

平成 30 年 4 月 26 日現在

機関番号：13901

研究種目：基盤研究(A) (一般)

研究期間：2015～2017

課題番号：15H02321

研究課題名(和文)「乱れ」の積極的導入による超音速流れの変調と能動制御

研究課題名(英文) Modulation and active control of supersonic flow by introducing artificial disturbance

研究代表者

佐宗 章弘 (Sasoh, Akihiro)

名古屋大学・工学研究科・教授

研究者番号：40215752

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 34,400,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、超音速流れが「乱れ」によって変調されるメカニズムを解明し、それを積極的に利用した新しい超音速飛行技術を開発することを目的とした。120mm×120mmの矩形断面を持つ対向衝撃波管システムを完成させ、衝撃波-格子乱流対向干渉実験を行うことを可能とした。その結果、乱流中を伝播する距離が長くなるにつれて衝撃波面の乱れが大きくなり、波面トポロジーが変化することを実証した。また、マッハ1.9の超音速風洞内の流れに繰り返しレーザーパルスによって乱れを導入することにより、衝撃波振動が導入する擾乱の周波数よりも低い帯域に変調し、超音速ダクト内の衝撃波振動、全圧損失が低減できることを実証した。

研究成果の概要(英文)：In this study, we aimed in understanding mechanisms of supersonic flow modulation by artificial disturbances, and in developing their applications to supersonic flight. A counter-driver shock tube with a 120 mm \* 120 mm square-cross-section was developed so that experiments of shock wave-turbulence interaction became possible. As a result, it was experimentally demonstrated that the longer the propagation distance the more the shock wave surface became disturbed, thereby leading to the topological transition of the wave front. Moreover, by introducing repetitive laser energy pulses on to Mach 1.9 flow, the shock wave oscillation experienced frequency modulation to a low frequency regime so that total pressure loss was reduced in a supersonic duct.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：超音速流れ 衝撃波 乱流 境界層

## 1. 研究開始当初の背景

定常の超音速流れは双曲型偏微分方程式によって支配され、下流の境界条件の影響を受けず、楕円型の低速流れよりもかえって単純であるという見方もできる。しかしこれは空気力学的(以下「空力的」)な超音速飛行技術は、大きく弄る余地がなく、その革新は困難ではないかとの懸念にもつながる。例えば、1969年に初飛行した民間超音速旅客機「コンコルド」の空力性能(揚力/抗力比=7.5)に対して、最先端の設計でも1割程度の性能向上しか達成できていない。一方、近年航空旅客需要が大幅に拡大するなか、より早く快適に遠隔地に到着できる超音速旅客機の再現は、社会の願いである。NASA(アメリカ航空宇宙局)の21世紀航空研究戦略ビジョンでは、6大重点課題の1つとして超音速民間機の技術革新を挙げている。これを実現するためには、流体力学の基礎に立ち返って既成の概念を打ち破り、新たな基軸を創出し具現化することが必要である。

上述の課題を解決するキーワードは、「衝撃波干渉」である。衝撃波を伴う流れは、それ自体が大きなエネルギーを有しているため、僅かな作用(擾乱)であっても、流れが大きく変わりうる。これを積極的に利用して、流れを好ましい形に制御することもできるはずである。衝撃波が乱流や境界層と干渉すると何が起ってどのような結果になるのか、これまでは明確なoutcomeを目指す研究が十分になされてきていない。衝撃波と乱流干渉について、乱流専門家は主に数値計算によって乱流に対する衝撃波の影響を調べているが、実験では設定できないような境界条件を課している(例:Larsson et al., J. Fluid Mech. 717:293-321, 2013)。Andreopoulosらのグループは、衝撃波管実験にて、入射衝撃波背後に誘起される流れに格子を通過させて乱流化し、反射衝撃波と干渉させて乱流特性の変化を調べた(Briassulis et al., J. Fluid Mech., 432:219-283, 2001)。しかし、この実験法では格子乱流強度と衝撃波マッハ数を独立に変化させることができないため、実験条件範囲は限定的であった。これらは、工学的な立場というよりも寧ろ乱流物理の興味に基づいてなされており、機体の空力性能やソニックブームに関係する圧力場の評価は殆どなされていない。これに対して我々は、これまでの研究において、小型衝撃波管端から発生するプラスト様衝撃波が、低乱風洞で生成した格子乱流との干渉により、圧力変動する実験統計データを得た。そこでは、衝撃波背後過剰圧のアンサンブル平均が乱流によって1%低下するのに対して、その標準偏差が9%にも達することが示された(A. Sasoh, et al., Shock Waves 24:489-500, 2014)。これは、ソニックブームが大気乱流によって強くも弱くもなりうる統計的な挙動を示すことに結び付き、超音速旅客機の居住地上空飛行を許可するか否かの基準作りに対して、重要な知見

