

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成 24 年 5 月 21 日現在

機関番号： 10101
 研究種目： 基盤研究（B）
 研究期間： 2009 ～ 2011
 課題番号： 21360410
 研究課題名（和文） CAMUI 型ハイブリッドロケット燃料グレイン最適形状設計手法の開発
 研究課題名（英文） Optimal Design Method of CAMUI-type Fuel Grain
 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

研究成果の概要（和文）：申請者らが開発を進めている CAMUI 型ハイブリッドロケットの燃料形状を最適に設計するための手法の構築を目指して、以下の成果を得た。1) 数回の燃焼実験で全ての燃料ブロックの後退速度式を局所当量比の関数として得る手法を確立した。2) 最上流前端面の燃焼特性を基礎燃焼実験により再現することに成功した。3) 遺伝的アルゴリズムにより、最適燃料形状を探索する手法を開発し、目標とする最適解の探索に成功した。

研究成果の概要（英文）：The research team has been developing CAMUI type hybrid rockets. This project is to develop an optimal design method for a CAMUI type fuel grain shape. Main achievements are: 1. New method to obtain regression formulas of all burning surfaces as functions of local O/F by a few static firing tests. 2. A simple combustion experiment successfully reproduced combustion characteristics of the upstream end face of the most upstream fuel block. 3. A search method employing genetic algorithm successfully obtained an optimal design of a CAMUI type fuel grain.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2009 年度	4,700,000	1,410,000	6,110,000
2010 年度	5,100,000	1,530,000	6,630,000
2011 年度	2,600,000	780,000	3,380,000
年度			
年度			
総計	12,400,000	3,720,000	16,120,000

研究分野： 航空宇宙工学

科研費の分科・細目： 総合工学・航空宇宙工学

キーワード： 燃焼，ハイブリッドロケット，衝突噴流熱伝達，スケール効果

1. 研究開始当初の背景

弾道飛行による理学・工学ミッションを安価に行うことを目的に、提案者らはこれまで、無火薬

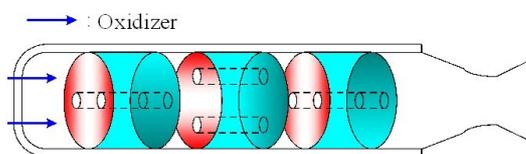


図1 CAMUI 型ハイブリッドロケット

式（ポリエチレンと液体酸素を推進剤とする）小型ハイブリッドロケットを開発してきた。概念を図 1 に示す。CAMUI 型ロケットでは酸化剤を含んだ高温ガスが衝突する淀み点近傍で燃焼が進行する。これまでの研究により、CAMUI 型燃料グレイン形状履歴モデルの構築、各燃焼面での後退速度式の取得、および寸法スケール則の解明が行われてきた。これらの成果により、燃料グレイン形状の最適設計手法を確立するための課題が

明確化された。具体的には、(1) 各燃焼面の後退速度式を局所当量比の関数として取得すること、(2) 最上流前端面での燃焼面後退機構を解明すること、および、(3) 最適な燃料グレイン形状を探索するアルゴリズムの開発、が必要である。

2. 研究の目的

申請者らが開発し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」において、O/F (酸燃比) 変動による比推力損失と固体燃料の燃え残りを最小にする燃料グレイン形状の設計を効率良く行う手法を開発する。最適設計の具体的な手順を図2に示す。

3. 研究の方法

燃料グレイン形状の最適設計手順を実現するために課題として残された3項目を解決するため、本研究は、主として下記3テーマにより構成される。

(1) 燃料後退速度定数 a の取得:

燃焼室内径 60 mm, 推力 50~90 kgf 級実燃焼設備 (図3) を用いて燃焼実験を実施し、各燃焼面の燃料後退速度を計測する。これまでの研究により、各燃焼面の燃料後退速度は図4のように表され、実験定数 m および n の値は既に判明している。本成果を受けて、 a の値を局所 O/F の関数として得るための燃焼実験を実施する。実験においては、点火から一定時間後に窒素パージにより強制的に燃焼を終了させる。実験データとして取得する項目は以下の通りである:

