

科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和 5 年 5 月 19 日現在

機関番号：10101

研究種目：学術変革領域研究(B)

研究期間：2020～2022

課題番号：20H05747

研究課題名（和文）小型宇宙機に革新的軌道変換能力を与えるハイブリッドキックモータの開発

研究課題名（英文）Development of a Hybrid Kick Motor to Provide Innovative Orbit-Transfer Capabilities for Micro-Spaceprobes

研究代表者

永田 晴紀 (Nagata, Harunori)

北海道大学・工学研究院・教授

研究者番号：40281787

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 24,200,000円

研究成果の概要（和文）：本研究の目的は、静止トランスファー軌道まで相乗りし、近地点で1 km/s 前後の増速を与えて月、火星、金星等へ向かう超小型深宇宙探査機用のキックモータ（軌道変換用上段ロケット）を開発することである。このため、円筒およびCAMUI型の各形状での燃料後退速度式の取得（固体燃料形状設計の自在性の確保）、ノズル浸食を考慮に入れた最適設計手法の構築、およびノズル浸食を抑制する手法の開発を行った。燃料後退速度式を取得し、相乗りスペースと重量の拘束の元、獲得速度を最大化する解を探索し、酸化剤として亜酸化窒素を選択した。グラファイトノズルを液体酸化剤で冷却しながら燃焼実験を行い、ノズル浸食の抑制に成功した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究成果を事業化するため、北大発ベンチャー企業としてLetara（株）を2020年に起業し、2022年2月に最初の資金調達に成功した。本研究成果を事業化するため、北大発ベンチャー企業としてLetara（株）を2020年に起業し、2022年2月に最初の資金調達に成功した。本研究成果を事業化するため、北大発ベンチャー企業としてLetara（株）を2020年に起業し、2022年2月に最初の資金調達に成功した。本研究成果を事業化するため、北大発ベンチャー企業としてLetara（株）を2020年に起業し、2022年2月に最初の資金調達に成功した。

研究成果の概要（英文）：The purpose of this study is to develop a kick motor (upper stage rocket for orbit transfer) for share-riding micro space probes that will phase to a geostationary transfer orbit and then give an acceleration of about one km/s at perigee to go to the Moon, Mars, Venus, or other planets. For this purpose, we obtained fuel regression rate equations for cylindrical and CAMUI shapes (to ensure flexibility in designing solid fuel shapes), developed an optimal design method that considers nozzle erosion, and developed a method to suppress nozzle erosion. Static firing tests gave fuel regression rate equations, and an algorithm searched the solution that maximizes the velocity increment under the constraints of the envelope and weight for share-riding. As a result, we selected nitrous oxide as the liquid oxidizer. Combustion experiments with a graphite nozzle cooled by a liquid oxidizer revealed that regenerative cooling could suppress nozzle erosion.

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 小型相乗り宇宙機 軌道変換ロケット ノズル浸食

1. 研究開始当初の背景

我が国ははやぶさによる小惑星サンプルリタンの成功で世界をリードする成果を挙げたが、遠距離通信や重力天体への着陸等の基盤技術では依然として米国や欧州から大きく離されている。これは、深宇宙探査の技術実証やプロジェクトの機会が極めて少ないためである。深宇宙(月以遠)探査ミッションは10年間で1~2回しか実施されておらず、PDCAサイクルを一周させるのに10年前後を要する。予算が限られている中で深宇宙探査プロジェクトの機会を増やすために、低コスト化による機会創出が有効である。2014年度に、はやぶさ2の相乗りで打上げられた超小型深宇宙探査機プロキオンは、イオンスラスターの不具合から小惑星の接近観測は断念したものの、地球水素コロナの全体像撮像に成功する等、大きな科学的成果を挙げた。しかし、深宇宙に到達出来る相乗りの機会は深宇宙探査機の打上げ時に限られており、本質的に、深宇宙への相乗りは深宇宙探査の高頻度化に繋がらない。

小型深宇宙探査ミッションを従来のミッションよりも高頻度化する方法として、小型探査機にキックモータを搭載した上で、地球周回軌道までの相乗り機会を利用することが考えられる。低軌道から静止軌道への遷移軌道(GTO)は、一般的な地球周回軌道の中で最も深宇宙に近い。静止軌道から火星フライバイ軌道に遷移するには2.6 km/s 程度の速度増分が必要だが、GTOからタイミングを適切に選べば、近地点で1.2 km/s 程度の増速で火星まで到達できる。1.1 km/s で金星まで、0.7 km/s で月まで到達出来る(図1)。更に、米国を中心に月軌道プラットフォームゲートウェイ(GW)の建設が計画されているが、GWからであれば、0.7 km/s 程度の増速で火星到達が可能である。すなわち、1 km/s 前後の増速能力を与えることで、小型深宇宙探査機の打上げ機会は飛躍的に増大する。

