

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：10101

研究種目：基盤研究(A) (一般)

研究期間：2012～2014

課題番号：24246135

研究課題名(和文)高レイノルズ数域におけるCAMUI型ハイブリッドロケットの燃料後退機構の解明

研究課題名(英文)Fuel Regression Characteristics of CAMUI-type hybrid rockets under high Reynolds numbers

研究代表者

永田 晴紀(Nagata, Harunori)

北海道大学・工学(系)研究科(研究院)・教授

研究者番号：40281787

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 33,000,000円

研究成果の概要(和文)：火薬類や液体燃料等の危険物を使用せず、安全管理が安価で小型化が容易なCAMUI型ハイブリッドロケットの実用化を目的として、レイノルズ数で50万以上、推力で10 kN級まで地上燃焼実験を実施して燃料後退特性を取得し、燃料後退速度のスケール依存性を明らかにした。合わせて数値計算を実施し、燃料後退特性がレイノルズ数(スケール)に依存する機構を明らかにした。これらの成果により、大型モータにおいて燃料グレイン形状の最適設計が可能となり、大型化開発のために必要な基盤知識を確立することが出来た。本設計手法を適用して推力15 kN級モータを開発して燃焼実験を行い、予想通りの燃焼特性が得られることを確認した。

研究成果の概要(英文)：To achieve the practical use of nonhazardous small rockets, We have developed CAMUI type hybrid rockets. CAMUI rockets are free from explosives and liquid fuels, resulting in lower costs for safety management. This research clarifies scale effects on fuel regression characteristics mainly by static firing tests. The firing tests covers Reynolds number range from a few thousands to over a half million. A numerical simulation clarified the mechanism responsible for the effect. By using these results, we can obtain basic design data by static firing tests of a subscale motor. Finally, we developed a 15 kN thrust class motor. Firing tests by this motor show good results, verifying the method developed in this research.

研究分野：宇宙推進工学

キーワード：ハイブリッドロケット スケール効果 ロケット 固体燃焼 燃焼 航空宇宙工学

1. 研究開始当初の背景

学術研究には多くの試行錯誤が必要で、小規模な実験手段が求められるが、ロケットによる飛行環境実験の小規模化は実現されてこなかった。射場関連費用が機体規模にほとんど依存しないことがその主な理由である。ロケットモータを無火薬化できれば、特別な安全管理設備を備えた射場が不要となる。飛行環境実験を小規模化でき、野心的な試行錯誤が許容される。

無火薬式ロケットであるハイブリッドロケットは、これまで低推力という欠点から小型ロケットへ適用できなかったが、申請者らは、衝突熱伝達を利用して固体燃料のガス化を促進する、縦列多段衝突噴流 (Cascaded Multi-stage Impinging-jet, CAMUI) 方式 (図1) を独自に考案し、ハイブリッドロケットの高推力化と打上げ実証に成功した。2008年4月には本成果に対して日本航空宇宙学会賞 (技術賞) が授与され、2009年3月には、JAXAによる複合サイクルエンジン開発の一環としてエジェクタロケットの飛行実験がCAMUI型ロケットにより成功裏に実施された。

現在、ハイブリッドロケットを高推力化する手法は、燃料を改善する手法と流れ場を改善する手法に大別される。後者は燃料の選択が自在という長所を有しており、CAMUI型は後者に分類される。燃料を改善する手法としては、スタンフォード大学のKarabeyogluらが提唱した、液化した燃料がせん断力で削られることにより高い燃料後退率を得るパラフィン系燃料を使用するものが主流である。パラフィン系燃料は一般的に脆く、大型化した場合燃料の機械的特性が問題になり易い。また、液化した燃料がノズル近傍に溜まり易く、燃焼効率が悪くなる。流れ場を改善する方式としては、米国Orbitec社のVortex Hybridや首都大学東京 (湯浅ら) の旋回流式のように、酸化剤を旋回させながら燃焼室に供給する方式が主流であるが、液体酸素供給において強い旋回流を得るのが困難という課題が解決されていない。流れ場を改善する方式で高推力化に成功し、打上げ実証まで終了している事例は、世界中でもCAMUI型ロケット以外に存在しない。

2. 研究の目的

本研究は、申請者らが開発を進めている無火薬式小型ロケット「CAMUI型ハイブリッドロケット」における特徴的な燃焼場である「高温燃焼ガスが固体燃料表面に衝突する淀み点近傍における拡散燃焼」を主要な研究対象として、