- ・ 液体酸素 (LOX) 流量履歴 (オリフィス上流 P1 と下流 P2 の圧力差から算出する)
- ・ 燃焼室圧力履歴
- ・ 各燃焼面の後退量および各燃料ブロックの質量

上記測定項目について、下記項目を実験条件として変化させ、 G_p および H/D と燃料後退速度との関係式を得ることにより、各局所 O/F 条件における a の値を確定する。

- ・ LOX タンク加圧圧力 (LOX 流量を変化させる)
- ・ ノズル内径 (燃焼室圧力を変化させる)
- ・ 燃料ブロック間隔 (H/D を変化させる)

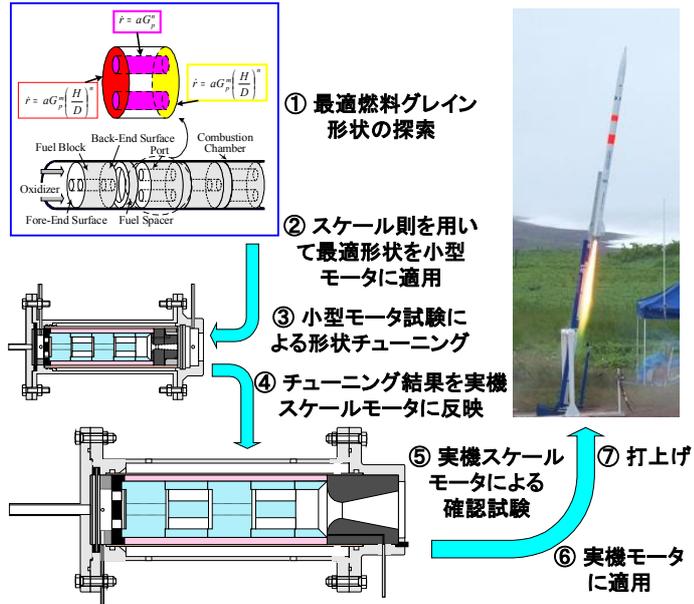


図2 目標とする、燃料グレイン形状の最適設計手順

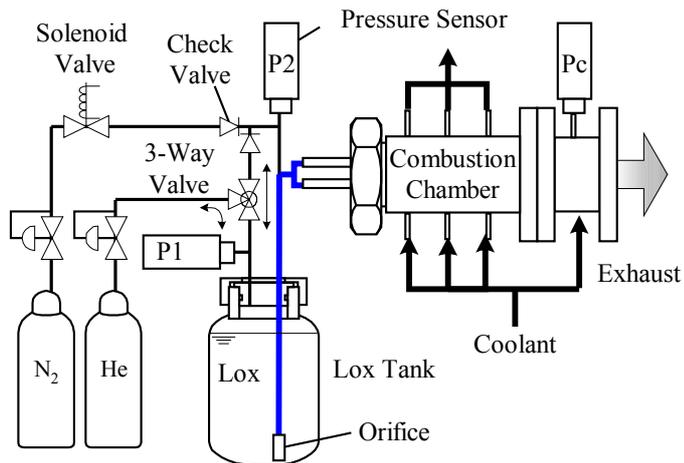


図3 実燃焼モータを用いた実験装置の概要

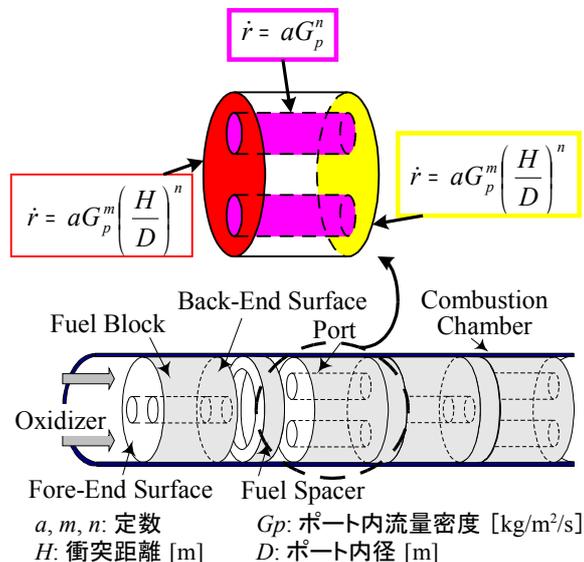


図4 各燃焼面における燃料後退速度式

a, m, n : 定数 G_p : ポート内流量密度 [kg/m²/s]
 H : 衝突距離 [m] D : ポート内径 [m]

- 燃料ポート内径 (H/D を変化させる)

(2) 酸化剤噴流が衝突する燃焼流れ場の解明

過去の研究により、燃焼ガスではなく酸化剤ガスが衝突する最上流前端面では、熱伝達において化学反応の影響が無視できず、対流熱伝達が支配的とは言えないことが明らかになっている。例えばレイノルズ数を一定に保ったまま燃焼室圧力を下げると、他の燃焼面ではふく射の影響が低下することにより燃料後退速度は微小に減少するが、最上流前端面だけはやや増大する。