を与えている。

衝撃波-境界層干渉は、空力性能に直結するもう一つの重要研究課題であり、ヨーロッパ諸国では産学官が連携して、境界層の乱流遷移位置が及ぼす影響に関する研究コンソーシアム Transition Location Effect on Shock Wave Boundary Layer Interaction (TFAST)を結成し連携研究を進めている。しかし、これまでの研究は、干渉領域の挙動を調べる受動的なものが殆どである。特にその中でも、干渉領域が特性速度、代表寸法による評価では予測できない低周波の変動を示すことが指摘され、そのメカニズムの解明が大きな課題となっている(Clemens and Narayanaswamy, Annu. Rev. Fluid Mech., 2014)。これに対して、応募者らは、衝撃波と境界層干渉による流れの剥離を、高繰返しレーザーパルスによるエネルギー付加によって制御できることを見出した(Osuka et al., Physics of Fluids, 2014、図1)。これは、先端機器を利用して積極的に空力特性を向上できることを実証した重要な結果である。

物体周りの流れに対する能動制御として、低速流れでは、Dielectric Barrier Discharge (DBD)プラズマアクチュエーターが、高迎角翼周りの流れや曲り管内の流れなどの制御に有効であることが知られているが、超音速流れではそれほど顕著な効果は見出されていない。一方、1990年代ロシアで、高速流れで上流からエネルギーを付加して空力性能を向上できることが見出され、欧米でも様々な研究がなされてきた。Tret'yakovらは、100kHzの高繰返しパルス炭酸ガスレーザーを用いて、マッハ数2のアルゴン流れに置かれた物体の抗力を45%軽減できることを実証した(Physics-Doklady, 41:566-567, 1996)。しかし、この実験条件では、抗力低減でもたらされた推進パワーの節約量よりもレーザーパワーの方が高く、実用上は意味をなさないものであった。これに対して、応募者らは、最高周波数80kHzでの繰返しレーザーパルスエネルギー付加より、超音速流中で物体に作用する抗力を20%以上低減し、レーザーパワーの10倍以上の推進パワー節約が可能であることを示した(Kim et al. AIAA J. 2011、この値で1を超える実験結果を報告したのは世界初である)。しかし、航空機全機周りの流れに対してエネルギー収支を向上させるためには、レーザー機器出力、重量などの観点から、実用にはまだ遠い。現状で実用を視野に入れた技術革新を起こすためには、局時空間的挙動を見据えた、換言すれば小さな作用で大きな変化を起こすような方策の方がより有効である。

## 2. 研究の目的

本研究では、超音速流れが「乱れ」によって変調されるメカニズムを解明し、それを積極的に利用した新しい超音速飛行技術を開発することを目的とする。具体的には、衝

衝撃波が乱流によってトポロジー変化し、背後圧力が変調するメカニズムを解明し、人為的に機体近傍場に速度乱れ場を作りソニックブームを軽減できることを実証すること、  
 衝撃波 - 境界層干渉領域の非正常特性を調べるため、人為的な非正常擾乱を広範な繰返し周波数で付加して挙動を調べ、その要因を同定することによって境界層剥離のメカニズムを解明し、この能動的な作用により境界層剥離を制御して流れのエントロピー損失を抑制する方法を確立することを達成目標とする。