- 流れ場の構造および高温燃焼ガスから固体燃料への熱伝達の機構に及ぼす寸法スケールの影響について、高レイノルズ数域までカバーする基盤的知見を獲得する。
- 得られた成果を元に、高レイノルズ数域までカバーする燃料後退履歴予測手法を構築する。

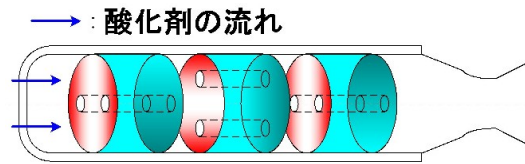
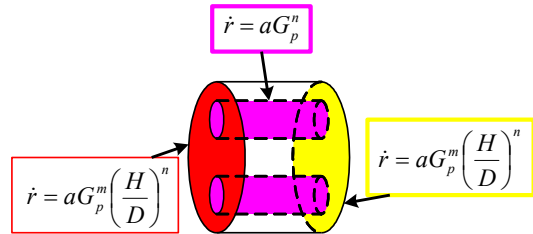


図1 CAMUI型ハイブリッドロケット



H: 衝突距離 [m] D: ポート内径 [m]
Gp: ポート内流量密度 [kg/m²/s]

図2 各燃焼面における燃料後退速度式

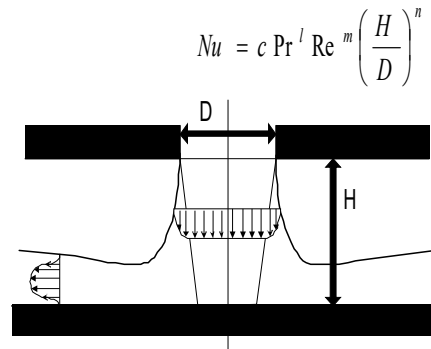


図3 淀み点まわりの流れ場

- 得られた予測手法により、大型モータにおいて燃料グレイン形状の最適設計を可能とし、ロケットモータ大型化設計のために必要な基盤知識を確立することを目的とする。

3. 研究の方法

CAMUI型ロケットの燃料は図2に示すような形状の複数の燃料ブロックから構成され各ブロックの前端面、ポート内面、および後端面が燃焼面となる。各燃焼面の後退速度は図2に示す式で与えられる。モータの大型化にあたり、特に前端面後退速度式について下記課題が残されている：

- 相似形状、同一流量密度でモータのスケールを増加させる (従ってレイノルズ数はスケールに比例して増大する) と、前端面後退速度式中の m の値が 0.5 から 0.8 へ遷移する。
- m の値の遷移が起こるレイノルズ数 (遷移レイノルズ数) は、流路形状、すなわち燃料グレインの形状に依存する。従って、同スケールのモータでもグレインの形状が異なると m の値が異なる場合がある。前端面後退速度式中の m の値は、無次元熱伝達率であるヌセルト数のレイノルズ数依存性

を示す値であり（図3）、流れ場の構造が一致すれば一致する。CAMUI型燃焼室において、異スケール間でも燃料が相似形でかつレイノルズ数が一致していれば相似則が成立し、 m の値も一致することが過去に確認されている。 m の値は流れ場の構造で決まり、流れ場の構造は流路形状とレイノルズ数で決まる。 m の値に応じて流れ場の構造をカテゴリ分けできれば、ある流れ場に対して適用すべき後退速度式（すなわち m の値）を適切に選択することができる。これを提案者らは「流れ場マッピング」と呼んでいる。すなわち、本提案の到達目標は、後退速度式と流れ場の構造との対応を詳細に調査することにより、高レイノルズ数域までカバーする流れ場マッピングを得ることである。流れ場マッピングが得られれば、あらゆるスケール、軸方向長さ、ポート間隔、ブロック間隔、およびポート径のCAMUI型燃料ブロックについて後退速度を予測することが可能となる。本成果を加え、これまでの研究の集大成として、超音速飛行環境試験および高層成層圏への到達が可能な推力1 tonf級CAMUI型ハイブリッドロケットを開発し、地上燃焼実験により、比推力損失が5%以下、燃料の燃え残り割合が10%以下を実証する。

