerodynamic force as a pitching moment control method for hypersonic aircrafts.

1. はじめに

航空機は目標とする航路維持や緊急時の衝突回避を行うため、適宜姿勢制御を行う必要がある。従来の航空機ではフラップやエルロン、さらに高速運用される宇宙往還機では胴体下面後方のボディーフラップなど、機械駆動式の舵面による空力制御が用いられてきた。これらのデバイスでは、舵角を変化させることで周囲の空気流れと舵面にかかる空力を変化させ、姿勢制御に要する空力モーメントを発生させる。しかし、機械式の舵面では駆動に時間を要するため、必要とする空力の発生まで数秒程度の時間を要する。近年、航空機による大陸間移動時間の短縮や宇宙開発への需要が高まっており、各国で極超音速機や宇宙往還機といった将来の高速輸送機の研究開発が進められている。これらの飛行機の多くは巡航速度が秒速 1km を超える高速にて設計されるため、航空機の安全な運航を担保するためには巡航速度に対応する高速姿勢制御手法を用いることが望ましく、機械駆動式の舵面によらない制御技術開発が必要となる。

高速姿勢制御のためには、航空機表面での気流制御とそれに伴う圧力変化が有効である。気流制御法の一つとして、過去数十年に渡りプラズマを利用した流体制御・気流制御手法が着目されている。プラズマによる気流制御の応用先としては、抗力の低減、揚力の向上、剥離流れの制御や超音速燃焼での点火・保炎が挙げられ⁽¹⁾、有効な気流制御手法であることが実証されてきた。超音速流でのプラズマによる気流制御デバイス研究では、衝撃波位置を制御する手法^{(2),(3)}、エンジン内部での超音速流と燃料の混合現象と併用した燃料点火・保炎現象の研究が実施されてきた^{(4),(5)}。本研究では極超音速機総推力の約 1 割以上を発生する外部ノズル⁽⁶⁾の流れに着目し、これまでに確立した直流アーク放電による極超音速気流制御手法⁽⁷⁾を、実機外部ノズルでの急速応答空力制御へと応用する。機体表面への燃料投入とプラズマによる保炎を利用した「外部ノズル効果による新しい放電気流制御」を実機に応用する上で必要不可欠となる応答速度の特定と圧力変動効果の明らかにすることを最終目的とする。

2. 実験方法

本研究では、外部ノズルでの気流制御の基礎研究として、外部ノズルを模した模型表面から空気を噴射した場合の基礎流れについて実験及び数値解析により調査した。実験はマッハ数 7 の極超音速風洞を用いて行い、実験時の気流条件は、よどみ点圧 $P_0 = 0.95$ MPa, よどみ点温度 $T_0 = 550\text{--}600$ K, 模型長さに基づくレイノルズ数 2.0×10^5 であった。

2024年3月2日 受理

* 豊田理研スカラー

豊田工業大学工学部先端工学基礎学科

模型はエンジン排気口を模擬した水平部分と、その後ろに外部ノズルを模した 20 度斜面表面を繋ぎ合わせた形状である。模型水平部分には直径 2mm の噴射口を設け、質量流量を 0 から 57L/min まで変え、下流側の外部のノズルに設置した 3 点の圧力ポートにおいて、圧力の変動を高精度絶対圧力センサーによって計測した。シュリーレン法による流れ場の可視化結果を図 1 に示す。極超音速気流は図 1 の左から右に流れ、流れの制御を行わない場合は模型先端からの斜め衝撃波生成が観測された。一方、空気の噴射による制御を行った場合、噴射口位置から白線として可視化された衝撃波が観測された。これは、噴流と極超音速流れの衝突により局所的に衝撃波が形成されたものであり、下流側での圧力変動が示唆された。