### 3. 研究の方法

本研究は、実験が主体で、項目を2つに整理しているが、物理現象の解釈、実験手法開発など、計画通りに進まないときも含めて、有機的、効率的に連携を保って研究を進める。  
 (1) 衝撃波圧力の緩和：対向衝撃波管を用いて、乱流が衝撃波面トポロジーと背後圧力変調に及ぼす影響を調べる。矩形断面パリストティックレンジにおいて、超音速自由飛行領域に人為的に乱流を発生させ、近傍圧力場への影響を調べ、ソニックブームを能動的に低減できることを実証する。  
 (2) 流れの損失低下：超音速風洞を用いて衝撃波と境界層干渉実験を行う。繰返しレーザーパルスによる「乱れ」を導入して、非正常挙動の要因を突き止め、境界層剥離の能動制御法を確立する。

### 4. 研究成果

本研究では、超音速流れが「乱れ」によって変調されるメカニズムを解明し、それを積極的に利用した新しい超音速飛行技術を開発することを目的として、衝撃波圧力の緩和と流れの損失低下に焦点を絞って実施した。大型正方形断面对向衝撃波管、矩形断面 in-tube catapult launch パリストティックレンジ、100kHz までの高繰返しパルスレーザーによりエネルギー付加した超音速風洞など、独自に開発した装置を活用した実験を中心に行った。では、120mm×120mm の矩形断面を持つ対向衝撃波管システムを完成させ、衝撃波 - 格子乱流対向干渉実験を行うことが可能になり、乱流中を伝播する距離が長くなるにつれて衝撃波面の乱れが大きくなり、波面トポロジーが変化することを実証した(図1~3)。

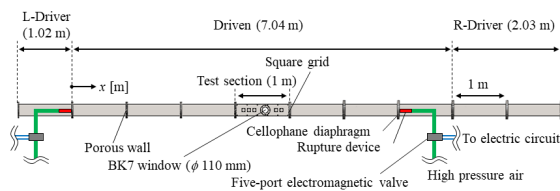


図1 大型対向衝撃波管

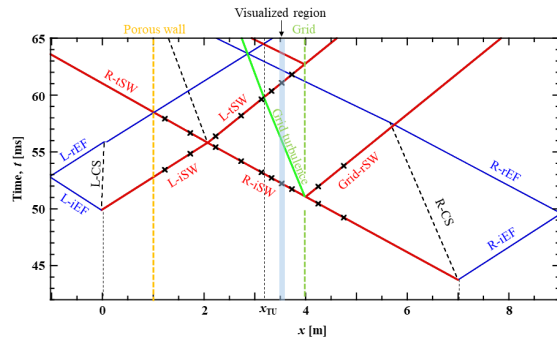


図2 大型衝撃波管作動の波動線図例

図1は製作した対向衝撃波管で、120mm×120mm の正方形断面流路を持ち、長さは10m である。隔膜および破断方法は、過去に小型装置で確立したように(T. Tamba, T. M. Nguyen, K. Takeya, T. Harasaki, A. Iwakawa, A. Sasoh, “Counter-Driver Shock Tube”, Shock Waves, Volume 25, Issue 6, pp. 667-674, 2015.) セロファン製隔膜を空圧シリンダーで駆動した撃針で破断する方式を採用した。典型的な波動線図を図2に示す。右ドライバーが駆動する衝撃波背後に生成された格子乱流が、左ドライバーで駆動された衝撃波の透過波と干渉することによって、可視化試験部において衝撃波と乱流干渉が計測される。その干渉距離は、左右ドライバーの起動タイミングの差で制御される。図3に、(a)干渉前、(b,c)異なる2つの干渉距離による干渉のシュリーレン画像を示す。干渉距離が長くなるにつれて、側面から見た衝撃波領域の厚さが増加していることがわかる。これは、波面が局所的に変形することによるもので、実験によって初めて実証された結果である。

