

平成 30 年 6 月 16 日現在

機関番号：12601

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2016～2017

課題番号：16K18307

研究課題名(和文)次世代型極超音速機空力制御のための自己完結的放電気流制御システム

研究課題名(英文)Self-Contained Plasma-assisted Flow Control System for Futuristic Aerodynamic Control on Hypersonic Vehicle

研究代表者

渡邊 保真(WATANABE, YASUMASA)

東京大学・大学院工学系研究科(工学部)・助教

研究者番号：60736461

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,300,000円

研究成果の概要(和文)：将来型極超音速機・宇宙輸送機における放電プラズマによる空力制御技術を実機スケールへとスケールアップする上での指標を得るため、高レイノルズ(Re)数環境下での高速気流制御効果の及びそのRe数依存性を実験的に解明した。その結果、単位プラズマ電力あたりの圧力変動量とRe数に有意な相関関係が存在することが発見された。また、極超音速機の巡航時に置いて放電空力制御の電力を賄うため、機首及び機体表面で発生する空力加熱を熱源とした空力加熱エネルギー回生実現性に関して実験的・解析的に検討した。その結果有意な発電量が確認され、これらを組み合わせ自己完結的なエネルギー回生/放電空力制御システム実現性が示唆された。

研究成果の概要(英文)：Experimental investigation was carried out to clarify the scale-effect of plasma-assisted aerodynamic control for hypersonic vehicle. Clear dependency of pressure variation per unit plasma power on Reynolds number was identified based on wind tunnel experiments. As an electricity source onboard, capability of energy recovery from hypersonic aerodynamic heating with high-temperature thermoelectric module was investigated both from experimental and analytical point of views, showing that it can generate significant amount of electricity for plasma-assisted flow control purpose. It was suggested that the combination of plasma-assisted flow control with aerodynamic energy recovery with thermoelectric module can form a promising self-contained plasma-assisted flow control system for futuristic aerodynamic control system on hypersonic vehicle.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学 高速流体力学 放電プラズマ 極超音速風洞 空力制御 空力加熱 エネルギー回生  
熱電素子

1. 研究開始当初の背景

(1) 将来型宇宙往還機や大陸間高速輸送用の極超音速旅客機において、高速かつ信頼性の高い空力制御は機体の姿勢を制御し安全・安心な将来型輸送を実現する上で必要不可欠である。スペースシャトルなど従来の高速輸送機では、その空力制御のために機械駆動式の舵面であるボディーフラップ等を用いる事で重心から離れた位置での空気力を操作し姿勢制御を行ってきたが、機械駆動のために必要となる舵面操作を終えるには数秒程度の時間を要した。数 km/s で巡航する高速輸送機では舵面操作完了までに数 km から十数 km 程度飛行してしまうためこれを補助する新しい高速気流制御技術が望まれていた。

(2) 過去の国内外での高速気流制御に関する研究としては応答性の早い放電プラズマを用いた気流制御技術が有望であるとされ着目されていた。マッハ数 2 程度のスクラムジェットエンジン内部気流制御のための放電気流制御技術等は提案されていたが、将来型極超音速機のようにマッハ数 5 を超える高速気流中での放電プラズマによる気流制御技術については研究例が希少であり、より一層の研究・解明が望まれていた。また、放電プラズマによる気流制御技術は開発途上であるため、その研究例はほぼ全て実験室スケールでの小規模な気流制御現象に対するものであったため、将来実機スケールの大規模な気流制御現象へと発展させる上での課題であった。

(3) 航空機において、その巡航時に必要となる電力は飛行中に発電することによって賄う必要がある。従来のジャンボジェット機などではエンジン出力の一部を発電に利用し、あるいは燃料の一部を発電用の小型タービンへと供給することで電力の確保を行ってきた。しかし、将来型宇宙輸送機・極超音速旅客機では、ロケットと同様に機体全備重量に対して燃料重量が占める割合が高く、発電のための燃料・タービンを余計に搭載することは航続距離の減少や輸送可能な旅客数・貨物重量の低下に繋がり経済的にも不利益となる。そのため、巡航時に電力確保の為に余剰燃料消費を抑えた上で発電可能な技術開発が望まれていた。