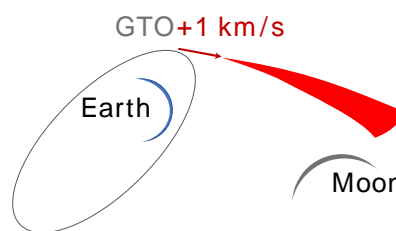


図1 GTO から深宇宙へ

2. 研究の目的

静止トランスファー軌道まで相乗りし、近地点で1 km/s 前後の増速を与えて月、火星、金星等へ向かう超小型深宇宙探査機用のキックモータ(軌道変換用上段ロケット)を開発する。実現の鍵は、安価という小型宇宙機の利点を毀損せず、相乗り可能(=安全)なキックモータの開発である。特別な管理コストが不要かつ安全な推進系としてハイブリッド式(固体燃料+液体酸化剤)を採用する。GTO から深宇宙へ向かうことを可能にすることにより、小型深宇宙探査機用の相乗りスロットを大幅に増やし、太陽系科学分野の発展に寄与する。

3. 研究の方法

キックモータは、小型深宇宙探査機に軌道選択の自在性を与えるための基盤技術である。相乗り容積が限られた小型深宇宙探査機用キックモータにハイブリッドロケットを適用するためには、下記課題を解決する必要がある:

- ・限られた容積で適切な長秒時燃焼履歴を実現する、固体燃料形状設計の自在性。
- ・長秒時燃焼において、ノズルスロット浸食を考慮した、ノズル形状の最適設計。
- ・長秒時燃焼において、ノズルスロット浸食を抑制する作動条件およびノズル材料。

それぞれの課題を以下の手法により解決する。

固体燃料形状設計の自在性: キックモータでは大推力を必要としない代わりに、モータのスケールに比較して長秒時の燃焼が要求される。一般的なハイブリッドロケットでは、図2(a)に示すように、円柱状固体燃料の軸方向にポートを設け、ポート内面を燃焼面とするが、要求される推力と燃焼継続時間から燃料形状はほぼ一意に決まり、限られた容積に収まるよう設計するのは困難である。本提案者らは、図2(b)に示すように、軸方向に2つのポートを設けた円柱状ブロックを積み重ねた形状の固体燃料を用いるCAMUI(縦列多段衝突噴流、Cascaded Multistage Impinging-jet)型ハイブリッドロケットで独自技術を有している。CAMUI型は段数や各燃料ブロックの軸長さ等で設計の自由度が高く、限られた容積に収めるための自在な形状設計が可能である。

ノズルスロット浸食を考慮した最適設計: ノズルスロットが浸食されるとノズル開口比(エンジンの圧縮比に相当するもの)が減少し、比推力が低下する。侵食の速度は燃料と酸化剤の比率(OF比)に強く依存しており、OF比を適切に設計することが肝要である。浸食速度をOF比、ノズル表面温度、および燃焼室圧力の関数として予測する式は構築し、OF比および燃焼室圧力の履歴を予測する。これらを用いて浸食履

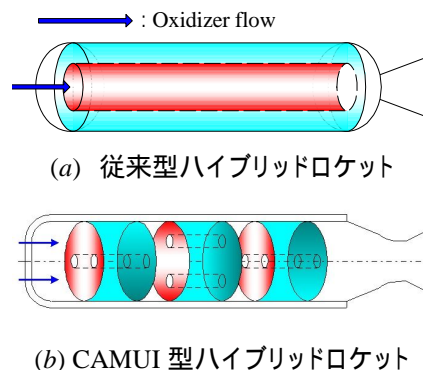


図2 燃料形状の比較

歴を予測し、獲得出来る速度を最大化するよう最適設計を行う。
ノズルスロート浸食を抑制する作動条件およびノズル材料：浸食速度を予測する式を用いて、浸食を抑制しながら高比推力を維持する作動履歴が得られる燃料形状を探索するプログラムが長秒時燃焼条件においても有効であることを確認する。併せて、浸食を抑制する技術（ノズル冷却）を開発する。