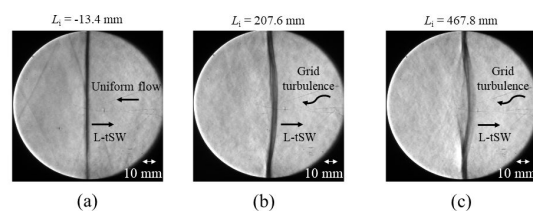


図3 対向衝撃波管によって可視化された衝撃波と乱流干渉例

次に、単一のレーザーパルスを単一箇所を集光し、絶縁破壊によって高温低密度領域を発生させることによって、パリストティックレンジによって射出された超音速自由飛行体が誘起する圧力場に対する影響を調べた。その結果、飛行体周囲全域において変調が起こり、後端ブームを含めて遠方場ブームを低くできることが実証された(図4、5)。

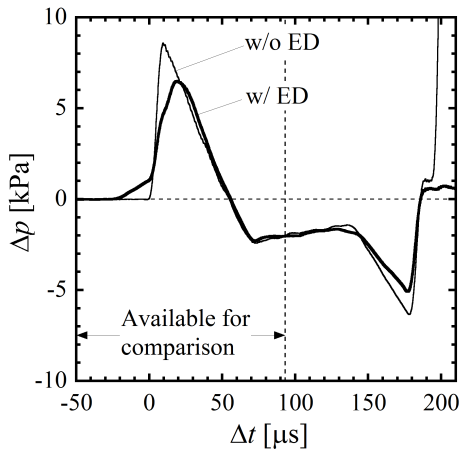
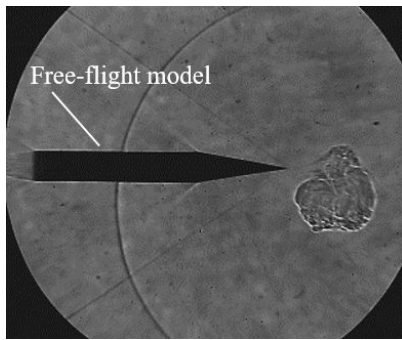
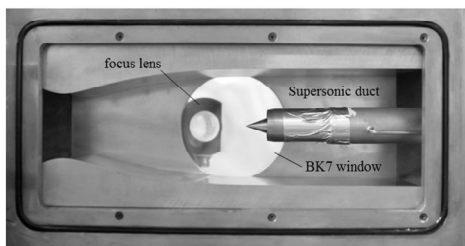
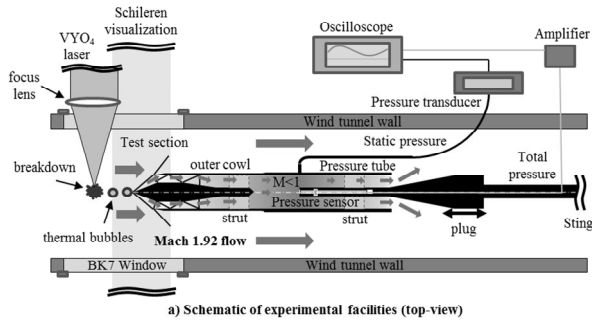


図4 超音速飛行体前方にレーザーエネルギーパルス付加した場合の流れ場（上）と圧力履歴（下）



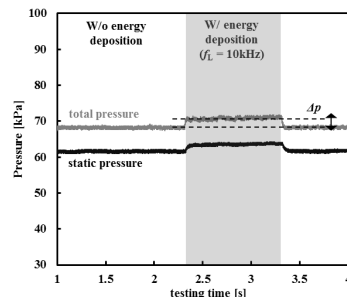
b) Supersonic duct in supersonic wind tunnel (side-view)