(4) 本研究は、上記の様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・推進効率は 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、過去に行った実験室スケールでの気流制御効果から実機スケールでの放電気流制御効果を解明するため、放電プラズマによる圧力変動

等の気流制御効果の高レイノルズ数環境下での振る舞いを解明する事を提案した。更に、巡航時における電力確保手段として、極超音速飛行時特有の空力加熱を熱源とした空力加熱エネルギー回生を提案し、極超音速機の機首部に置いて問題となる加熱を逆手にとりこれをエネルギー源とした発電手法について検討することとした。これらにより、巡航時の発電により放電空力制御のための電力を確保することで自己完結的な極超音速空力制御システム開発が期待できる。

2. 研究の目的

本研究の目的は、直流アーク放電による高速気流制御効果の大規模スケール環境での検証、即ち高レイノルズ数環境での制御効果を明らかにする事である。同時に極超音速空力加熱を利用した熱電素子によるエネルギー回生システムについて実験・解析を行い、放電空力制御と組み合わせた自己完結的な極超音速空力制御システムについてその実現可能性を検討することである。

概要を図 1 に示す。

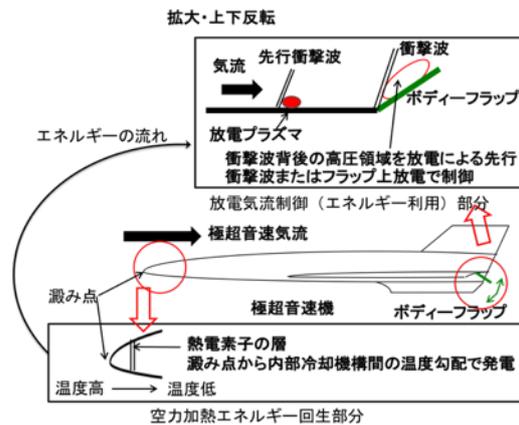


図 1 放電空力制御と空力加熱エネルギー回生を組み合わせた自己完結的な極超音速空力制御システムの概要

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気流条件を様々に変えて高レイノルズ数流れを実現することにより、その大規模スケールでの制御効果を解明することを目指す。本気流制御手法は機械駆動式舵面の駆動時の一時的な応答遅れを放電気流制御によってカバーして必要な空力モーメントを瞬時に発生させるものである。具体的には図 1 にある通り舵面直近の衝撃波を放電プラズマにより上流にシフトさせることで補助的に機械式舵面の応答性の遅さを解消するものである。

(1) 直流アーク放電による放電気流制御手法の高 Re 数環境下での制御特性を解明：

本研究では高速気流中に設置したフラップに見立てた頂角 20 度の斜面前方で壁面近傍にプラズマを発生させ、斜面上での圧力変動を気流制御効果のパラメータとして計測し、このレイノルズ数との関係性を明らかにする

事を目指す。3次元の流れ場に対する支配方程式である Navier-Stokes 方程式の流れスケールに対応するパラメータはレイノルズ数 (Re) である。したがって、実機スケールに対応する高レイノルズ数環境での気流制御効果を明らかにすることで、実験室スケールでの気流制御効果から実機スケールでの制御効果を推算する上での指標を明らかにする事を目的とする。

(2) 極超音速機激み点付近の熱電素子による空力加熱エネルギー回生特性を実験と解析から解明：

極超音速機前縁に見立てた実験模型表面に、昨今自動車・発電所での廃熱からのエネルギー回生手段として着目されている熱電素子モジュールを配置し、極超音速気流中での空力加熱エネルギー回生実験を実施する。これにより、極超音速飛行時の空力加熱エネルギー回生発電の可否を明らかにする。

(3) 自己完結的空力制御システムの統合実証実験及び極超音速機に実装する際の有効性を試算：

放電空力制御に要する電力と空力加熱エネルギー回生による発電量に関して実験・解析の面から検討することで、自己完結的な極超音速空力制御システムについてその実現可能性を検討し、極超音速放電空力制御分野において先駆的研究とする。