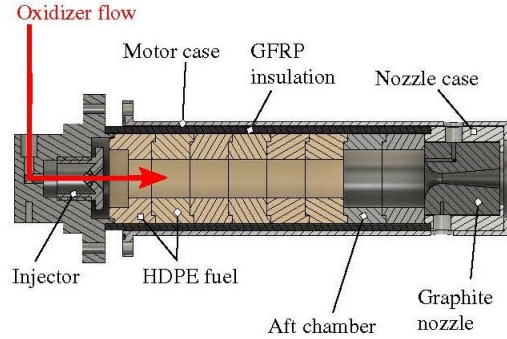


図3 試験モータ(円柱状燃料)^[1]

4. 研究成果

- (1) 亜酸化窒素を酸化剤とした燃料後退速度式の取得（固体燃料形状設計の自在性）：

酸化剤に亜酸化窒素を選択し、燃料は高密度ポリエチレンとして燃料後退速度式を取得するための地上燃焼実験を実施した。酸化剤に亜酸化窒素を選択した理由は4-2節で説明する。本キックモータの燃料には円筒形状とCAMUI型形状のいずれも使用する可能性が有るため、それぞれについてデータ取得を行った。最初に、円柱状燃料を用いて燃料後退速度データを取得した。使用した試験用モータを図3に示す。複数のブロックを組み合わせて円筒形状としている。これは、燃料の長さを変えるのが容易であることと、各ブロックの燃焼前後の質量を計測することで燃料消費量の軸方向分布を取得出来るためである。亜酸化窒素はアルゴンガスでの加圧により燃焼室に供給され、衝突型インジェクタにより霧化される。

燃料後退速度 \dot{r} [m/s] は、次式のようにポートを流れる酸化剤の流量密度 G [kg/m²/s] の関数と考えるのが一般的である。

Model 1: $\dot{r} = aG^n$ (1)

a および n は実験的に定まる定数である。輻射加熱の影響を無視出来ない場合、燃料後退速度は燃焼室圧力にも依存する^[2]。これを考慮し、 P を燃焼室圧力として以下の2式を検討した。

Model 2: $\dot{r} = aG^n P^m$ (2) Model 3: $\dot{r} = aG^n P^m$ where $m = A\phi^B$ (3)

m は(2)式では定数だが、(3)式では等量比 ϕ の関数 (A および B は実験的に定まる定数) である。(3)式は、酸化剤過剰な領域ではすすの生成が抑制され、輻射加熱が弱まる効果を考慮したものである。

モデル1、2、および3により最小二乗法で定数を定めた結果の回帰度を、図4、5、および6にそれぞれ示す。横軸は得られたモデル式により算出された燃料後退量、縦軸は実験的に得られた燃料後退量である。29回の燃焼実験を実施したが、うち13回は酸化剤流量の精度を評価出来なかったため、残る16回のデータから回帰計算を行い、各定数を定めた。図には回帰計算に使用しなかった13回のデータも白丸で示している。モデル1では±10%の範囲から外れたプロットが多く、燃料後退速度の精度が低いことが判る。対してモデル2および3ではほとんどのプロットが±10%の範囲内である。以上の結果から、本研究で採用した推進剤の組合せでは燃料後退速度に圧力が及ぼす影響は無視できない事が判る。表1は得ら

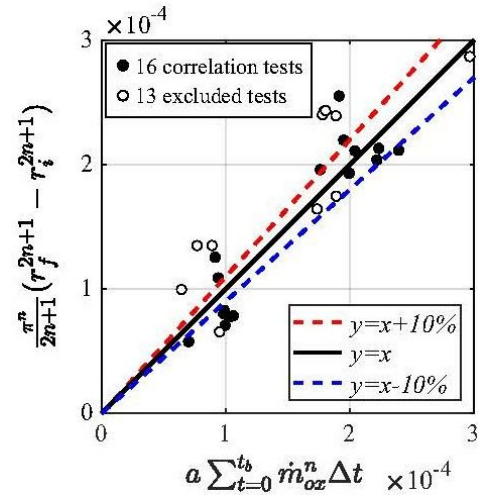


図4 Model 1 の回帰度^[1]