3. 実験結果と考察

外部ノズル上流での噴射による衝撃波発生により、下流側の外部ノズル斜面上での圧力が低下した。噴射流量に対する圧力変動を図 2 に示す。なお、縦軸の圧力は非制御時の圧力を用いて規格化した無次元量であり、横軸が標準状態に換算した空気の流量である。外部ノズル圧力は、計測した三点において 15% から 20% 程度減少し、減少量は外部ノズル最上流側で最も大きかった。噴射流量が小さいうちに圧力変動量は飽和する傾向があるため、外部ノズルにおけるジェット噴流を利用した気流制御では、低流量で大きな効果を得られることが判明した。Navier-Stokes 方程式の数値解析でも同様の結果が得られた。圧力低下の原因は、上流側での噴射により衝撃波が発生し、全圧の低下が引き起こされたためであると考えられる。全圧の低下により下流側では圧力が低減される。低流量で十分な圧力低減が起こる理由は、少量の噴射でも局所的に垂直衝撃波が形成され、流量が大きい場合と同じ程度の全圧損失が発生するためであると考えられる。外部ノズルにおける圧力変動は 15-20% 程度であり、外部ノズルが総推力に占める割合が 10% 前後であることを考慮すると、推力に対する制御効果は限定的であるものの垂直力成分に占める割合は有意である。外部ノズルが機体重心から離れた位置にあることを考慮すると、将来型極超音速機のピッチングモーメント制御に効果的であると考えられる。衝撃波による全圧の低下が外部ノズル圧力低減の原因であるため、今後燃料噴射と放電プラズマを組み合わせることで、外部ノズル圧力上昇を含めた自由度の高い制御が可能であると示唆された。

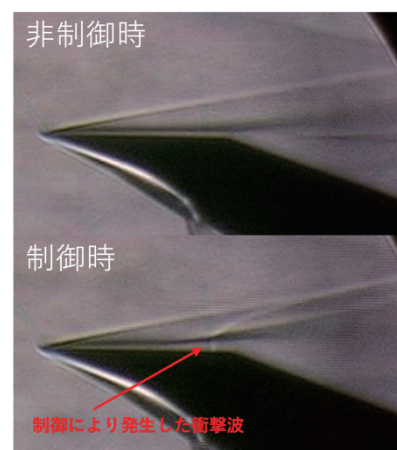


図 1 極超音速流れ制御のシュリーレン可視化。

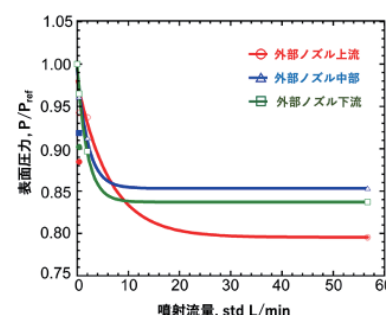


図 2 流量に対する圧力制御効果の一例。

4. まとめ

外部ノズルにおけるプラズマおよび燃料噴射による空力制御技術の基礎研究として、まずは噴流による外部ノズル流れ制御の基礎ケースについて調査した。外部ノズルにおける圧力は最大で 15-20% 程度低減され、比較的低流量で大きな制御効果が得られた。この気流制御効果は、特に、極超音速機のピッチングモーメント制御に有効であると示唆された。

REFERENCES

- 1) J. Shang and S. Surzhikov, *Plasma Dynamics for Aerospace Engineering*, Cambridge University Press (2018).
- 2) P. Bletzinger, et al., *Journal of Physics D: Applied Physics*, **38** (2005) R33.
- 3) M. N. Shneider, et al., *J. Propul. Power*, **24** (2008) 900.
- 4) A. Houpt, et al., *Exp. Fluids*, **58** (2017) 25.
- 5) S. Leonov, et al., *J. Propul. Power*, **34** (2018) 499.
- 6) 高橋, 他, 宇宙航空研究開発機構特別資料, **JAXA-SP-19-007** (2019) 183-191.
- 7) Y. Watanabe, et al., *Journal of Physics D: Applied Physics*, **52** (2019) 444003.