また、他の燃焼面では、同一レイノルズ数、相似流路形状でスケールが異なるモータ間で、対流熱伝達のスケール則が成り立つが、最上流前端面だけは成り立たず、化学反応の相似条件を追加するとスケール則が成り立つようになる。最上流前端面の燃料後退速度を予測するためには、化学反応の影響を明らかにする必要がある。

異なるスケール間で Re 数を等しくすることにより、図 5 に示すような流れ場の形状は相似形になる。更に化学反応速度と化学種流量との比を等しくすることにより、燃焼場の形状も相似形になる。燃料グレインとして用いられているポリエチレン燃料を試料とし、試料表面に酸素ガスを垂直に衝突させ、燃焼させる。衝突面近傍にはガス化した燃料と酸素ガスによる拡散火炎が形成される。実験データとして取得する項目は以下の通りである：

- CH 自発光領域の観察 (拡散火炎が存在する領域を特定する)
- 非接触音響パルス法による燃料後退量履歴の計測

上記測定項目について、下記項目を実験条件として変化させる：

- 酸素ガス流量、燃焼室圧力、噴流ノズル径 (噴流 Re 数を変化させる)
- 酸素ガス流速、雰囲気圧力 (Re 数を一定に保った上で、化学反応速度と化学種流量との比を変化させる)

(3) 最適グレイン形状を探索するアルゴリズムの開発

CAMUI ロケットの燃料グレインにおいては、縦に並べられた 6~10 個の燃料ブロックが同時に燃え進む。燃料の燃え残り量および O/F シフトによる比推力損失を最小にする燃料グレイン形状を探索する。最適グレイン形状を目指して調整するパラメータを図 6 に示す。評価関数は、得られる総力積 (燃焼室圧力履歴の積分値) である。探索方法として、探索空間を縮小に有効であると言われている遺伝的アルゴリズムを適用する。