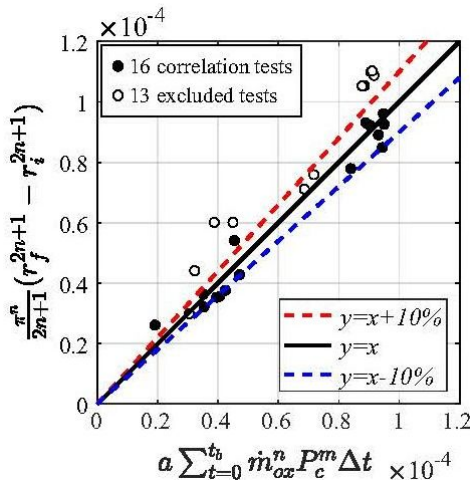


図5 Model 2 の回帰度^[1]

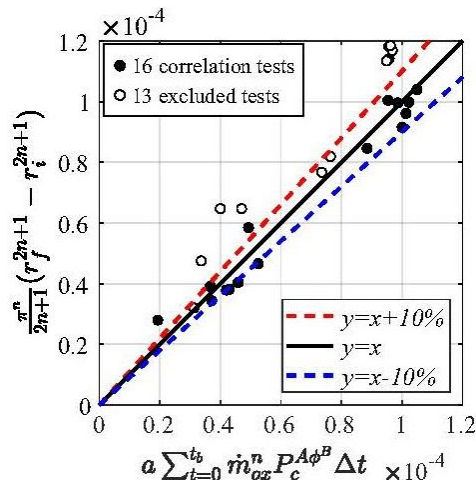


図6 Model 3 の回帰度^[1]

表 1 各モデルにより得られた後退速度式

Model name	Model formula	Coefficient of determination
Model 1 (16 tests) Time-averaged method	$\dot{r} = 0.0163G_{ox}^{0.74}$	$R^2 = 0.43$
Model 1 (16 tests) Time-integral method	$\dot{r} = 0.0763G_{ox}^{0.42}$	$R^2 = 0.85$
Model 2 (16 tests) Time-integral method	$\dot{r} = 0.0308G_{ox}^{0.53} P_c^{0.43}$	$R^2 = 0.95$
Model 3 (16 tests) Time-integral method	$\dot{r} = 0.0298G_{ox}^{0.52} P_c^m$ $m = 0.52\phi^{-0.14}$	$R^2 = 0.95$

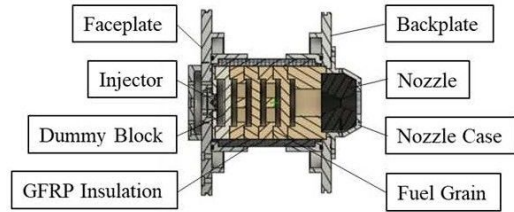


図 7 燃焼実験用モータ^[3]

回帰度が 0.85 に対して、モデル 2 および 3 では 0.95 と改善されている。ただし、モデル 2 と 3 では回帰度に差が無く、等量比がすす濃度に及ぼす影響を考慮しても精度はこれ以上改善されなかった。

燃料後退速度式の取得を CAMUI 型燃料形状についても実施した。燃焼実験用モータを図 7 に示す。酸化剤インジェクタおよびグラファイトノズルは円筒形燃料実験で用いたものと同じである。GFRP 製の筒に燃料グレインを挿入し、前後を塞いだ Faceplate と Backplate をネジで締結する。これにより、燃料の段数および長さを自由に変更出来る。

CAMUI 型燃料ブロックの燃焼面を前端面、ポート内壁、および後端面の 3 つに分け、それぞれに対して燃料後退速度式を取得する。代表的な燃焼面として前端面に関して以下に説明する。その他の燃焼面については Nobuhara et al.[3]を参照されたい。前端面の燃料後退速度式は次式で表される。

$$\dot{r} = a(O/F)G^n \quad (4)$$

ここで、 G は直上流燃料ブロックポート内の流量密度である。従来型ハイブリッドロケットでは a は定数であるが、CAMUI 型では局所 O/F の関数となる[4]。この関数を以下のように置き、

$$a(O/F) = w_1 \left(\frac{O}{F}\right)^{w_2} \exp(-w_3(O/F)) \quad (5)$$

定数 w_1 、 w_2 、および w_3 を最小二乗法により求める。得られた結果を図 8 に示す。 a が局所 O/F に依存するのは燃焼ガスの温度が局所 O/F により決まるためだと思われる。断熱火炎温度が最大となる局所 O/F よりもやや燃料過剰側で a が最大となっている。この理由は明らかではないが、ふく射の影響、もしくは燃料のガス化から燃焼完了までの時間遅れの影響と考えている。