4. 研究成果

(1) 高レイノルズ数域における燃料後退速度式の取得、および遷移レイノルズ数の取得

従来の研究により取得された、前端面後退速度式中の指数 m の値を、上流ブロックのポートの長さとおよび内径の比 (L/D) を横軸に、レイノルズ数を縦軸にマッピングしたものを図4に示す。 m の値が0.8に近くなる領域は高レイノルズ数・低 L/D 側に位置する傾向が見られる。ポテンシャル流れ場が与える理論値は $m = 0.5$ であり、乱流流れ場においても広いレイノルズ数範囲で $m = 0.5$ となることが知られている (Donaldson, C. D., et al., J. Fluid Mech., Vol. 45, No. 3, 1971, pp. 477-512.)。図4の右下の領域はこれに近い0.53となる。一方、図4の左上の領域では m はおよそ0.8となる。この値は、淀み点の周囲に存在する、ガスが半径方向に流れる壁面噴流領域における値に等しい (Donaldson, C. D., et al., 同上)。CAMUI型燃料ブロック前端面においても、淀み点まわりに壁面噴流領域が形成されているが、2ポート間の干渉がある、ブロック間隔が狭い、半径方向へ吹き出す流れではなく、下流ポートに流入する流れである、等の理由により、淀み領域と壁面噴流領域が混在した複雑な流れ場となっている。高レイノルズ数域で m の値が0.5から0.8に遷移するのは、レイノルズ数の0.8乗で増大する壁面噴流領域の熱伝達率が、0.5乗で増大する淀み点近傍での値を、あるレイノルズ数を境に上回り、支配的になるためであると考えられる。

上記仮説を確認するため、 L/D が1と2の間の領域、レイノルズ数が20万を超える領域、およびレイノルズ数が1万を下回る領域で、

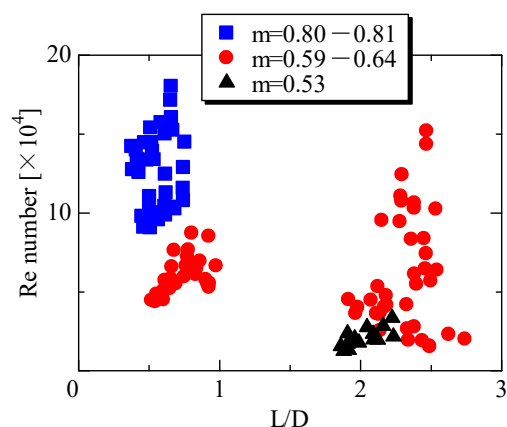


図4 前端面の指数 m の分布

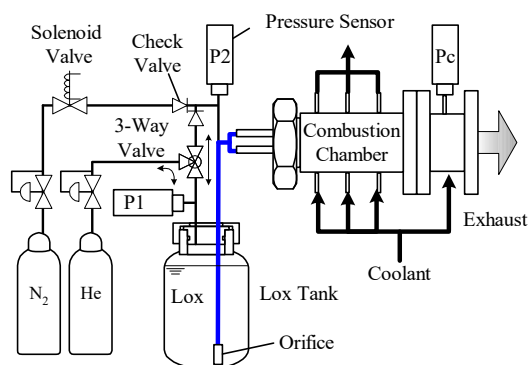


図5 実燃焼モータを用いた実験装置の概要

新たにデータ取得を行った。実験に使用したハイブリッドモータの概要を図5に示す。広範囲のレイノルズ数域でデータを取得するため、推力300 N級、2.5 kN級、および10 kN級のモータを新たに製作した。300 N級はレイノルズ数1万以下の領域、2.5 kN級は1万から30万、10 kN級は20万から60万までの領域をそれぞれカバーする。推力300 N級モータのみ酸化剤に液体酸素ではなくガス酸素を用いた尚、酸素がガスの場合と液体の場合で燃焼特性が一致することは過去に確認されている。

得られた前端面の指数 m をマッピングしたものを図6に示す。300 N級モータ (30IMP) で得られた値は0.51であり、低レイノルズ数領域では淀み点での熱伝達が支配的であるという仮説が裏付けられた。一方、高レイノルズ数側では、レイノルズ数20万近傍で壁面噴流領域支配 ($m = 0.8$) の領域に遷移し、更にレイノルズ数を増大させてもその熱伝達機構が保持されることが確認された。すなわち、今後更に大型化を進める場合でも、前端面の指数 m は0.8であると考えるのが妥当であり、全スケール域に渡って前端面の指数 m の値を同定することが出来たと考えられる。以上により、本課題で最も重要な目的である流れ場マッピングの作成は完了した。

