

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 6 月 6 日現在

機関番号：12601

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2014～2015

課題番号：26889023

研究課題名(和文) 極超音速流中での電磁スパイク実現に向けた基礎研究

研究課題名(英文) Fundamental study on hypersonic flow control with plasma assisted virtual aerospike under magnetic field

研究代表者

渡邊 保真 (Watanabe, Yasumasa)

東京大学・工学(系)研究科(研究院)・助教

研究者番号：60736461

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,100,000円

研究成果の概要(和文)：極超音速機の機首瀬み点付近で直流放電プラズマを生成し、更に磁場を印加し放電プラズマ位置を能動的に制御する事による、極超音速機空力特性の改善可能性を実験的、解析的に解明した。本手法による機体の空力抵抗低減効果を検証するため、マッハ数7の極超音速風洞実験を行った。実験により機首を模した半球模型前方の離脱衝撃波位置はやや前方に変位するなどの効果が確認されたが、これのみでは空力特性に劇的な変化が見られないことが判明した。一方で、本手法の応用として調査した舵面前方での補助的放電空力制御に関しては、0.1秒以下の短時間に舵面に作用する空力モーメントを約17%低減できる事が判明し、本手法の有用性が示された。

研究成果の概要(英文)：Flow control mechanism of plasma- and magnetic-field assisted flow actuation was investigated, through Mach-7 hypersonic wind tunnel experiments and numerical simulations, to attain improvements in aerodynamic characteristics of hypersonic vehicles. It was revealed, from hypersonic wind tunnel tests, that ionized air generated by DC arc discharge ahead of hemispherical blunt nose moves bow shock slightly ahead of the original location but the reduction in drag force was limited. On the other hand, it was clarified that the plasma discharge generated ahead of body-flap surface successfully reduced pitching moment, acting on the flap, by 17 percent within short time of less than 0.1 sec. It is concluded that the flow control method, with plasma discharge assisted by magnetic field, is effective when it is used ahead of flaps on hypersonic vehicle as an assistant aerodynamic control device to realize safer futuristic transportation method.

研究分野：航空宇宙工学

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

1. 研究開始当初の背景

(1) 地上・宇宙間の輸送を担う宇宙往還機をはじめとした極超音速機において、経済性(燃費)向上とそれによる輸送可能重量の増加を実現するためには空力抵抗の低減が有効である。しかし、従来おこなわれていた機体形状の空力的最適化による空力抵抗低減には限界があるため、何らかの新しい能動的気流制御技術による抗力の低減が望まれていた。

(2) 過去の国内外での極超音速空力抵抗低減研究としてはエアロスパイク技術が挙げられる。これは機首鈍頭部での弧状衝撃波発生位置に耐熱材料製のスパイクを設置し、スパイク先端に形成される斜め衝撃波により弧状衝撃波強度を抑える物である。しかしながら極超音速流に曝されるスパイクの先端曲率は機首鈍頭部の曲率と比して極めて大きく、それに伴う莫大な空力加熱に耐えられる材料は極めて限られる上に損耗の問題があった。機首鈍頭部からのプラズマジェット噴射により同等の効果実現を目指す Counterflow Jet 技術も研究が行われているが、極超音速機側に大容積の設置箇所確保が必要な事と、エアロスパイク共々設置位置を容易には変えられないため機体姿勢変化に対応できないという問題がある。そこで、より実用的な抗力の低減を実現するため機体姿勢変化に対応可能な能動的な空力抵抗低減技術、および、飛行速度が音速の5倍以上である極超音速飛行時の高速制御に対応可能である高速気流制御技術の開発が望まれていた。

(3) 本研究は、上記のような状況を打破することを主たる動機として提案された。これまでに研究代表者は直流アーク放電を用いた極超音速気流制御技術を開発してきた。気流中でのアーク放電は基本的に不安定であるためこれを安定化するための先駆的な放電安定化技術を開発し、極超音速機側壁上でアーク放電を生成し壁面に掛かる空気力を0.09秒以下という極めて短い応答時間で制御可能であること、更に投入電力の空気力変換・推進効率 $300\%$ を超える高効率であり、極超音速空力制御における有用性を示した。そこで、直流アーク放電安定化技術、及び、それを利用した省スペースかつ高速応答の放電気流制御法を極超音速機先端において用い、極超音速機の抗力の大部分を担っている弧状離脱衝撃波を制御する事を提案した。更により能動的な気流制御を実現するため、磁場の印加によって放電箇所 $\rightarrow$ ローレンツ力を掛けることで機首前方に形成される離脱衝撃波強度を弱め、これにより極超音速機の空力抵抗低減が期待できる。