(2) ノズルスロート浸食を考慮した最適設計手法の構築：

得られた燃料後退速度式とノズルスロート浸食速度式を用いることで、任意の条件(燃料形状、ノズルスロート径、開口比、および酸化剤流量履歴)でハイブリッドロケットの作動履歴を予測出来るようになった。相乗り宇宙機に与えられた搭載エンベロープの制限の中で、最大の速度増分を与える設計を探索する。酸化剤は液体酸素、亜酸化窒素、過酸化水素水(濃度 85%)、および四酸化二窒素の 4 種類を検討した。各構成品の質量見積り方法等の詳細については Kamps,

れた各後退速度式および各モデルの回帰度を一覽に纏めたものである。モデル 1 の

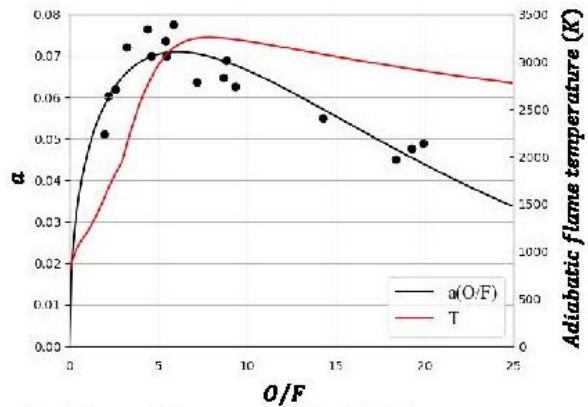


図 8 燃料後退速度係数および断熱火炎温度^[3]

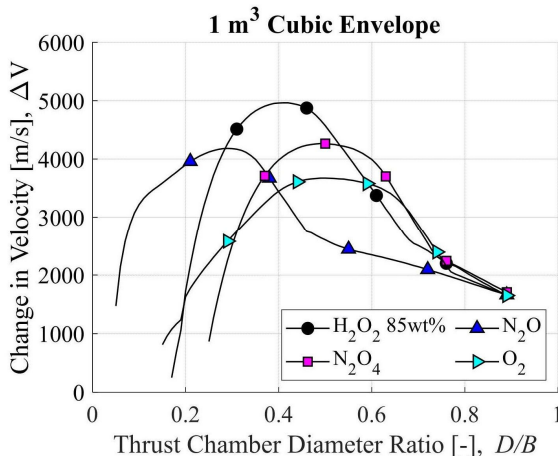


図 9 1 m³ で得られる速度増分^[5]

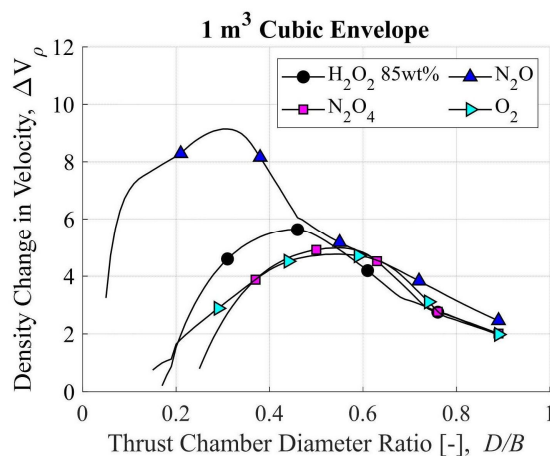


図 10 1 m³ で得られる密度あたり速度増分^[5]

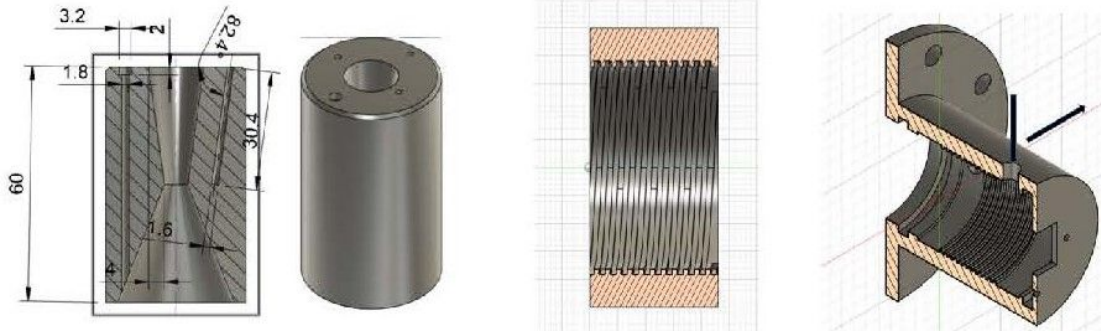


図 11 再生冷却グラファイトノズル^[6]