(2) Large Eddy Simulation (LES) による燃焼室内流れ場の構造の解明

高レイノルズ数域でデータを取得するため

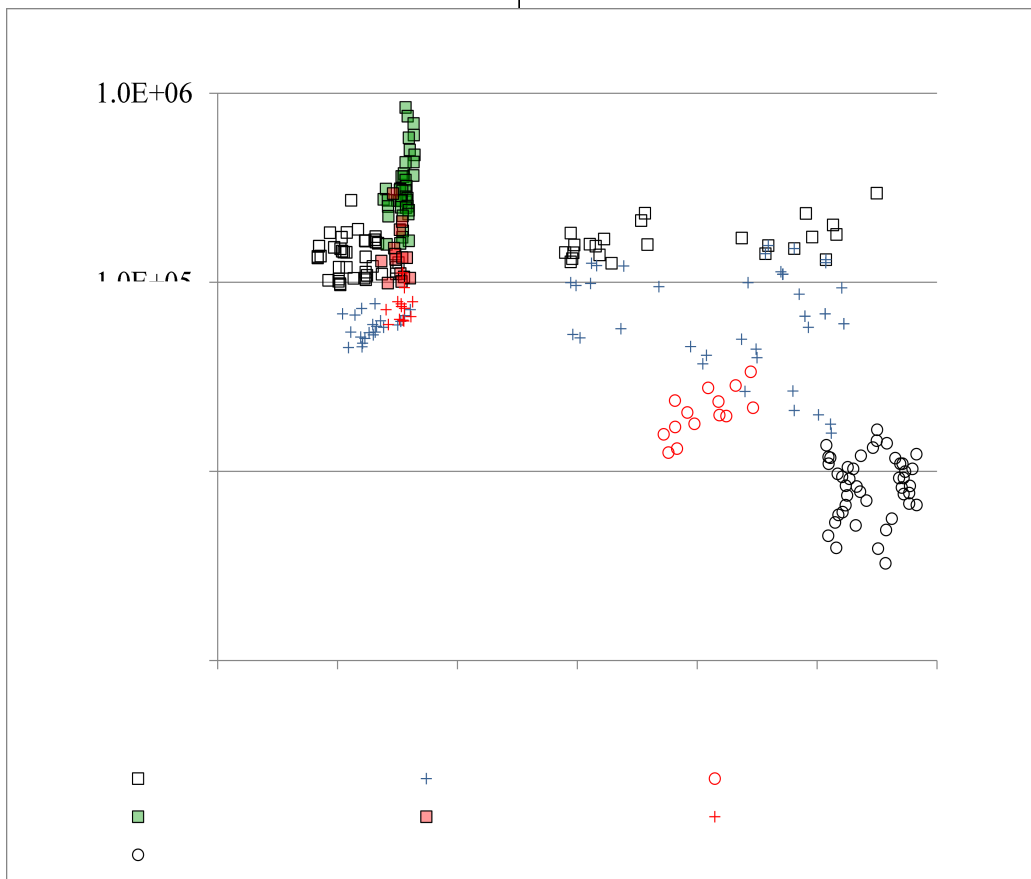


図6 新たに取得された、前端面の指数 m の分布

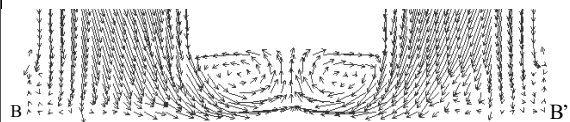
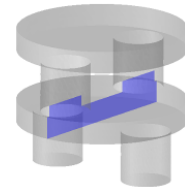
には大スケールのモータによる大掛りな燃焼実験が必要であるため、可能な限り燃焼実験の回数を削減することが求められる。衝突流れ場の構造に影響を与えるパラメタを予め同定できれば、遷移レイノルズ数に影響を与えるパラメタを絞り込むことができる。図8は、推力2.5 kN級モータについて、燃焼開始直後および燃焼後期の燃料ブロック間隙の流れ場の様子をLESにより得たものである。二つの上流側ポートの軸を含む面内について速度ベクトルの分布を示している。初期においては下流側前端面で淀み点の存在が確認できるが後期では淀み点が消滅している。淀み点が消滅した流れ場では前端面の全域で壁面噴流が形成されている。このような流れ場では遷移レイノルズ数が小さくなる。図7では燃焼の進展により上流側ポートのL/Dが減少しているが、同様のことが初期L/Dを減少させても起こることが数値計算により確認された。すなわち、図6においてL/Dが小さい領域ではより小さいレイノルズ数で衝突噴流支配領域 ($m=0.5$) から壁面噴流支配領域 ($m=0.8$) に遷移するが、これは、上流側ポートのL/Dが減少すると前端面の淀み点が消滅し易くなるためであることが明らかとなった。