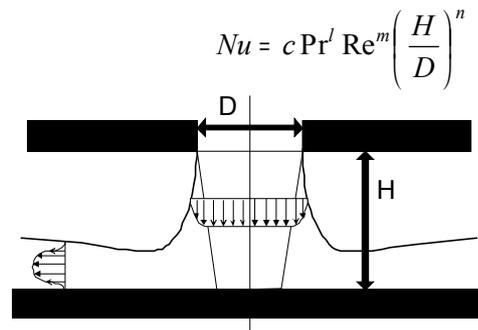


図 5 前端面の流れ場の様子

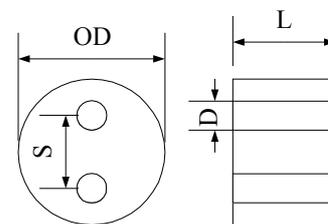
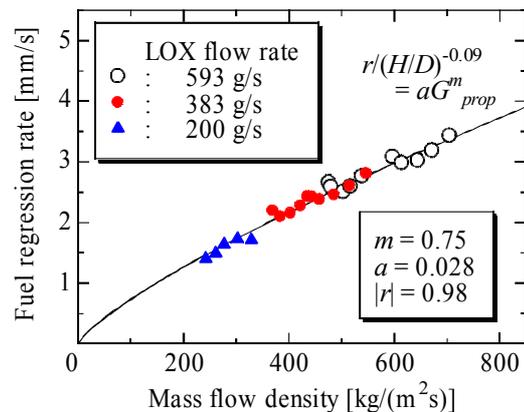
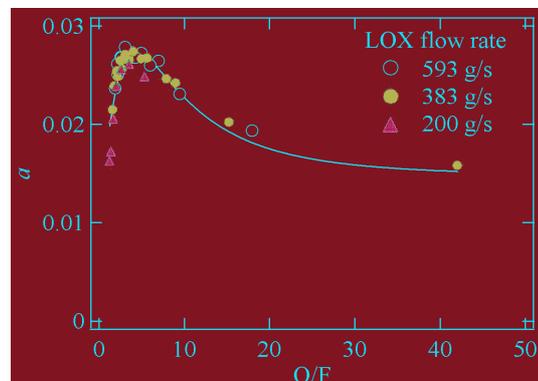


図 6 形状を決めるパラメータ



(a) 参照 O/F における後退速度と流量密度の関係



(b) 係数 a と局所 O/F の関係

図 7 前端面後退速度式における各係数の値

4. 研究成果

(1) 燃料後退速度定数 a の取得

各燃焼面における燃料後退速度式は図4のようになる。式中の m および n は流れ場の特性により決まり、燃料グレインを構成する全てのブロックで同一の値になる。 a は図7(b)に示すように局所 O/F の関数になる。図7(b)により各燃料ブロックの後退速度を参照 O/F の値に補正して最小二乗法を適用し、図7(a)のように m および n の値を求め、得られた値を用いて図7(b)を得る。これを収束するまで繰り返す。**2~3回の燃焼実験で全ての燃料ブロックの後退速度式を局所当量比の関数として得る手法を確立した**(H. Nagata, et al., 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, CL, AIAA-2011-6105, 2011.)。

(2) 酸化剤噴流が衝突する燃焼流れ場の解明

噴流衝突面で固体燃料と酸化剤噴流との拡散火炎が形成される基礎燃焼実験装置による燃焼実験を実施した。レイノルズ数を一定に保ったまま燃焼室圧力および酸化剤流速を変化させ、異なるスケール間で燃焼特性の比較を行った。図8に、酸化剤流速と燃料後退速度の関係を示す。SスケールとLスケールの相似比は2である。対流熱伝達が支配的であれば、同一レイノルズ数で燃料後退速度は一致するが、実際は酸化剤流速の上昇、すなわち燃焼室圧力の低下に従って、燃料後退速度は上昇している。化学反応の相似性は、相似な流路形状、同一レイノルズ数に加えて、ガス流速も一致させることにより得られる。Lスケールの燃料後退速度(白四角)をスケール比倍(すなわち2倍)すると、Sスケールの同一レイノルズ数の線上に一致する(黒四角)。すなわち、**実モータの最上流前端面における、燃焼室圧力の低下による燃料後退速度の上昇と、化学反応の相似性を追加することによる相似則の成立の両方とも、基礎燃焼実験により確認された**(永田, 他3名, 第49回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.248-249, 2011.)。