et al.[5]を参照されたい。

相乗り宇宙機の搭載エンベロープが 1 m 立方の場合に得られる速度増分の最大値を図 9 に示す。燃料形状を円筒形とし、横軸に燃焼室の長さと同径の比をとる。横軸は O/F を代表すると考えて良い。過酸化水素水を酸化剤とした時、得られる速度増分が最大となる。ただし、相乗り宇宙機には搭載エンベロープに加えて質量にも制限があることに注意が必要である。これを考慮に加えるため、得られた速度増分を宇宙機の密度(宇宙機の総重量を宇宙機の体積で除したもので除したもので評価することとした。その結果を図 19 に示す。質量の制限も考慮した場合に最も有利になる酸化剤は亜酸化窒素であることが判る。以上の結果から、本研究で開発する相乗り小型宇宙機用キックモータの酸化剤には亜酸化窒素を採用することとした。

(3) ノズルスロット浸食の抑制

過去の研究により、ノズル内壁の温度を約 1500 K 以下に保つことが出来れば、ノズル浸食を抑制出来ることが明らかになっている[7]。そこで、搭載した液体酸化剤によりグラファイトノズルを再生冷却することを考えた。用いたノズルの形状を図 12 に示す。ノズルケースの内壁に螺旋状の流路を設け、液体酸化剤を流すことで冷却する。再生冷却によりノズル浸食を抑制することが可能か否かを確認するため、液体酸素を酸化剤とする燃焼実験を行った。ノズル冷却により液体酸素はガス化し、燃焼室に供給される。ノズルには温度計測用の熱電対が深さを変えて 3 箇所埋め込まれており、これらの履歴からノズル内壁温度の履歴を算出する。燃焼中に得られたノズル温度の履歴を図 13 に示す。横軸は時間、縦軸は温度で、破線が、ノズル内壁表面温度の履歴を算出したものである。内壁表面温度は 800 K 程度で定常に達しており、再生冷却により温度上昇が抑制されていることが判る。実験後にノズルスロット内径を計測した結果、過去にノズル浸食が起きた条件で燃焼しているにも関わらず、ノズル浸食は計測されなかった。これにより、グラファイトノズルを再生冷却することでノズル浸食を抑制出来ることを実験的に示すことに成功した。

参考文献

- [1] Ito, S., Kamps, L., and Nagata, H., *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 37, No. 2, 2020, pp. 342–348. <https://doi.org/10.2514/1.B.37875>.
- [2] Carmicino, C., and Sorge, A. R., *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, 2005, pp. 606–612.
- [3] Nobuhara, Y., Kamps, L. T., and Nagata, H. Fuel Regression Characteristics of CAMUI Type Hybrid Rocket Using Nitrous Oxide. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021.
- [4] Nagata, H., Shunsuke, H., Kaneko, Y., Wakita, M., Totani, T., and Uematsu, T. Development of Regression Formulas for CAMUI Type Hybrid Rockets as Functions of Local O/F. In *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [5] Kamps, L., Hirai, S., and Nagata, H., *Aerospace*, Vol. 8, No. 9, 2021, p. 253.
- [6] Kojima, H., Kamps, L. T., Nobuhara, Y., Gallo, G., and Nagata, H. Regenerative Cooling of Graphite Nozzles for Throat Erosion Suppression. In *AIAA SCITECH 2023 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023.
- [7] Kamps, L., Hirai, S., Sakurai, K., Viscor, T., Saito, Y., Guan, R., Isochi, H., Adachi, N., Itoh, M., and Nagata, H., *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 36, No. 3, 2020, pp. 423–434.