図7では燃焼実験後に得られた燃料形状を3Dスキャンして燃焼途中の流路形状を得ているが、流路形状と熱伝達分布がカップリングしながら燃え進むハイブリッドロケット燃

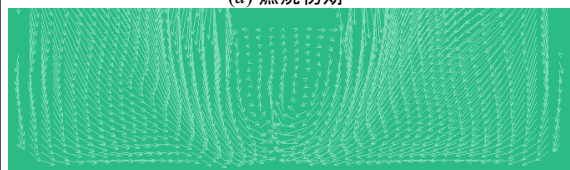
焼室の流れ場を効率的に再現するためには、燃料後退も再現可能な数値モデルが必要である。砂浸食の数値計算等で用いられるレベルセット法を応用し、高温の燃焼ガスにより燃焼面が後退する様子を再現する数値モデルを構築した。図8に計算結果の一例を示す。本計算で得られたヌセルト数の分布を実験結果と比較したものを図9に示す。燃料後退を含んだモデルでは、淀み点から離れるに従ってヌセルト数が減少するという、実験で得られた結果をよく再現できていることがわかる。

(3) 15 kN級モータの開発

推力10 kN級モータによる燃焼実験により、これ以上の高レイノルズ数域においては後退



(a) 燃焼初期



(b) 燃焼後期

図7 CAMUI型燃料ブロック間の流れ場

速度式の修正は必要無いことが確認された。これを受けて、推力 15 kN 級モータを製作して地上燃焼実験を実施し、燃焼特性を取得した。燃焼室圧力および推力の履歴を図 10 に示す。得られた結果は、本研究テーマで明らかにされたスケール則に従って予想されたものとよく一致していたことから、サブスケールモータの実験データを使ってフルスケールモータを設計するための基盤知識を得ることが出来たと判断した。

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 6 件)

1. H. Nagata and M. Ito, Scale Effect on Solid Fuel Regression in CAMUI-type Hybrid Rocket Motor, *Progress in Scale Modeling*, Vol. 2, Springer, edited by Kozo Saito, et al., pp.249-263, 2014.
2. K. Terakawa, T. Saito, Y. Nakamura, T. Matsuoka, H. Nagata, T. Totani, and M. Wakita, Effect of Combustion Pressure on Regression Rate of Solid Fuel under an Impinging Oxidizer Jet Counterflow Diffusion Flame, *Journal of Thermal Science and Technology*, Vol. 9, No. 2, pp. JTST0010, 2014.
3. H. Nagata, H. Nakayama, M. Watanabe, M. Wakita, T. Totani, Accuracy and applicable range of a reconstruction technique for hybrid rockets, *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, Vol. 1, No. 3 pp. 273-289, 2014.
4. H. Nagata, M. Wakita, T. Totani, T. Uematsu, Development and Flight Demonstration of 5 kN Thrust Class CAMUI Type Hybrid Rocket, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 12, No. ists29, pp.Ta_1-Ta_4, 2014.
5. 松岡, 永田, 中村, 「固体燃料管内を燃え広がる火炎の幾何学的相似条件」, 実験力学 : journal of JSEM 13(2), pp. 178-184, 2013.
6. H. Nagata, T. Uematsu, K. Ito, CAMUI Type Hybrid Rocket as Small Scale Ballistic Flight Testbed, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, (ISTS Special Issue: Selected papers from the 28th International Symposium on Space Technology and Science)* Vol. 10, No. ists28, pp. To_1_1-To_1_5, 2012.

