

令和元年6月11日現在

機関番号：82645

研究種目：挑戦的研究（萌芽）

研究期間：2017～2018

課題番号：17K18943

研究課題名（和文）小型宇宙機向け超臨界スラスタシステムの構築

研究課題名（英文）Development of the N2O supercritical propulsion system for small spacecrafts

研究代表者

松本 純（Matsumoto, Jun）

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究開発員

研究者番号：60791887

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 5,000,000円

研究成果の概要（和文）：亜酸化窒素を推進剤として用いる超臨界スラスタの研究開発として、液体亜酸化窒素の連続安定ガス化システム及び触媒による亜酸化窒素分解システムの構築を行い、その成立性を実験的に示した。また、それらの実験を通じて、本スラスタシステムのサイズ、必要電力、性能、運用制約等のリソースについても値を見積もることができた。これらは、本研究が掲げた「安全で・比推力が高く・連続噴射可能で・低コストな」スラスタシステムの構築実現に直接的に寄与する成果である。

研究成果の学術的意義や社会的意義

通常、発電所で使用される超臨界遷移熱サイクルを宇宙分野に適用し、推進剤の相変化効率向上に寄与させた。また、亜酸化窒素分解による温度上昇に起因した触媒失活を防ぐため、運用（流量）制約を特定した。以上を合わせて、スラスタ「システム」を組み上げたことが、本研究の大きな学術的意義である。

研究成果の概要（英文）：A new propulsion system using the nitrous oxide has been developed. In this study, a gas generator and a gas decomposition system using the catalyst were tested to verify the system feasibility. By these experiments, it becomes possible to estimate several specifications such as size, power, thrust, Isp and operational restrictions. These results contribute to realize the new propulsion system which is safe to use and has the continuous thrusting mode with high Isp.

研究分野：宇宙工学

キーワード：宇宙工学 人工衛星 スラスタ 亜酸化窒素 超臨界

1. 研究開始当初の背景

近年、各種宇宙機関・大学・民間企業により、打ち上げロケットの余剰能力を活用した小型宇宙機(図 1 に一例を示す)が頻りに打ち上げられるようになった。このような小型機は、低コスト・短期間で数多くの打ち上げが可能であるため、単一の理学観測に特化したミッションや、複数機を連携させるコンステレーション・ミッションに適している。ただし、質量・体積リソース上、多くの小型機には推進システムが搭載

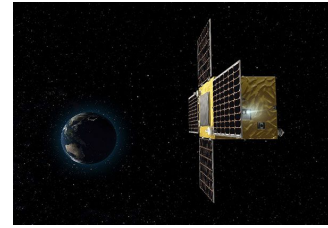


図 1 PROCYON

されていないため、実現可能なミッションが主宇宙機の投入軌道に支配されているのが現状である。この制約が解消されれば、すなわち小型機に大きな軌道変更能力を付与できれば、実現可能なミッションの幅を押し広げることが可能となる。

2. 研究の目的

本研究の目的は、宇宙科学研究の遂行に強力な手段を提供するために、小型宇宙機へ、「安全で・Isp が高く・連続噴射が可能で・低コストな」超臨界スラスタを開発することである。

本研究では、小型機に搭載可能であり、高い Isp を持ち、連続噴射可能で、低コストな超臨界スラスタの開発を行う。本スラスタに適用されているアイデアは、以下の 3 点である。

(1) 推進剤を液体で保持する：推進システム全体の体積を削減するため、推進剤を、体積が小さな液体状態で保持する(気液平衡スラスタからの発展)。

(2) 超臨界遷移を利用したガス化の効率化：液体推進剤は、ヒーターによりガス化してスラスタ駆動源とする。この熱交換効率を高め、必要電力を大幅に削減するために、沸騰を伴わない熱サイクル(超臨界遷移)を使用する(図 2)。これにより、連続的にドライガスを生成可能となる。

(3) 亜酸化窒素(無毒)の使用：液体推進剤として、Green Propellant である亜酸化窒素(N_2O)を採用する。この N_2O は、ガス状態で触媒(パラジウム)を通すと、自己分解して大量のエネルギーを発生させる。このエネルギーをそのまま推進力として使用し、高 Isp スラスタとして機能させる。

図 3 にフライトシステムのコンセプト図を示す。本システムでは、Charger と呼ぶピストン付き昇圧器により、液体推進剤を臨界圧以上まで加圧する。この状態から超臨界遷移によりガス化した推進剤は、(a) Charger に戻して液体推進剤を加圧 (b) 触媒を通して軌道変更用スラスタとして機能 (c) 触媒を通さず姿勢制御用スラスタとして機能 という 3 種の使い方をする。特に(a)については、加圧ガスとして自らが生成したガスを利用する(閉ループ構造)ため、システム全体をコンパクトにすることが可能になる。この方式をとることで、1 液スラスタに近い性能(触媒を通した場合、Isp ~ 140sec を実現)を持ち、かつ小型なスラスタを実現可能である。