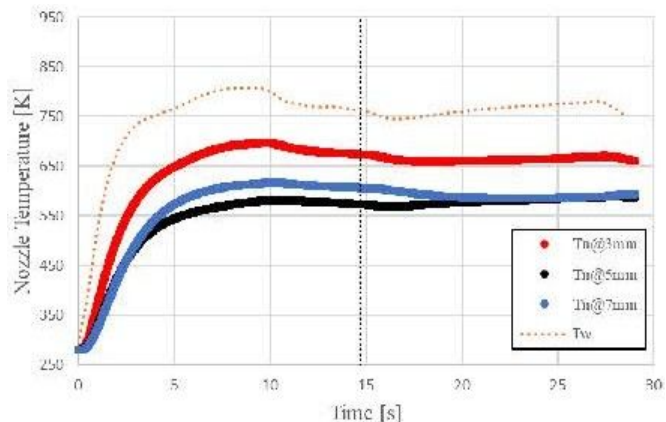


図 12 ノズル温度の履歴^[6]

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計15件（うち査読付論文 14件／うち国際共著 3件／うちオープンアクセス 2件）

1. 著者名 Gallo Giuseppe, Kamps Landon, Hirai Shota, Carmicino Carmine, Nagata Harunori	4. 巻 -
2. 論文標題 One-dimensional modelling of the nozzle cooling with cryogenic oxygen flowing through helical channels in a hybrid rocket	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Acta Astronautica	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1016/j.actaastro.2023.05.013	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 該当する
1. 著者名 Kojima Hiroki, Kamps Landon T., Nobuhara Yuki, Gallo Giuseppe, Nagata Harunori	4. 巻 -
2. 論文標題 Regenerative Cooling of Graphite Nozzles for Throat Erosion Suppression	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 AIAA SCITECH 2023 Forum	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/6.2023-1830	査読の有無 無
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -
1. 著者名 Gallo Giuseppe, Kamps Landon T., Hirai Shota, Carmicino Carmine, Nagata Harunori	4. 巻 -
2. 論文標題 Numerical Model for the Prediction of the Regression Rate in Hybrid Rocket Kick-Motors Working with Nitrous Oxide	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 AIAA SCITECH 2023 Forum	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/6.2023-2348	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 該当する
1. 著者名 Okuda Ryota, Komizu Kodai, Tsuji Ayumu, Miwa Takumi, Fukada Mai, Yokobori Shuichi, Soeda Kentaro, Kamps Landon, Nagata Harunori	4. 巻 38
2. 論文標題 Fuel Regression Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket Using Nitrous Oxide	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 759 ~ 770
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.B38318	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Bianchi Daniele, Migliorino Mario Tindaro, Rotondi Marco, Kamps Landon, Nagata Harunori	4. 巻 38
2. 論文標題 Numerical Analysis of Nozzle Erosion in Hybrid Rockets and Comparison with Experiments	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 389 ~ 409
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B38547	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 該当する

1. 著者名 Kojima Hiroki, Kamps Landon T., Nobuhara Yuki, Nagata Harunori, Valembos Thomas, Cottenot Camille	4. 巻 -
2. 論文標題 Progress Towards Graphite Nozzle Cooling for Throat Erosion Suppression	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 AIAA AVIATION 2022 Forum	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/6.2022-3859	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Hirai Shota, Leung Yownin A., Kamps Landon T., Nagata Harunori	4. 巻 -
2. 論文標題 Safe and Low Voltage Rocket Ignition System using electrically conductive plastics	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 AIAA AVIATION 2022 Forum	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/6.2022-3860	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Kamps Landon, Hirai Shota, Nagata Harunori	4. 巻 8
2. 論文標題 Hybrid Rockets as Post-Boost Stages and Kick Motors	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Aerospace	6. 最初と最後の頁 253 ~ 253
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.3390/aerospace8090253	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Viscor Tor, Kamps Landon, Yonekura Kazuo, Isochi Hikaru, Nagata Harunori	4. 巻 9
2. 論文標題 Large-Scale CAMUI Type Hybrid Rocket Motor Scaling, Modeling, and Test Results	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Aerospace	6. 最初と最後の頁 1~1
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.3390/aerospace9010001	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている (また、その予定である)	国際共著 -

1. 著者名 Viscor Tor, Isochi Hikaru, Adachi Naoto, Nagata Harunori	4. 巻 8
2. 論文標題 Burn Time Correction of Start-Up Transients for CAMUI Type Hybrid Rocket Engine	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Aerospace	6. 最初と最後の頁 385 ~ 385
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.3390/aerospace8120385	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている (また、その予定である)	国際共著 -