[学会発表] (計 21 件)

1. K. Nawata, S. Sasaki, T. Saito, N. Oshima, M. Wakita, T. Totani, H. Nagata, Development of Wall Regression Model of Hybrid Rocket Solid Fuel, *30th International Symposium on*

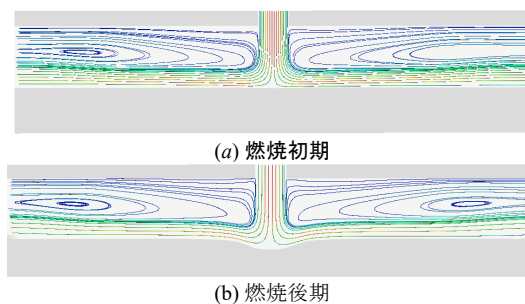


図 8 燃料後退と流れ場の様子

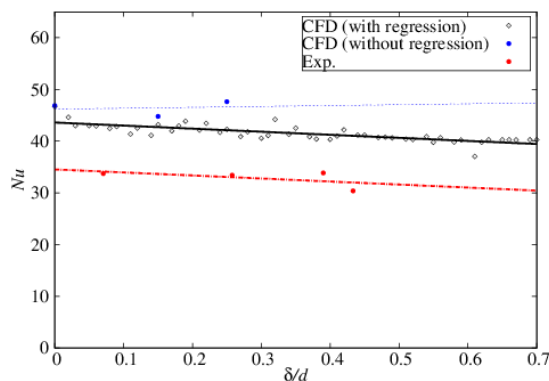


図 9 ヌセルト数の分布

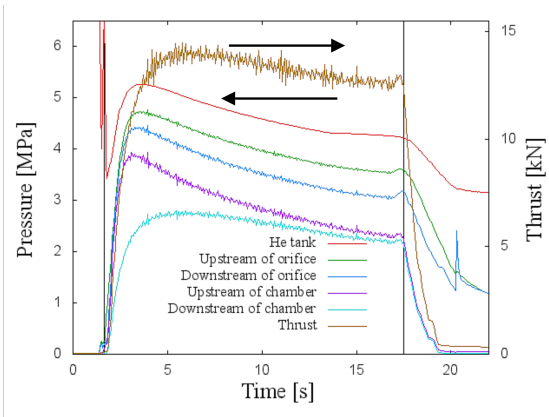


図 10 15 kN 級モータの燃焼履歴

Space Technology and Science, Kobe, 2015-a-11, 2015/7/7.

2. 川端良輔, 永田晴紀, 戸谷剛, 脇田督司, 五十地輝, 植松努, 「推力 15kN 級 CAMUI 型ハイブリッドロケットモータの開発」第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎, 2014/11/13.
3. 縄田和也, 太島伸行, 斉藤達也, 脇田督司, 戸谷剛, 永田晴紀, 「酸化剤衝突噴流による固体燃料燃焼場の数値解析」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎, 2014/11/13.
4. H. Nagata, T. Ishiyama, Y. Inaba, Y. Saito, R. Kanai, M. Wakita, T. Totani, Regression Characteristics of CAMUI-type Fuel Grain at High Reynolds Numbers, *Proceedings of Eleventh International Conference on Flow Dynamics*, Sendai, pp. 362-363, 2014/10/9.