図5 超音速インテークへのエネルギー付加実験装置

図4上のシュリーレン画像は、マッハ1.7で飛行する円錐頭円柱周りの衝撃波と、TEA炭酸ガスレーザーパルスを集光することによって生成された高温・低密度領域（レーザー生成バブル）の干渉の様子を捉えたもので、下の圧力履歴では、レーザー生成バブルによって壁面圧力の立ち上がりと最高値が低下したことを示している。

では、マッハ1.9ならびにマッハ3.2の超音速風洞内の流れに対して、繰返しレーザーパルスによって乱れを導入し、超音速ダクト内の衝撃波振動、全圧損失が低減できることを実証した（図5～7）。

図5に超音速インテーク内の流れに対する繰返しエネルギー付加の影響を調べる実験装置を示す。インテークは、先頭が円錐の中心体と同軸をなす円筒、さらに出口で流量可能なプラグによって構成されている。モデルは、80mm×80mmの正方形断面を持つマッハ数1.92の吸込み風洞内に設置された。図6に内部での淀み圧の時間履歴および全圧回復値の繰返しエネルギーパルス繰返し周波数依存性を示す。それぞれの円錐先頭角に対して、全圧回復値は異なるが、いずれも繰返し周波数10kHzで極大となる結果が得られた。



a) Pressure-time history during experiment in the case of  $\theta = 20^\circ, f_1 = 10\text{kHz}$

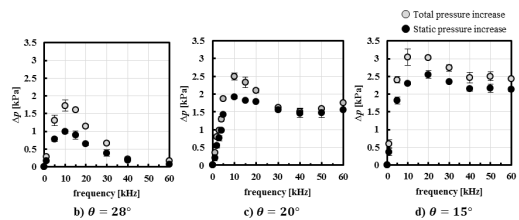


図6 インテーク内部の淀み圧履歴とエネルギー付加周波数特性

また、超音速流中におかれた二段円錐モデル周りの流れに対する乱れ導入の影響を詳しく調べ、損失が低減されるメカニズムとして、対象とする衝撃波振動が、導入する擾乱の周波数よりも低い帯域に変調するためであることを実証した（図7、8）。

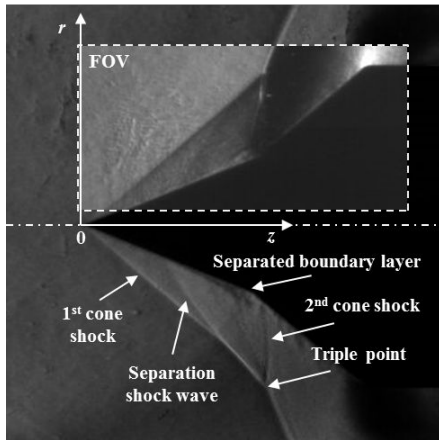


図 7 二重円錐周りに形成される衝撃波および境界層干渉

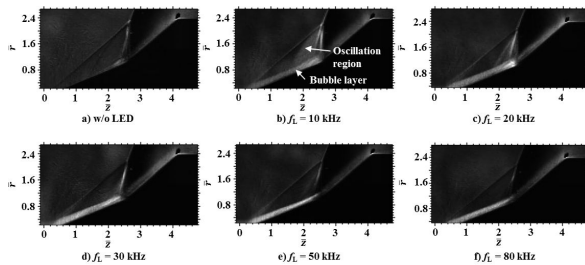


図 8 レーザーエネルギーパルス繰り返し付加による衝撃波振動変調

図 7 は、マッハ 1.92 の超音速流れにおかれた二重円錐周りの流れ場のシュリーレン画像を、図 8 はそれに対する繰り返しエネルギー付加の効果を示す。エネルギーパルスを高周波数で付加することによって、衝撃波振動が抑制され、付加周波数自体のスペクトルも壁面近傍のみに限定されることが示された。