2. 研究の目的

本研究の目的は、直流アーク放電を磁場で制御する事により、空力抵抗低減効果は大きいが構造的に課題の多いエアロスパイクと

同様の空力抵抗低減実現を目指す新型の極超音速電磁スパイクを開発することである。概要を図1に示す。

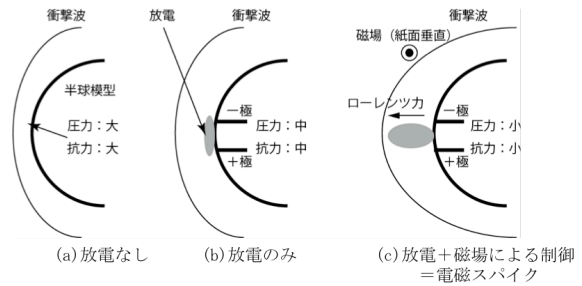


図1 放電及び磁場による気流制御の概要

本研究で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技術に対して磁場を印加する事により、壁面近傍で発生させたプラズマを極超音速機の外壁面から上流にシフトさせ、機体表面の離脱衝撃波による空力加熱を低減させることによる機体の熱防御、それに加え、印加磁場によって空力抵抗の能動的な低減を同時に目指す電磁エアロスパイクの開発及び基礎特性検証を行い、極超音速電磁空力制御分野において先駆的研究とする。

(1) 極超音速気流中の直流アーク放電に対して磁場を印加した際の流れ場への影響特性説明:

極超音速機の機首部分を模擬した半球模型について澱み点付近で直流アーク放電を生成し、放電プラズマによる極超音速気流への影響を流れ場の可視化及び表面圧力変化の計測により実験的に調査する。また、流れ場の影響を詳細に調べるため、実験に対応する流れ場に関しての数値解析を行う。

(2) 機体姿勢変化に対応するため迎角変化時の気流制御特性説明:

放電及び磁場によって気流制御を行う本提案手法は、機首の澱み点付近に放電プラズマが生成されている場合により大きな制御効果を期待できる。極超音速機の姿勢が変化して放電箇所が澱み点からずれた場合に気流制御にどのような影響があるか、また、電流と印加磁場の調整により姿勢変化にどの程度対応できるかを明らかにする。

(3) 抵抗値低減特性の検証:

放電及び印加磁場により機体への空力抵抗をどの程度低減可能かを実験的に調べる。また、本手法の応用として、極超音速機舵面・ボディーフラップ前方で放電及び磁場による気流制御を用いた場合の、舵面にかかる空力モーメントをどの程度制御可能か、その空力制御特性を検証する。ここでは、放電による電磁ノイズと干渉しないように力計測可能な計測装置を開発し、それによって模型舵面に印加される力を計測・評価する。

3. 研究の方法

(1) 極超音速気流中の直流アーク放電に対し

て磁場を印加した際の流れ場への影響特性  
解明：

半球模型前方での放電及び磁場による気  
流制御効果を調べるため、極超音速風洞実験  
を行った。実験は東京大学柏キャンパスに設  
置されている極超音速高エンタルピー風洞  
([http://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/wt/wt\\_ind  
ex.htm](http://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/wt/wt_ind<br/>ex.htm))を用いて行った。風洞のノズル出口  
直径は200mmであり、そのうちマッハ数が  
7の一樣流直径は約120mmである。気流の  
全圧  $P_0$  は950 kPa であり、全温  $T_0$  は最大  
1000K、通風時間は最大60秒である。実験  
時の全温は560Kから630Kであり、このと  
き模型直径を基準としたレイノルズ数は  
 $1.2 \times 10^5$  であった。図2に実験模型の概要を  
示す。模型は耐熱樹脂で製作され、澱み点近  
傍に直径3mmの銅タングステン製電極を  
8mm間隔(電極の縁同士の間隔は5mm)と  
して一対配置した。このとき、紙面下側が陽  
極、上側が陰極である。実験時に気流に投入  
された模型は約20秒間極超音速流にさらさ  
れ、その際に電極間に6Aの直流電流を流し  
た。模型内部かつ表面近傍位置には強力な磁  
力を持つことで知られるネオジウム磁石を複  
数配置し、澱み点近傍での電流の向きと垂直  
に、すなわち紙面前方向きに磁場を印加した。  
これにより、放電中電流は一樣流の上流方向  
へとローレンツ力を受ける。磁束密度はよど  
み近傍のプラズマが生成される領域で、紙面  
垂直・手前向きに最大で約0.1Tであった。  
なお、より強力な磁場を印加するために気流  
外に一対の電磁コイルを配置し50Aの大電  
流により模型位置での磁束密度補強を試み  
たが、コイルが直径20cmの極超音速気流に  
より損傷しないよう模型から10cm以上離  
れた位置に配置していたため、ネオジウム磁  
石以上の磁束密度実現には向かないことが判  
明した。そのため本実験では内部のネオジウム  
磁石に小型磁路(鉄片)を併用することで比較  
的強力な磁場を生成し実験を行った。