本研究では、この超臨界スラスタのシステムを組み上げ、試験を行うことで、本システムの原理確認及び性能評価を実施する。その後、システム最適化を行い、宇宙機設計に必要な重量・体積・必要電力・性能(主に推力と Isp)・運用制約を含んだ推進システム諸元を提示する。

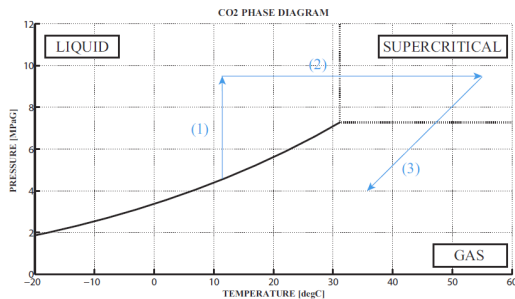


図2 状態遷移図
(蒸気圧曲線をまたがない)

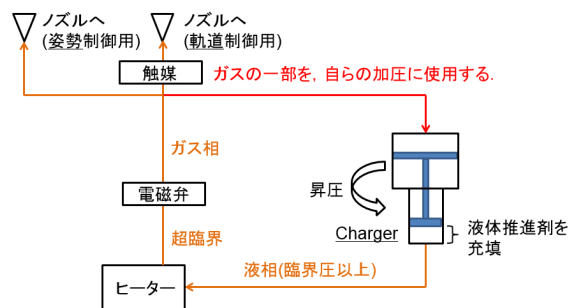


図3 フライトシステム

3. 研究の方法

2年間の研究期間で、図4に示すような取り組みを行う。本研究では、実験を基礎としたアプローチを行う。

4. 研究成果

4.1 連続ガス化システム

超臨界スラスタシステムの成立性を確認するため、 N_2O の連続ガス化試験を行った。本システムでは、ヒーター制御及び圧力制御を行う。本試験では、ヒーター制御として、ヒーター表面温度 T_s を一定に保つように、ヒーター電流のON/OFF制御 (1 Hz)を行った。また、ガス側圧力を保つように制御弁のON/OFF制御 (10 Hz)を行った。

連続推力発生状態を模擬するため、試験中、スラスタ模擬弁は、常に開状態とした。図5に試験セットアップを、表1、図6に代表的な試験条件とその結果を示す。図6上の圧力履歴では、圧力フィードバック制御が正しく機能し、ガス側の圧力を維持できていることが確認できる。これは、連続的なガス N_2O の生成が可能であることを示している。また、図6下の温度履歴では、温度フィードバック制御が正しく機能し、ヒーター温度が維持できていること、そしてヒーターにより N_2O 温度 (T_2) が上昇していることが確認できた。

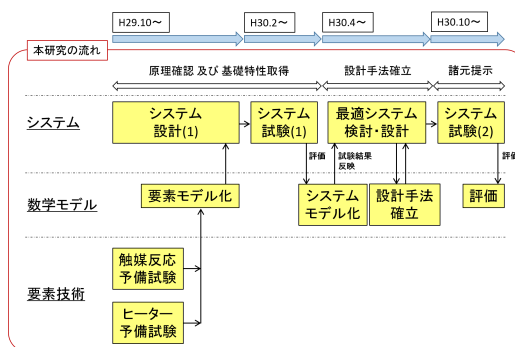


図4 本研究での実施事項

4.2 触媒分解システム

続いて、 N_2O の触媒を用いた分解試験を行った。図7に本試験で使用した供試体・触媒を、図8に試験結果の一例を示す。本試験における推力は41 mN, 質量流量は44 mg/sec, Ispは95 secであった。試験データが示すように、試験開始から定常状態に落ち着くまでの時間は約500 secである。過渡状態の時間が長い、「小さい推力を長時間発生させつづけ、軌道変換を行う」というコンセプトを考慮すると、大きな問題にはならない。定常状態におけるチャンバ外壁温度 (T_{c2}) は約600 であり、これはチャンバ表面が赤く見えている箇所に対応する。一方で、本ケースにおける推定チャンバ内部温度は447 であった。この差異は、 N_2O が分解反応している位置に関係する。すなわち、 N_2O の分解反応がチャンバ上流で起きていて、そこからノズルに達するまでの区間で分解後のガスが冷えている、ということである。ノズルに達するまでの温度低下がIspの低下に直結するため、スラスタ性能向上のためには、 N_2O 分解反応位置を下流に動かすことが必要である。