### 3. 研究の方法

(1) 直流アーク放電による放電気流制御手法の高 Re 数環境下での制御特性を解明：

高レイノルズ数環境下での放電プラズマによる気流制御効果を調べるため、風洞実験を実施した。当初の計画では高レイノルズ数気流を実現可能である反面、気流成立時間が4ミリ秒と極めて短いガンタンネルを用いた放電気流制御及び気流制御効果計測実験を実施する予定であった。しかし、より広範な高レイノルズ数環境と同時に1秒オーダーの十分に長い気流を実現可能なアメリカ・ノートルダム大学 Institute for Flow Physics and Control 所有の SBR-50 超音速/極超音速風洞を用いる機会をいただいたため、当初計画を一部変更し、より正確かつ有意義な気流制御効果計測のため SBR-50 風洞により高レイノルズ数環境下での気流制御効果計測実験を実施した。本風洞の測定部は 3inch x 3 inch の矩形であり、壁面には舵角 20 度のフラップを模した模型を設置した。フラップ上での表面圧力を計測し、その変動量に対するレイノルズ数、プラズマ電力等の物理量を計測した。実機スケールでの放電気流制御では気流と直交する方向に長く放電プラズマを発生させる必要があるため、気流と直角方向に 11 個の電極を配置した。測定部とそこに設置されたフラップ模型を図 2 に示す。

気流マッハ数はより高レイノルズ数環境を実現するためにまずは 2 に固定した。この際、気流の激み点圧力は  $P_0=1\sim 3$  気圧、激み点温

度は  $T_0=294K\sim 500K$  と変化させることで、レイノルズ数を  $3.4\times 10^5\sim 2.2\times 10^6$  とする広範な高レイノルズ数気流を実現した。フラップ表面での圧力変動を計測し、高レイノルズ数環境での気流制御効果を評価した。併せて東京大学柏極超音速風洞においても比較検討のための極超音速気流制御実験を実施した。

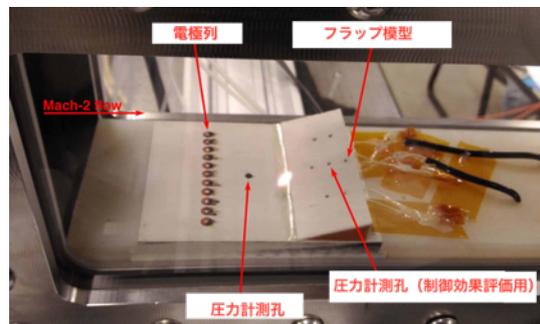


図 2 風洞測定部に設置された実験用模型

(2) 極超音速機激み点付近の熱電素子による空力加熱エネルギー回生特性を実験と解析から解明：

極超音速空力加熱エネルギー回生の実現可能性を評価・検討するため、東京大学柏極超音速高エンタルピー風洞において空力加熱エネルギー回生実験を実施した。

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

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 の一様流直径は約 120mm である。気流の全圧  $P_0$  は 950 kPa であり、実験時の全温は約 800K であった。実験模型表面には近年開発された高温環境での発電に耐える熱電素子であるスクッテルダイト型熱電モジュールを設置し、模型本体の低温側と模型表面で気流を直に受ける高温側との温度差からゼーベック効果により起電力を得るものである。実験模型と測定部の様子を図 3 に示す。