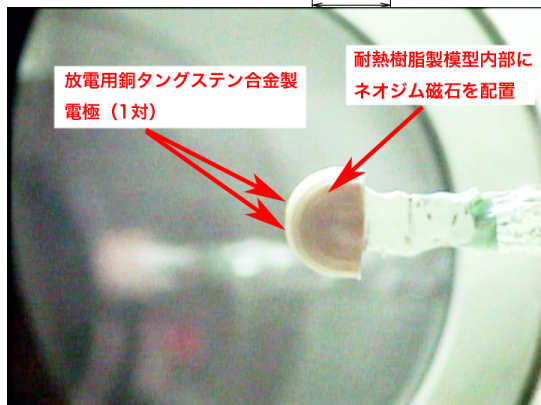
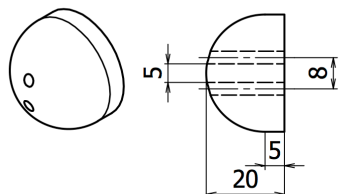


図2 風洞測定部に設置された半球模型

実験では放電及び磁場により衝撃波位置  
がどの程度変化するかをシュリーレン法に  
よって可視化した。同時に模型表面での圧力  
を絶対圧センサにより計測した。

また、実験での流れ変化を詳しく調べるた  
め、数値解析を行った。解析では放電による  
気体の化学反応、それに伴う電離、そして電  
流が流れることに伴う磁場からの力を考慮  
する必要がある。そこで、流れの支配方程式  
としては Navier-Stokes 方程式を用い、流体  
の化学反応モデルとしては航空宇宙工学の  
内、大気突入カプセルの解析に用いられる  
Park による2温度モデルと Gupta らによる  
11化学種モデルを用いた。さらに、電極によ  
って半球模型前方に生成される電場は、電場  
のポアソン方程式を解析した。また、電流の  
算出に必要な気体の電気抵抗率について  
は、プラズマの発光分光法解析より予測さ  
れたプラズマの電離度が比較的良かったこ  
とを理由に、弱電離プラズマの電気抵抗率推  
算式を用いた。これらを用いて推算されるロ  
ーレンツ力を Navier-Stokes 方程式に加える  
ことで磁場による流れへの影響を加味した。

(2) 機体姿勢変化に対応するため迎角変化時  
の気流制御特性解明：

極超音速機が飛行中に迎角を変化させた  
時、放電の位置が変化する。これによって流  
れ場制御効果がどのような影響を受けるか  
を、同様に極超音速風洞実験により調べた。  
実験を行った極超音速高エンタルピー風洞  
では、模型を支持するスティング射出装置の  
角度を $\pm 10$ 度の範囲で変更できるので、実  
験においては迎角を10度に固定して衝撃波  
の可視化等を行った。また、これに対する流  
れの数値解析も併せて行った。

(3) 抵抗値低減特性の検証：

半球模型に掛かる空力抵抗が、放電及び磁  
場による気流制御によってどの程度変化す  
るかを調べるため、極超音速風洞実験を行  
った。実験では放電用配線が接続された状態  
で正確に抗力を計測するため、直動レール及び  
 $\phi 10$ mm 小型ロードセルを組み合わせた抗力  
計測装置を製作し、空力抵抗の変化を計測し  
た。また、本手法の応用技術として、極超音  
速機のボディーフラップ形状を模した模型  
を製作し、舵面前方での放電及び磁場によ  
り舵面に掛かる空力モーメントが制御可能か  
どうか、及びそれによる制御特性を調べた。  
本応用例の概要を図3に示す。実験では小  
型のロードセルを模型上に配置し、舵面を模  
した電気絶縁済み金属板に掛かる力から舵面  
での空力モーメント(この場合はピッチング  
モーメント)を計測した。