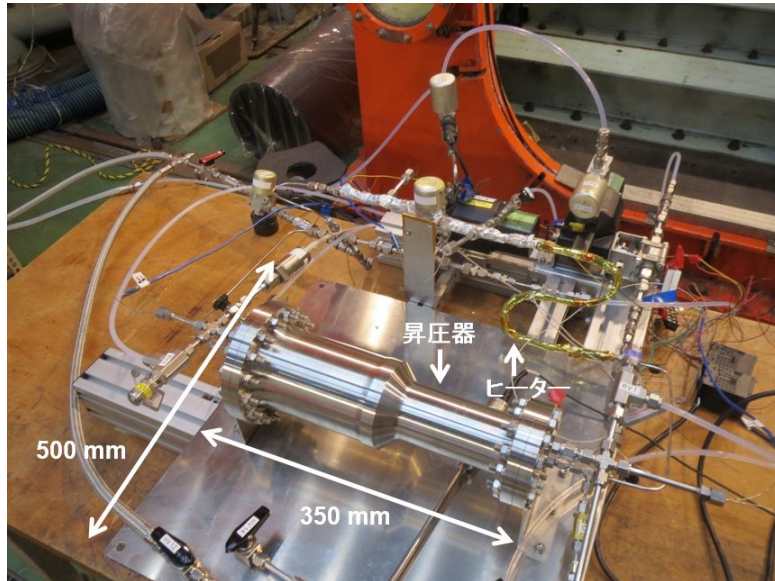


図 5 N₂O 連続ガス化試験 セットアップ

表 1 N₂O 連続ガス化試験 代表的な試験条件

液体側 設定圧力 [MPaG]	3.2
ガス側 設定圧力 [MPaG]	8.6
ヒーター長さ [mm]	500
ヒーター温度調整器 設定温度 [degC]	125
ヒーター電力 [W]	80