図 3 空力加熱エネルギー回生検証実験

本実験により、極超音速流気流中での空力加熱エネルギー回生の可否を検証し、この実験結果を基に実機スケールでの回生可能電力推算について解析・検討を行った。

(3) 自己完結的空力制御システムの統合実証実験及び極超音速機に実装する際の有効性

を試算：

放電空力制御を空力加熱エネルギー回生電力で賄う自己完結的な空力制御システムが成立するかに関し、電力収支の観点から風洞実験および解析を行った。

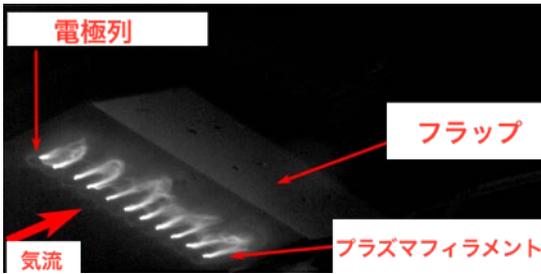
#### 4. 研究成果

① 高レイノルズ数環境での気流制御効果及びそのレイノルズ数依存性の解明：

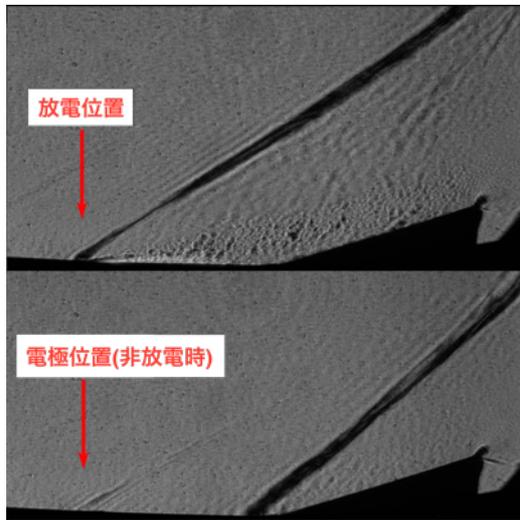
当初計画を一部変更しノートルダム大学SBR-50 風洞で実験を実施した。放電気流制御時のプラズマの様子を図4に示す。



(a) 放電気流制御時の様子



(b) 気流加熱源であるプラズマフィラメント



(c) プラズマによる衝撃波位置の変化  
図4 高レイノルズ数環境での放電気流制御実験

実験により放電時には電極間に気流加熱源となるプラズマフィラメントが生成され、これに伴い衝撃波の位置が上流側に変位、続いてフラップ模型上での圧力が減少することが確認された。図5に典型的なフラップ模型表面圧力変動の様子を示す。単位消費プラズマ電力あたりの模型表面圧力減少量とレイノル

ズ数の関係を調査したところ、有意な線形関係があることを発見した。これを図6に示す。

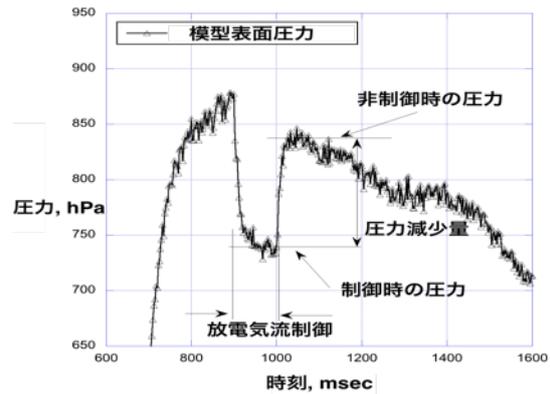


図5 放電気流制御時の表面圧力変動

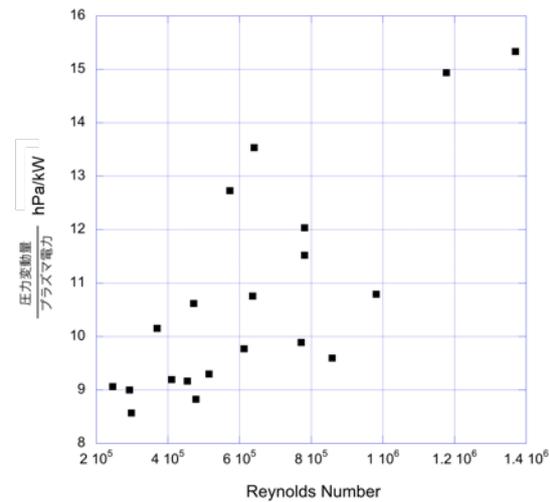


図6 放電気流制御効果のレイノルズ数依存性

図6より、レイノルズ数が高いほど単位プラズマ電力あたりの圧力変動量は増大することが判明した。これは、レイノルズ数が高いほどフラップ上流の境界層厚さが減少し、境界層内部に存在するプラズマフィラメントによる加熱が狭い領域に集中するためであると考えられる。これによって単位体積あたりの加熱率が非常に高い領域が形成され、高い制御効率を示すと考えられる。また、レイノルズ数が高いほど、すなわちスケールが大きくなるほど放電プラズマによる気流制御効率は高くなることが示唆された。これにより、当初計画で想定していた高レイノルズ数環境での制御特性に加え、レイノルズ数依存性を明らかにする事ができ、本研究で当初期待した以上の進展があった。