このような複雑形状をした模型の場合、模  
型表面近傍の衝撃波可視化の試みとして、背  
景画像利用型の流れ可視化法である BOS 法に  
よる極超音速気流可視化を試行し、表面近傍  
衝撃波の可視化を行った。

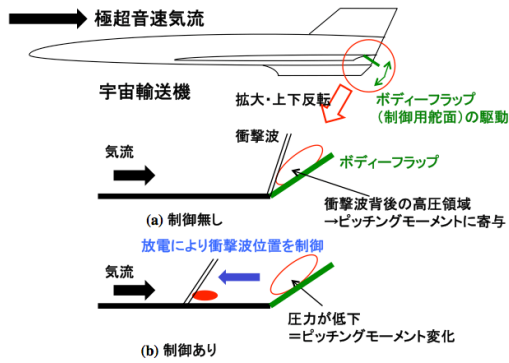


図3 舵面前方での空力モーメント制御概要

#### 4. 研究成果

##### ①気流制御効果の解明

(1) 極超音速気流中の直流アーク放電に対して磁場を印加した際の流れ場への影響特性解明：

図4に気流中での放電及び磁場による気流制御を行った際の、シュリーレン法による衝撃波の可視化写真を示す。放電及び磁場による気流制御により、衝撃波の位置はわずかではあるが上流方向へと変位した。また、圧力計測値について、電極との配置スペースの関係から澱み点直下に圧力測定点を設けることは困難であったため、模型中心軸から30度離れた位置に測定点を配置し圧力計測を行った。その結果、澱み点付近におけるアーク放電によって加熱された流体の急膨張に伴うと考えられる数%程度の圧力減少が観測された。本研究で印加した磁場は最大で0.1Tであり、この磁束密度程度では気流エンタルピーの大きな澱み点付近では劇的な流れ場変化は見られないことが判明した。

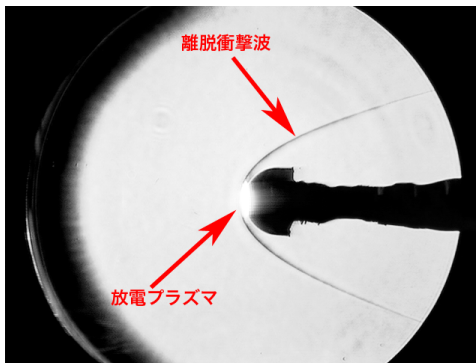


図4 流れ制御時の半球周りの衝撃波

なお、極超音速風洞実験においては気流直径に対して余り大きな模型を用いると模型が気流を塞いでしまい、一般的にブロッケージと呼ばれている問題が発生し極超音速気流が得られなくなってしまう。そこで、使用可能な模型の最大サイズを調べる必要が生じたため、極超音速風洞内部の気流をNavier-Stokes方程式に基づき数値解析し、本実験の様子鈍頭模型を用いる場合は、模型最大直径が40mm程度であることを予め確認

し、実験においては直径30mmの模型を用いた。

次に数値解析による流れ場の変化を図5に示す。数値解析では計算負荷の観点から2次元問題として簡略化し、電極のある面内のみについて解析し定性的検討を行った。図5では模型に作用する力へと直接的に寄与する圧力の分布を示す。数値解析では実験で印加する事ができた最大0.1Tの磁束密度の他、実験では模型サイズの制限から印加できた以上の磁束密度である1Tの場合についても解析した。その結果、実験で調査した0.1Tの場合は制御しない場合と衝撃波位置についてはあまり変化がないが、より強い磁場を印加できればやや後流の位置で衝撃波角度が異なり制御効果が大きくなることが示唆された。また、加熱効果による急膨張のため、実験で観測されたとおり放電部周囲でやや圧力が低下することも示唆された。