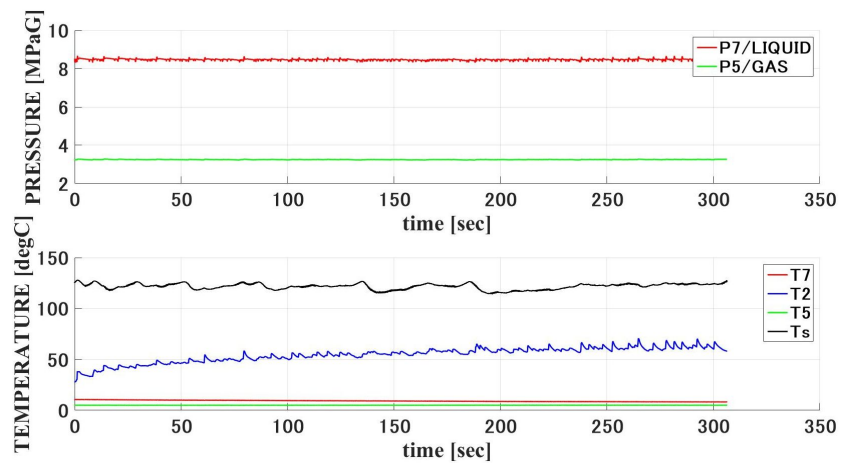


図 6 N₂O 連続ガス化試験 試験結果例

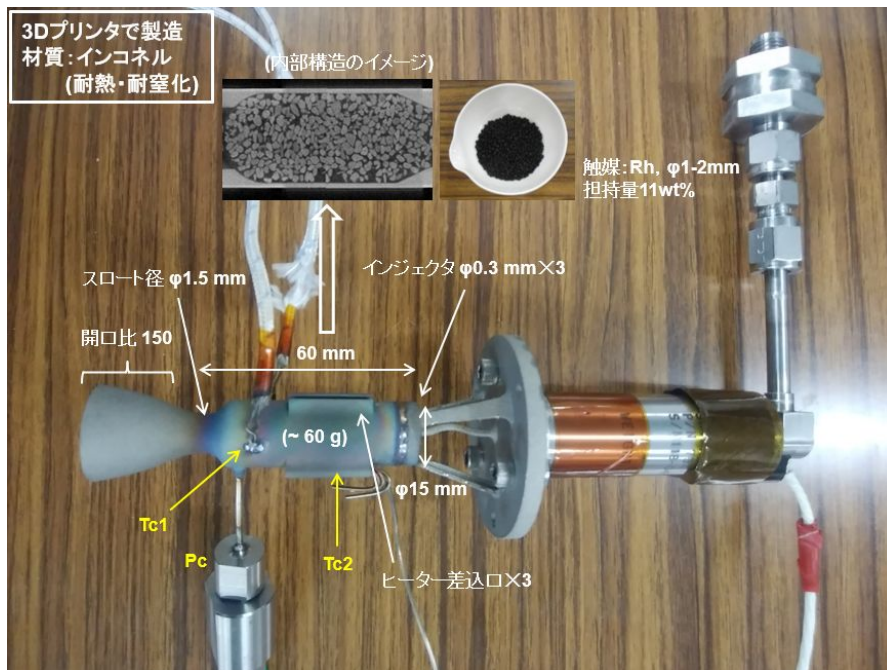


図 7 N₂O 分解反応試験 供試体

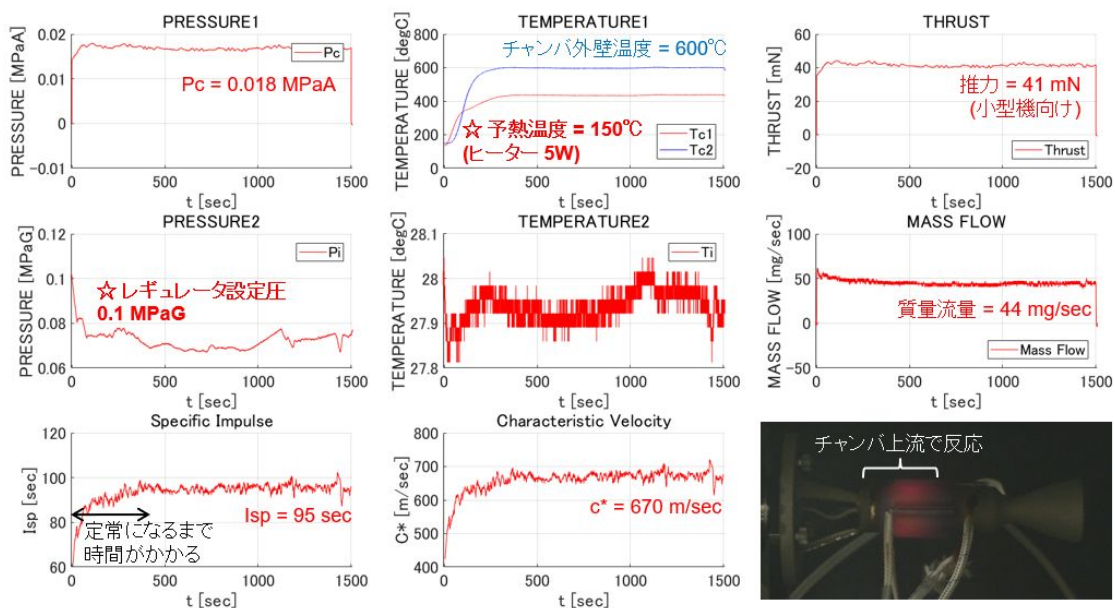


図 8 触媒分解試験 試験結果例

4.3 まとめ

その他の事項を含め、本試験では以下の結果が得られた。

- (1) 連続ガス化試験により、所望の流量のガス N₂O を製造できることが確認された。
- (2) 3D プリンタにより、触媒を保持するチャンバ(インコネル製)が製造できた。
- (3) ロジウム触媒、イリジウム触媒いずれも、N₂O を分解させることができた。
- (4) 流量を大きくすると、チャンバ内部温度が上昇し、結果として Isp が向上する。その具体的な数値を取得できた。
- (5) チャンバ内部温度を上げすぎると、触媒が劣化し、その機能を喪失する。その限界点を取得できた。
- (6) N₂O 分解反応に関する知見を得ることができた。
- (7) 各システムのサイズ・必要電力と、達成できる性能の範囲と、実用上の運用制約が、実験的に確定できた。

5 . 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 0 件)

〔学会発表〕(計 3 件)

[1] J. Matsumoto, R. Koyama, S. Okaya, H. Igoh and J. Kawaguchi , Experimental Results of the Supercritical-Thruster using N2O , 27th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics , 2017.

[2] 松本純, 小山凌大, 岡屋俊一, 猪合拓志, 川口淳一郎, N2O を推進剤とする小型宇宙機向け超臨界スラスタの開発状況, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017 .

[3] 松本純, 池田博英, 大橋郁, 川口淳一郎, 亜酸化窒素を用いた 1 液式スラスタの性能評価, 第 59 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019 .

〔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〕

ホームページ等 : 無し

6 . 研究組織

(1)研究分担者 : 無し

(2)研究協力者 : 無し

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。