以上のように、本研究では、超音速流れが「乱れ」によって変調されるメカニズムを解明し、それを積極的に利用した超音速飛行技術の原理実証に成功した。大型対向衝撃波管を開発し、衝撃波面が乱流によってトポロジー変化することを実証した。また、人為的に機体近傍場に速度乱れ場を作りソニックブームを軽減できることを実証した。衝撃波 - 境界層干渉領域の非定常特性に対して、人為的な非定常擾乱を広範な繰り返し周波数で付加して挙動を調べ、能動的な作用により境界層剥離を制御して流れのエントロピー損失を抑制することを実証した。

## 5 . 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 9 件)

Pham Son, Myokan Manabu, Tamba Takahiro, Iwakawa Akira, Sasoh Akihiro, Effects of Repetitive Laser Energy

Deposition on Supersonic Duct Flows, AIAA Journal, 査読有, Vol.56, No.2, 2018, 542-553

DOI:10.2514/1.J056190

Akira Iwakawa, Tatsuro Shoda, Ryosuke Majima, Son Hoang Pham, Akihiro Sasoh, Mach number Effect on Supersonic Drag Reduction using Repetitive Laser Energy Depositions over a Blunt Body, Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 査読有, Vol.60, No.5, 2017, 303-311

DOI:10.2322/tjsass.60.303

Hoang Son Pham, Tatsuro Shoda, Takahiro Tamba, Akira Iwakawa, Akihiro Sasoh, Impacts of laser energy deposition on flow instability over double-cone model, AIAA Journal, 査読有, Vol. 55, No. 9, 2017, 2992-3000

DOI: 10.2514/1.J055670

Takahiro Tamba, Daiki Furukawa, Yuma Aoki, Masaya Kayumi, Akira Iwakawa, Akihiro Sasoh, Takehiro Matsunaga, Mitsuo Izumo, Yuta Sugiyama, Tomoharu Matsumura, Yoshio Nakayama, Field experiment of blast wave pressure modulation past a turbulent flow, Science and Technology of Energetic Materials, 査読有, Vol.77, No.4, 2016, 91-97

D. Furukawa, Y. Aoki, A. Iwakawa, A. Sasoh, Moderation of near-field pressure over a supersonic flight model using laser-pulse energy deposition, Physics of Fluids, 査読有, Vol.28, Issue 5, 2016, 051701(6pages)

DOI:10.1063/1.4950783

Akira Iwakawa, Tatsuro Shoda, Hoang Son Pham, Takahiro Tamba, Akihiro Sasoh, Suppression of low-frequency shock oscillations over boundary layer by repetitive laser pulse energy deposition, Aerospace, 査読有, Vol.3, Issue2, 2016, Article number 13

DOI:10.3390/aerospace3020013

Akira IWAKAWA, Takeshi OSUKA, Tatsuro SHODA, Akihiro SASOH, Hiromitsu KAWAZOE, Ring-Force Balance System for Small Wind Tunnels, Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 査読有, vol.13, 2015, 51-60

DOI:10.2322/tastj.13.51.

T. Tamba, H. S. Pham, T. Shoda, A. Iwakawa, A. Sasoh, Frequency modulation in shock wave-boundary layer interaction by repetitive-pulse laser energy deposition, Physics of Fluids, 査読有, Vol.27, 2015, 091704(5pages)

DOI:10.1063/1.4931924

T.Tamba, T.M.Nguyen, K.Takeya, T.Harasaki, A.Iwakawa, A.Sasoh, Counter-Driver Shock Tube, Shock Waves,

〔学会発表〕(計 15 件)

Yuma Aoki, Daisuke Yoshimizu, Akira Iwakawa, Akihiro Sasoh, Behavior of Whole Near-Filed Flow over Mach 1.7 Free-Flight Bodies, 2017 AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition (2017 AIAA AVIATION Forum), 2017