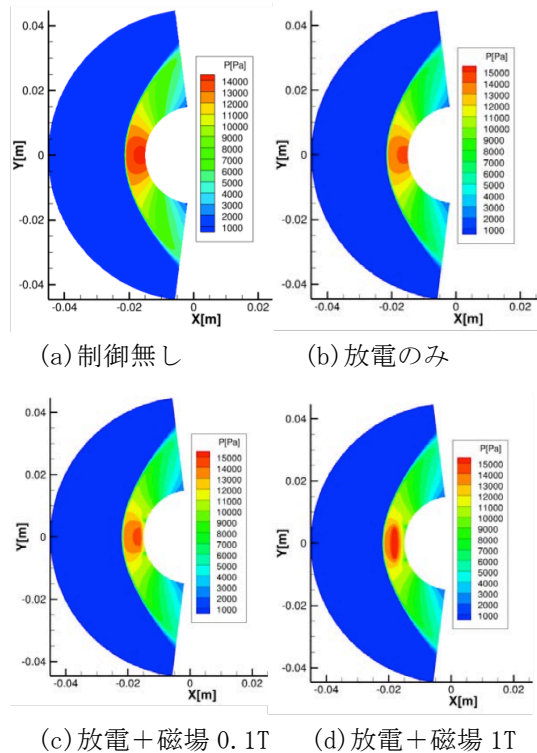


図5 数値解析による流れ場の圧力変化

(2) 機体姿勢変化に対応するため迎角変化時の気流制御特性解明：

極超音速機が迎角をとると、放電位置が澱み点かずれ、制御効果も影響を受けるため、迎角をつけない場合の実験と同じ条件で模型の角度のみを10度へと変えて極超音速風洞実験を行った。実験の結果、放電位置は澱み点からずれるものの、迎角をつけない場合と同様、極わずかな衝撃波位置の変化が見られた。ただし、模型サイズの制限から印加できる磁束密度の大きさが限られているため、放電位置を磁場での制御により澱み点位置へと移動させることはやや困難である事がわかった。ただし、本気流制御手法では、任意の位置に電極を配置しておくことができ

るので、極超音速機の迎角変化に効果的に対応するためには機体表面に複数対の電極を配置しておき、機体姿勢に応じて放電プラズマを生成する電極対を選ぶことで対応可能であると考えられる。

### (3) 抵抗値低減特性の検証：

放電による気流制御特性から判明したとおり、半球模型前方での放電及び磁場による気流制御は、一様流のエンタルピーが放電による投入エネルギーと比べて大きいこと、及び、印加磁場強度をそれほど大きくできないことから、半球に掛かる空力抵抗の観点ではそれほど有意な変化は見られなかった。一方、本手法の応用として実施した、放電及び磁場による気流制御を舵面前方で行い気流制御を行った際は舵面に掛かる空力モーメント（ピッチングモーメント）に有意な変化が見られた。実験模型と空力モーメント計測用装置を図6に示す。また、実験時のシュリーレン法による流れ場可視化結果を図7に示す。実験により、舵面に掛かるピッチングモーメントは非制御時に比べて約17%低下することが判明した。このピッチングモーメント変化は時間にして0.1秒以下で実現でき、電気的制御に特有の高速応答性を兼ね備えた空力制御手法であることが判明した。



図6 舵面前方での放電気流制御実験模型

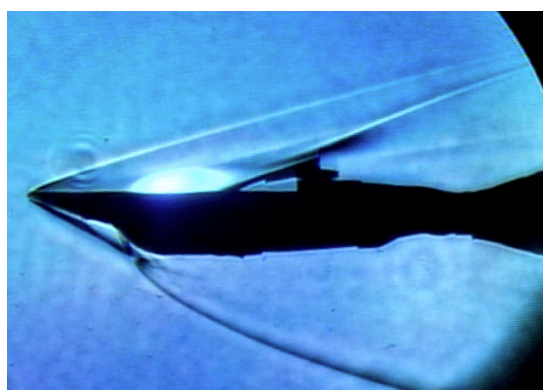


図7 気流制御時の衝撃波可視化

図7のシュリーレン法写真より、気流制御を行った舵面前方において放電に伴う急速な剥離領域形成が確認され、これに伴い生成された離脱衝撃波により後方の舵面において瞬時にピッチングモーメントが変化したことが判明した。この点は数値解析においても確認された。これにより、本手法は機首激