また、C2 発光バンドによる火炎形状の観察により、燃焼場のスケールと反応領域の相似性の関係を明らかにした。

同一レイノルズ数において、流速の増加(すなわち圧力の低下)はダムケラー数を低下させ、化学反応は不利になる。それにもかかわらず、燃料後退速度が増大するのは予想外の結果といえる。乱流高度の増大を疑って熱線風速計による流れ場の計測も実施したが、乱流強度はむしろ流速の増大に従って減少傾向であった。**提案者らが**

調べた限りにおいて、同一レイノルズ数において固体燃料淀み面の燃料後退速度と酸化剤流速(すなわち雰囲気圧力)の関係を調べた研究は過去に無く、このような興味深い知見が得られたのは初めてである。その後の研究により、吹き消えが起きる酸化剤流速まで実験を行い、燃料後退速度が増大する理由について有力な仮説が得られている。検証実験を終了後、論文に纏める計画である。

(3) 最適グレイン形状を探索するアルゴリズムの開発

CAMUI型ロケットの燃料グレインにおいては、縦に並べられた6~10個の燃料ブロックが同時に燃え進む。各燃料ブロックの軸方向厚さ、ポート間隔、およびポート径をパラメタとして、遺伝的アルゴリズム(GA)により燃料グレイン形状の最適解を得る手法を開発した(野原, 他3名, 日本機械学会論文集B編, Vol. 77, No. 777, pp.1249-258, 2011.)。燃料グレインの外径および総重量は一定とし、得られた総力積を推進剤総重量(液体酸素重量を含む)で除したものを評価関数として適合度を求めた。1世代の個体数は20とした。

図9に示すように、世代ごとの適合度の上昇は

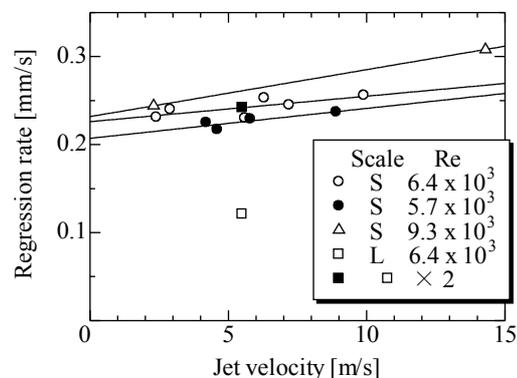


図8 酸化剤流速と燃料後退速度の関係

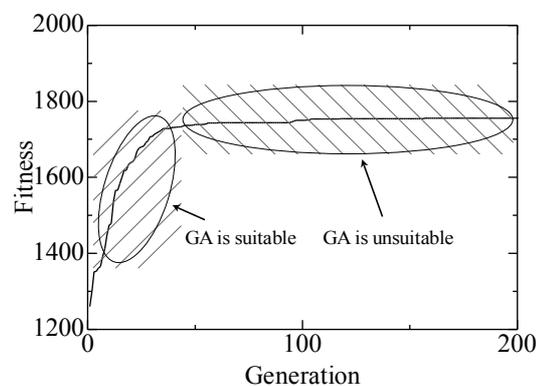


図9 世代による適合度の進展

初期において急速で、短時間で最適解近傍に到達した。一方、最適解近傍から最適解に到達するのは困難であった。すなわち、遺伝的アルゴリズムは、広大な探索空間から最適解を絞り込むのには有効であるが、最後に最適解に到達する際には他のアルゴリズムを採用するのが適切であるという結論が得られた。このような処理を施した結果、**O/F シフトによる比推力損失が5%以下、燃料の燃え残り割合を5%以下とする初期形状の探索に成功した。**

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 8 件)