5. H. Nagata, Y. Saito, T. Ishiyama, Y. Inaba, M. Wakita, T. Totani, Evaluations of Data Reduction Methods for Hybrid Rockets, *65th International Astronautical Congress*, Toronto, Canada, IAC-14,C4,2,3,x24415, 2014/9/30.
 6. Y. Saito, T. Ishiyama, Y. Inaba, R. Kanai, H. Nagata, M. Wakita, T. Totani, Regression Characteristics of CAMUI-type Fuel Grain in a High Reynolds Number Region, *14th International Space Conference of Pacific-basin Societies*, Xi'an, 2014/5/29.
 7. 齊藤竜也, 松岡恒吉, 寺川 健, 脇田督司, 戸谷 剛, 永田晴紀, 「2次元流れ場のよどみ点近傍におけるPMMA燃料の後退特性」, 第57回宇宙科学技術連合講演会, 米子, 2013/10/10.
 8. 石山達也, 稲場康彦, 寺川 健, 遠藤 瞳, 永田晴紀, 戸谷 剛, 脇田督司, 「高レイノルズ数域におけるCAMUI型固体燃料の後退特性におよぼすスケールの影響」, 第57回宇宙科学技術連合講演会, 米子, 2013/10/10.
 9. 稲場康彦, 石山達也, 金井竜一郎, 脇田督司, 戸谷 剛, 永田晴紀, 「CAMUI型ハイブリッドロケットの作動履歴におけるスケール則の構築」, 第57回宇宙科学技術連合講演会, 米子, 2013/10/10.
 10. 寺川 健, 齊藤竜也, 永田晴紀, 「酸化剤噴流よどみ点近傍の固体燃料拡散燃焼場の観察と熱伝達機構の解明」, 第51回燃焼シンポジウム, 東京, 2013/12/6.
 11. T. Matsuoka, Y. Nakamura, H. Nagata, T. Yamazaki, Scale Effect on Flame Spread Rate in Narrow Cylindrical Gap, *The 8th International Symposium on Advanced Science and Technology in Experimental Mechanics (8th ISEM'13-Sendai)*, #069 (on CD-ROM), Sendai, 2013/11/4.
 12. H. Nagata, T. Ishiyama, Y. Inaba, R. Kanai, M. Wakita, T. Totani, T. Uematsu, Scale Effects on Combustion Characteristics of CAMUI-type Hybrid Rocket Motors, 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2013-4048, San Jose, USA, 2013/7/17.
 13. H. Nagata, M. Wakita, T. Totani, T. Uematsu, Development and Flight Demonstration of 5 kN Thrust Class CAMUI Type Hybrid Rocket, *29th International Symposium on Space Technology and Science*, 2013-a-21, Nagoya, 2013/6/4.
 14. 五十地輝, 前田祐義, 橋本祐治, 植松 努, 永田晴紀, 「推力5000N級CAMUI型ハイブリッドロケットの推進系及び機体構造の開発」, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2013/1/17.
 15. 佐々木俊也, 大島伸行, 永田晴紀, 脇田督司, 「CAMUI型燃料グレインの熱伝達特性に及ぼす流路形状とレイノルズ数の影響」, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012/11/22.
 16. 永田晴紀, 脇田督司, 戸谷剛, 植松努, 安本裕紀, 三橋龍一, 「推力5000N級CAMUI型ハイブリッドロケットの開発と打上げ実証」, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012/11/22.
 17. H. Nagata, M. Nohara, R. Kanai, M. Wakita, T. Totani, Effect of Reynolds Number and Flow Channel Geometry on Fuel Regression Characteristics in CAMUI Type Hybrid Rocket, *63rd International Astronautical Congress*, Naples, Italy, IAC-12-C4.9.5, 2012/10/2.
 18. 永田晴紀, 脇田督司, 戸谷 剛, 植松 努, 「相似形状のCAMUI型ハイブリッドロケットの燃焼特性におけるスケール効果」, 第50回燃焼シンポジウム, 名古屋, 2012/12/5.
 19. 寺川 健, 永田晴紀, 戸谷 剛, 脇田督司, 金子雄大, 「一定レイノルズ数のよどみ点近傍における固体燃料の燃焼速度におよぼす酸化剤流速の影響」, 第50回燃焼シンポジウム, 名古屋, 2012/12/5.
 20. T. Matsuoka, H. Nagata, Y. Nakamura, Scale Modeling on Flame Shape Spreading inside Fuel Tube, *Proc. ISEM-ACEM-SEM-7th ISEM' 12-Taipei Conference (The 7th ISEM' 12-Taipei)*, Taipei, Taiwan, P104 (on USB), 2012/8/10.
 21. 金井竜一郎, 石山達也, 出雲弘一, 野原正寛, 脇田督司, 戸谷 剛, 永田晴紀, 「CAMUI型固体燃料前端面燃料後退速度式にレイノルズ数および流路形状の与える影響」, 平成23年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原市, 2012/1/19.
- 〔図書〕 (計0件)
- 〔産業財産権〕
- 出願状況 (計0件)
 - 取得状況 (計0件)
6. 研究組織
- (1) 研究代表者
- 永田 晴紀 (NAGATA HARUNORI)
北海道大学・大学院工学研究院・教授
研究者番号: 40281787
- (2) 研究分担者
- 大島 伸行 (OSHIMA NOBUYUKI)
北海道大学・大学院工学研究院・教授
研究者番号: 10217135
- 戸谷 剛 (TOTANI TSUYOSHI)
北海道大学・大学院工学研究院・准教授
研究者番号: 00301937
- 脇田 督司 (WAKITA MASASHI)
北海道大学・大学院工学研究院・助教
研究者番号: 80451441