み点付近の様に流れのエンタルピーが大きな位置で利用するよりも、わずかな流れ場制御で大きな効果を得られる気流剥離制御を介して空力制御を行うことで、極超音速機の空力特性改善に大きな効果を得られることが判明した。このことから、本手法は従来型の舵面による空力制御と組み合わせることで、従来の舵面には無い高速応答性を付与し、将来型極超音速機の安全性向上に寄与できると期待される。

### ②成果のインパクトと今後の展望

以上より、本研究では極超音速気流中の壁面近傍で生成した直流アーク放電に対して磁場を印加することで、放電領域を壁面から気流中へと押し出すことで電磁力による擬似的なスパイクを生成し、空力抵抗低減・空力制御を実現できるかの検証を行った。其の結果、当初期待した半球前方での気流制御よりも、その応用として検討した舵面前方での空力制御効果が、当初計画で期待した以上に有効であることが判明した。この点は当初計画以上の進展であったと言え、将来型極超音速空力制御手法の提案として大きなインパクトがあると考えられる。実際、この舵面前方での放電による空力モーメント制御に関する研究成果をまとめた「極超音速機表面での放電による空力モーメント制御に関する研究」という発表と講演論文は、日本航空宇宙学会主催の第59回宇宙科学技術連合講演会において、論文発表した本研究の研究代表者が若手奨励賞（優秀論文賞）を受賞している。

このことから舵面前方での放電気流制御により空力モーメントを高速に制御する手法は、現在日本を始め世界各国で研究が進められている大陸間輸送機としての極超音速機の安全性向上に寄与すべき重要な、新しい気流制御・空力制御技術であると考えられる。したがって、本研究で扱った実験室サイズでの気流制御を実スケールへとスケールアップすることで、今後より工学的に有用な気流制御装置となり、さらなる展開が期待できる。

### 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計1件)

① Yasumasa WATANABE, and Kojiro SUZUKI, "Flow Control by Repetitive Discharge for Space Vehicle at High Altitude", TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, 査読有り, Vol. 14, No. ists30, pp. Pe\_27-Pe\_32, 2016. DOI: 10.2322/tastj.14.Pe\_27

[学会発表] (計7件)

① 渡邊保真, 鈴木宏二郎, "極超音速機表面

での放電による空力モーメント制御に関する研究”，第 59 回宇宙科学技術連合講演会，2015 年 10 月 09 日，鹿児島県鹿児島市 かしま県民交流センター

② Yasumasa Watanabe, Kojiro Suzuki, “Flow Control by Repetitive Discharge for Space Vehicle at High Altitude”, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015 年 7 月 9 日，兵庫県神戸市 神戸コンベンションセンター

③ 渡邊保真，鈴木宏二郎，“極超音速流れにおける陰影部流れ場の複合的可視化法”，第 47 回流体力学講演会／第 33 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム，2015 年 7 月 3 日，東京都目黒区 東京大学生産技術研究所駒場リサーチキャンパス An 棟

④ Yasumasa Watanabe, Kojiro Suzuki, “Aerodynamic Control Effect of Surface DC Plasma Discharge at Mach-7 Hypersonic Flow”, 46th Plasmadynamics and Lasers Conference / AIAA Aviation 2015, 2015 年 6 月 22 日，アメリカ合衆国 テキサス州ダラス

⑤ 渡邊保真，鈴木宏二郎，“極超音速流中の半球激み点付近における放電及び磁場による気流制御に関する基礎研究”，日本航空宇宙学会第 46 期年会講演会，2015 年 4 月 16 日，東京都文京区 東京大学山上会館

⑥ 渡邊保真，“放電による極超音速気流制御への取り組み”，第 28 回新生流体科学セミナー，2015 年 1 月 27 日，東京都文京区 東京大学工学部 7 号館航空宇宙工学専攻会議室，（招待講演）

⑦ 渡邊保真，鈴木宏二郎，“極超音速風洞における気流成立条件に関する研究”，第 28 回数値流体力学シンポジウム，2014 年 12 月 9 日，東京都江戸川区タワーホール船堀

〔その他〕

ホームページ等

「東京大学鈴木研究室」

<http://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/>

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

渡邊 保真 (WATANABE YASUMASA)

東京大学・工学系研究科・助教

研究者番号：60736461

### (2) 研究分担者

なし

### (3) 連携研究者

なし