1. T. Matsuoka, H. Nagata, Acta Astronautica, Vol. 68, pp.197-203, 2011 (査読有り).
2. 野原正寛, 金子雄大, 萩原俊輔, 永田晴紀, 日本機械学会論文集 B 編, Vol. 77, No. 777, pp.1249-1258, 2011 (査読有り).
3. 永田晴紀, 自動車技術, Vol. 65, No. 10, pp. 56-61, 2011 (依頼原稿, 査読無).
4. H. Nagata, T. Uematsu, K. Ito, Transactions of the Japanese Society for Artificial Intelligence, Aerospace Technology Japan, Volume 10, pp. To_1_1-To_1_5, 2012 (査読有).
5. Y. Kaneko, K. Kishida, N. Oshima, T. Nakashima, M. Wakita, T. Totani, H. Nagata, Journal of Space Engineering, Vol.3, No.1, pp.52-65, 2010 (査読有).
6. 岸田耕一, 金子雄大, 大島伸行, 永田晴紀, 日本機械学会論文集, B 編, 第 76 巻, 第 765 号, pp.789-794, 2010 (査読有).
7. H. Nagata, T. Uematsu, M. Ito, A. Kakikura, Y. Kaneko, K. Mori, N. Murai, T. Sato, R. Mitsuhashi, T. Totani, Transactions of the Japanese Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, Vol.7, No. ists26, pp. Tu_1-Tu_5, 2009 (査読有).
8. Y. Kaneko, M. Itoh, A. Kakikura, K. Mori, K. Uejima, T. Nakashima, M. Wakita, T. Totani, N. Oshima, H. Nagata, Transactions of the Japanese Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, Vol. 7, No. ists26, pp. Pa_77-Pa_80, 2009 (査読有).

[学会発表] (計 24 件)

1. 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講演論文集 (CD-ROM), STCP-2011-046, 2012.

2. 永田晴紀, 金子雄大, 脇田督司, 戸谷剛, 酸化剤噴流淀み点近傍におけるポリエチレン燃料の後退特性, 第 49 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.248-249, 2011.
3. 永田晴紀, 前田祐義, 鈴木恭兵, 五十地輝, 安中俊彦, 稲石卓也, 清尾陽平, 植松努, 推力 900N 級 CAMUI 型ハイブリッドロケットによる打上げ・海上回収実験, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演論文集 (CD-ROM), JSASS-2011-4462, 2011.
4. H. Nagata, S. Hagiwara, M. Nohara, M. Wakita, T. Totani, Effect of Reynolds Number on Regression Characteristics around Jet Stagnation Region, Proceedings of Eighth International Conference on Flow Dynamics, pp. 290-291, Sendai, November 9-11, 2011.
5. H. Nagata, S. Hagiwara, M. Nohara, M. Wakita, T. Totani, Optimal Fuel Grain Design Method for CAMUI Type Hybrid Rocket, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, CA, AIAA-2011-6105, 2011.
6. 野原正寛, 萩原俊輔, 金子雄大, 出雲弘一, 脇田督司, 戸谷剛, 永田晴紀, CAMUI 型固体燃料後退速度式の導出方法に関する検討, 2011 年度年次大会 (CD-ROM), S192013, 2011.
7. H. Nagata, T. Uematsu, K. Ito, CAMUI Type Hybrid Rocket as Small Scale Ballistic Flight Testbed, 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-o-1-12v, 2011.
8. H. NAGATA, "Recent research activities on hybrid rocket in Japan", Proceedings of the 2011 KSPE Spring Conference, pp.1-2, 2011. (招待講演)
9. 永田晴紀, 萩原俊輔, 野原正寛, 脇田督司, 戸谷剛, 植松努, CAMUI 型ハイブリッドロケットの燃料後退特性に及ぼすレイノルズ数の影響, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集 (CD-ROM), STCP-2010-028, 2011.
10. H. Nagata, M. Wakita, T. Totani, T. Uematsu, Development of 5000 N Thrust Class CAMUI Type Hybrid Rocket, Proceedings of Sixth International Conference on Flow Dynamics, pp. 188-189, Sendai, November 1-3, 2010.
11. 永田晴紀, 金子雄大, 萩原俊輔, 伊藤光紀, 脇田督司, 戸谷剛, CAMUI 型ハイブリッドロケ