② 空力加熱エネルギー回生実証実験とその特性の解明：

澁み点圧力 950kPa、澁み点温度約 800K、マッハ数7の極超音速風洞実験により、極超音速空力加熱エネルギー回生実験を実施した。これにより空力加熱によって発生した熱エネルギーを利用して有意な発電量を得ることが

できた。実験時の気流激み点温度の変化とその時の熱電モジュールからの開放端出力電圧を図7に示す。

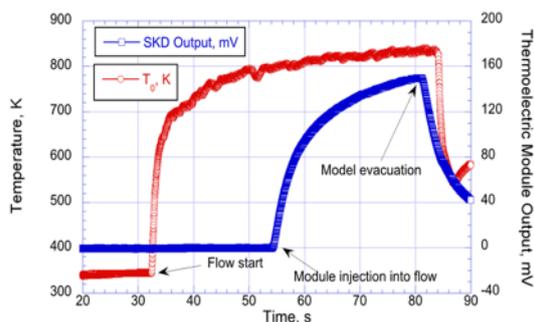


図7 空力加熱エネルギー回生結果

用いた25mm x 25mmのスクッテルダイト型熱電モジュールの発電特性より、最大で0.1W程度の電力を発電可能であることが確認された。実際の極超音速機で用いる場合には激み点近傍やエンジン空気取入れ口上流の圧縮ランプ部など、広範囲の機体表面が極超音速気流にさらされるため高温型熱電モジュールを敷き詰めることである程度大電力を確保できることが示唆された。

### ③ 自己完結的空力制御システム実現に向けた実験・検討：

伝熱解析の結果エネルギー回生時には機体表面厚さ方向に対して高温となる機体表面側を高温発電特性に優れたスクッテルダイト型熱電モジュールとし、機体内部側を常温付近でのエネルギー回生効率に優れたピスマステル型熱電モジュールとしたカスケード構造とすることで発電量の増加が見込まれ、発電面積と低温側冷却効率にも依るが数十kWのエネルギー回生を巡航時に期待できることが判明した。高レイノルズ数環境での気流制御実験より得られた放電気流制御のスケール依存性から、実機スケールでの空力制御必要電力は数100kWオーダーであった。これに対して、巡航時に常時エネルギー回生され得る電力は数10kWオーダーと一桁小さいが本空力制御手法はフラップ等空力舵面を補佐し制御モーメント発生までの機械駆動に要する数秒という巡航速度に対し長い応答時間を数桁早く行う為に一時的に使用するものであるため、回生電力を充電し利用する事で十分に電力収支が合う事が判明した。また、余剰電力については客室・貨物室の与圧のための動力に用いる事も期待でき、将来型極超音速機設計上、機体重量を削減する上で考慮すべき選択肢となると考えられる。実際の設計上は熱電モジュールを設置することによる機体重量の増加と、それにより削減される余剰燃料及び発電タービンからの重量減少との兼ね合いから決定されると考えられる。