1. 著者名 Hirai Shota, Kamps Landon T., Nagata Harunori	4. 巻 -
2. 論文標題 Development of safe, low-cost, re-ignitable rocket ignition system	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 AIAA Propulsion and Energy Forum	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/6.2021-3509	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Takada Yusuke, Iwanaga Kodai, Inoue Hajime, Inoue Shota, Wakita Masashi, Kamps Landon T., Sahara Hironori, Iizuka Toshiaki, Nagata Harunori	4. 巻 -
2. 論文標題 Ignition and flame-holding characteristics of 60wt% hydrogen peroxide in a CAMUI-type hybrid rocket fuel	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 AIAA Propulsion and Energy Forum	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/6.2021-3511	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Inoue Hajime, Kamps Landon T., Cadou Christopher P., Inoue Shota, Takada Yusuke, Nobuhara Yuki, Nagata Harunori	4. 巻 -
2. 論文標題 Experimental Investigation of N2O/GOX Compounds as Hybrid Rocket Oxidizers	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 AIAA Propulsion and Energy Forum	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/6.2021-3520	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Nobuhara Yuki, Kamps Landon T., Nagata Harunori	4. 巻 -
2. 論文標題 Fuel Regression Characteristics of CAMUI type Hybrid Rocket Using Nitrous Oxide	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 AIAA Propulsion and Energy Forum	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/6.2021-3521	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Ito, S., Kamps, L., and Nagata, H.	4. 巻 37
2. 論文標題 Fuel Regression Characteristics in Hybrid Rockets Using Nitrous Oxide/High-Density Polyethylene	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 342, 348
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B37875	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計9件 (うち招待講演 0件 / うち国際学会 0件)

1. 発表者名 糸魚川 大和, 平井 翔太, 津地 歩, 金井 竜一郎, ケンプス ランドン, 永田 晴紀
2. 発表標題 エタノール/LOXを用いた液体ロケットにおけるグラファイト製ノズルスロートの浸食解析
3. 学会等名 日本機械学会年次大会2022
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 ケンプス, ランドン, 平井, 翔大, 永田, 晴紀
2. 発表標題 観測ロケットS-520を用いた宇宙環境下でのハイブリッドキックモータ実験の提案
3. 学会等名 観測ロケットシンポジウム2021
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 中嶋大, 江副祐一郎, 船瀬龍, 永田晴紀, 三好由純, 萩野浩一, 沼澤正樹, 石川久美, 三石郁之, KAMPS L., 川端洋輔, 布施綾太, 米山友景, 中島晋太郎, 上野宗孝, 山崎敦, 長谷川洋, 三田信, 藤本正樹, 川勝康弘, 岩田隆浩, 平賀純子, 満田和久, 小泉宏之, 笠原慧, 佐原宏典, 金森義明, 森下浩平
2. 発表標題 エタノール/LOXを用いた液体ロケットにおけるグラファイト製ノズルスロートの浸食解析
3. 学会等名 日本機械学会年次大会2022
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 平井翔大, KAMPS Landon, 永田晴紀
2. 発表標題 小型相乗り宇宙機用ハイブリッドキックモーターの開発状況
3. 学会等名 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 友永優太, 戸谷剛, 永田晴紀
2. 発表標題 ハイブリッドキックモータを搭載する超小型深宇宙探査機の熱設計
3. 学会等名 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 井上翔太, KAMPS Landon, 平井翔大, 高田裕亮, 深田真衣, LEUNG Yownin Albert, 永田晴紀
2. 発表標題 ハイブリッドロケット技術を応用したロケット用再点火装置内部の可視化および燃焼形態の解明
3. 学会等名 第59回燃焼シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 ケンプス ランドン, 影山 理沙, 脇田 督田, 永田 晴紀
2. 発表標題 超小型宇宙機用ハイブリッドロケット推進機の開発
3. 学会等名 日本機械学会年次大会2020
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 奥田 晃崇, Landon Kamps, 伊藤 聖司, 影山 理沙, Tor Viscor, 井上 翔太, 池田 華子, 高田 祐亮, 脇田 督司, 永田 晴紀
2. 発表標題 ハイブリッドロケットの軸方向後燃料退速度に関する3Dスキャナを用いた研究
3. 学会等名 第58回燃焼シンポジウム
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 池田 華子, ランドン ケンプス, 永田 晴紀
2. 発表標題 ハイブリッドロケットの点火器に関する研究
3. 学会等名 第58回燃焼シンポジウム
4. 発表年 2020年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究 分担者	K A M P S L A N D O N (Kamps Landon) (70869502)	北海道大学・工学研究院・特任助教 (10101)	
研究 分担者	脇田 督司 (Wakita Masashi) (80451441)	北海道大学・工学研究院・助教 (10101)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関		
イタリア	University of Rome "La Sapienza"		