- ット燃料の後退速度に及ぼす圧力の影響, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会 (CD-ROM), 2B15, 2010.
12. H. Nagata, CAMUI Type Hybrid Rocket as Non-Toxic Propellant Sounding Rocket, IAA 50th Anniversary Celebration Symposium on Global Climate Change "What Can We Do for Our Mother Earth?", pp. 177-181, 30-31 August 2010, Nagoya, Japan.
 13. H. Nagata, M. Wakita, T. Totani, T. Uematsu, K. Yonemoto, Development of 2500 N Class CAMUI Type Hybrid Rocket for Winged Flight Experiments, 61st International Astronautical Congress, IAC-10.C4.2.9, 2010.
 14. H. Nagata, A. Kakikura, M. Ito, Y. Kaneko, K. Mori, K. Ueshima, T. Uematsu, T. Totani, Regression Progress of Fuel Grain in CAMUI Type Hybrid Rocket Motor, International Space Conference of Pacific-basin Societies (ISCOPS), Montreal, Quebec, Canada, 2010.
 15. H. Nagata, S. Hagiwara, Y. Kaneko, M. Wakita, T. Totani, T. Uematsu, "Development of Regression Formulas for CAMUI Type Hybrid Rockets as Functions of Local O/F," 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, TN, AIAA 2010-7117, 25-28 July 2010.
 16. 萩原俊輔, 金子雄大, 野原正寛, 永田晴紀, 戸谷剛, 脇田督司, CAMUI 型固体燃料の燃料後退予測式取得方法に関する検討, 日本機械学会 2010 年度年次大会講演論文集, Vol.5, pp.367-368, 2010.
 17. 竹腰卓博, 佐藤峻哉, 田村正佳, 萩原俊輔, 松岡常吉, 脇田督司, 戸谷剛, 永田晴紀, 植松努, 小型 CAMUI 式ハイブリッドロケットの開発と運用, 日本機械学会 2010 年度年次大会講演論文集, Vol.5, pp.361-362, 2010.
 18. 永田晴紀, 無火薬式小型ロケットによる宇宙工学研究プロジェクトのロバスト化, 日本材料学会第 59 期学術講演会講演論文集, pp.219-220, 2010. (招待講演)
 19. 永田晴紀, 脇田督司, 戸谷剛, 植松努, 米本浩一, 小型有翼ロケット実験機用 2500N 級 CAMUI 型ハイブリッドロケットの開発, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集 (CD-ROM), STCP-2009-73, 2010.
 20. 飯島直純, 金子雄大, 脇田督司, 戸谷剛, 永田晴紀, ライデンフロスト温度以下に冷却された固体燃料の燃焼特性, 第 47 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.302-303, 2009.
 21. H. Nagata, K. Uejima, S. Hagiwara, M. Wakita, T. Totani, T. Uematsu, Effect of Local O/F on Regression Rate of Solid Fuels in CAMUI Hybrid Rocket Motor, Proceedings of Sixth International Conference on Flow Dynamics, pp.70-71, Sendai, November 4-6, 2009.
 22. 岸田耕一, 金子雄大, 大島伸行, 永田晴紀, CAMUI 型ハイブリッドロケット燃焼室内部の数値解析, 日本機械学会 2010 年度年次大会講演論文集, Vol.5, pp.-, 2009.
 23. K. Kishida, Y. Kaneko, N. Oshima, H. Nagata, "Numerical Study of CAMUI-Type Hybrid Rocket Combustor", AIAA-2009-5219, 45th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Denver, Colorado, Aug. 2-5, 2009.
 24. H. NAGATA, Scale Effect on the Solid Fuel Regression in CAMUI Hybrid Rocket Motor, Sixth International Symposium on Scale Modeling (ISSM-6), Kauai, Hawaii, September 13-16, 2009. (招待講演)
- [図書] (計 0 件)
- [産業財産権]
- 出願状況 (計 0 件)
- 取得状況 (計 0 件)
- [その他]
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
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