Hoang Son Pham, Manabu Myokan, Takahiro Tamba, Akira Iwakawa, Akihiro Sasoh, Impacts of Energy Deposition on Flow Characteristics over an Inlet, 2017 AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition (2017 AIAA AVIATION Forum), 2017

Pham Hoang SON, Manabu MYOKAN, Takahiro TAMBA, Akira IWAKAWA, Akihiro SASOH, Improvement of pressure recovery in a duct by repetitive laser energy depositions, The 31th International Symposium on Shock Waves (ISSW31), 2017

A. Iwakawa, H. Kawasaki, M. Kayumi, A. Sasoh, Shock Wave Generation Method using High-Speed Jet, The 31th International Symposium on Shock Waves (ISSW31), 2017

Akihiro Sasoh, Two-Driver Shock Tubes:Configurations and Applications, 11th International Workshop on Shock Tube Technology (IWSTT), 2016

Akihiro Sasoh, Impacts of Laser Pulse Energy Deposition on Supersonic Flows, 2nd International Conference on High Temperature Gas Dynamics (HTGD 2016), 2016

Akihiro Sasoh, Akira Iwakawa, Daiki Furukawa, Yoma Aoki, Near-Field Measurement of Post-Shock Pressure Modulation Induced by Supersonic Flight Model past a Grid Turbulence, AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition 2016 (AIAA AVIATION 2016), 2016

Akira Iwakawa; Takahiro Tamba; Son H. Pham; Tatsuro Shoda; Akihiro Sasoh, Shock Wave Boundary Layer Interaction Control using Repetitive-Pulse Laser Energy Depositions, AIAA Science and Technology Forum and Exposition (SciTech 2016), 2016

Akira Iwakawa, Zhongyuan Wang, Hisashi Tsuruta, Tatsuro Shoda, Bin Wang, Akihiro Sasoh, Effects of Negative Overpressure Phase of a Laser Breakdown Induced Blast Wave on Impulse Characteristics, The 30th International Symposium on Shock Waves (ISSW30), 2015

Tatsuro Shoda, Takahiro Tamba, Hoang Son

Pham, Akira Iwakawa, Akihiro Sasoh, Control of unsteadiness in shock wave-boundary layer interaction by repetitive laser energy deposition, The 30th International Symposium on Shock Waves (ISSW30), 2015

Hisashi Tsuruta, Bin Wang, Yusuke Katagiri, Akihiro Sasoh, Influence of Illuminating Angle on Impulse Characteristics with Pulsed Laser Ablation, 34th IEPC(International Electric Propulsion Conference), 2015

Daiki Furukawa, Yuma Aoki, Akira Iwakawa, Akihiro Sasoh, Free Flight Measurement of Supersonic Biplane using Aeroballistic Range, 30th ISTS(international Symposium on Space Technology and Science), 2015

Tatsuro Shoda, Takahiro Tamba, Pham Hoang Son, Akira Iwakawa, Akihiro Sasoh, Effect of Laser Energy Deposition on Shock Wave-Boundary Layer Interaction, 30th ISTS(international Symposium on Space Technology and Science), 2015

Akira IWAKAWA, Daiki Furukawa, Yuma Aoki, Akihiro Sasoh, Free Flight Measurement of Aircraft Model using Aero Ballistic Range, 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Aviation, 2015

Akira IWAKAWA, Takahiro Tamba, Pham Son, Tatsuro Shoda, Akihiro Sasoh, Control of Shock Wave Boundary Layer Interaction using Laser Pulse Energy Depositions, 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Aviation, 2015

6 . 研究組織

(1)研究代表者

佐宗 章弘 ( SASOH , Akihiro )  
名古屋大学・大学院工学研究科・教授  
研究者番号 : 4 0 2 1 5 7 5 2

(2)研究分担者

岩川 輝 ( IWAKAWA, Akira )  
名古屋大学・大学院工学研究科・講師  
研究者番号 : 7 0 7 3 3 2 3 6