### ④ 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よる気流制御効果を高レイノルズ数環境で調べることにより、現状では実験室スケールでの研究に留まっている高速気流中での放電気流制御技術のスケール依存性について検証を行った。その結果、当初期待した高レイノルズ数環境での放電気流制御特性に留まらず、単位プラズマ電力あたりの圧力変動量とレイノルズ数の間に有意な相関関係がある事を発見した。これにより、高レイノルズ数環境即ちスケールが大きな環境ほど単位プラズマ電力あたりの気流制御効果が大きい事が示唆され、同時に、放電気流制御効果のスケール依存性が存在することが明らかとなった。これは、今後実験室スケールでの気流制御効果を基に実機スケールでの制御効果を推算する上での指標となる発見であり、現状では実験室スケールでの研究が主となっている高速気流中での放電気流制御研究を実機への応用へと前進させる上で、放電気流制御技術上非常に大きなインパクトを与えるものと考えられる。故に、スケール依存性の発見において当初計画で期待した以上に進展があったといえる。今後は本研究で観測された気流加熱を司るプラズマフィラメントの高レイノルズ数環境での挙動解明に取り組むことで、より一層実機スケールへの応用に向けた展開が期待される。

熱電素子を用いた極超音速空力加熱エネルギー回生については、その実現性に関して実験的に検証し、有意な発電量が計測された。日本熱電学会講演会での講演を聴講したところ、最近の熱電材料工学の進展により多様な熱電素子が開発され、特に廃熱利用による省エネルギー発電を実現するためにスクッテルダイト型熱電素子をはじめとする高温環境でも分解せずに機能する素子が登場した。現在は素子の応用先となる分野を開拓中であり、その意味でもJAXA等で集中的に開発が進められている将来型極超音速機分野との連携により、熱電工学・航空宇宙工学双方にブレークスルーを齎しうると期待され双方の研究・産業分野において大きなインパクトを持った成果であると考えられる。

以上により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、本研究で扱った気流制御のスケール依存性について依り詳細に解明し、さらにその電源としての空力加熱エネルギー回生システムとあわせることで、今後より工学的に有用な気流制御システムとなり、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)

①Watanabe, Y., Leonov, S., Houpt, A., Hedlund, B. E. and Elliott, S., “Plasma-assisted control of Mach-2 flowfield over ramp geometry”, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 249 012006, 2017. 査読有り、doi:10.1088/1757-899X/249/1/012006

〔学会発表〕(計7件)

①渡邊保真, 鈴木宏二郎, “極超音速機フラップ前方での放電及び磁場による空力制御に関する研究”, 第60回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1D01, 北海道函館市函館アリーナ, 2016年9月6日.

②(招待講演) Yasumasa Watanabe, “Plasma-assisted Hypersonic Flow Control and Aerodynamic Research at University of Tokyo”, FlowPAC seminar, Institute for Flow Physics and Control, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, University of Notre Dame, 2017年3月3日.

③ Yasumasa Watanabe, Kojiro Suzuki, “Plasma-assisted Aerodynamic Control with Thermoelectric Device for Space Transport”, 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-g-20, 愛媛県松山市, 2017年6月8日.

④渡邊保真, 鈴木宏二郎, “極超音速機における放電空力制御にむけた空力加熱エネルギー回生の基礎検討”, 第49回流体力学講演会/第35回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 日本航空宇宙学会, 2D07, 東京都渋谷区 国立オリンピック記念青少年総合センター センター棟, 2017年6月30日

⑤渡邊保真, 鈴木宏二郎, “宇宙輸送機における空力加熱エネルギー回生の基礎検討”, 第14回日本熱電学会学術講演会, S1B5, 2017年9月11日

⑥Yasumasa Watanabe, Sergey B. Leonov, Alec Houpt, Brock E. Hedlund, Skye Elliott, “PLASMA-ASSISTED CONTROL OF MACH-2 FLOWFIELD OVER RAMP GEOMETRY”, 14th International Conference on Fluid Control, Measurements and Visualization (FLUCOME 2017), 116, アメリカ合衆国 University of Notre Dame, 2016年10月9日.

⑦渡邊保真, 鈴木宏二郎, “熱電素子を用いた宇宙輸送機表面での空力加熱エネルギー回生に関する基礎研究”, 第61回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2J11, 新潟県新潟市 朱鷺メッセ, 2017年10月26日.

〔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・大学院工学系研究科・助教

研究者番号: 60736461

(2) 研究分担者

なし

(3) 連携研究者

なし

(4) 研究協力者

Institute for Flow Physics and Control,  
University of Notre Dame, IN, USA.