

令和 3 年 6 月 3 日現在

機関番号：13901

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2019～2020

課題番号：19K23486

研究課題名（和文）超音速大気の運動エネルギーを活用した革新的大気吸い込み式小型電気推進機の原理実証

研究課題名（英文）Demonstration of an innovative small airbreathing electric-propulsion-system using the kinetic energy of the supersonic atmosphere

研究代表者

中村 友祐（Nakamura, Yusuke）

名古屋大学・工学研究科・特任助教

研究者番号：10847685

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 2,200,000円

研究成果の概要（和文）：近年、地球周回軌道に残された宇宙ゴミの増加が問題となっている。そこで注目しているのが高度200 km程度の超低軌道である。この軌道を回る物体は、薄く存在する大気による抵抗のため宇宙ゴミにならない。軌道の維持には推進機が必要であるが、取り込んだ大気を推進剤として利用する電気推進が実現できれば、故障しない限り半永久的な軌道維持が可能である。本研究では、新しい特徴をもった大気吸い込み式電気推進機を提案し、これを実際に設計、製作し、さらに希薄な空気に対して実際に作動することを確認した。しかしながら、用いた気流は超低軌道環境を十分に模擬できておらず、実現には更なる研究が必要である。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究で提案する大気吸い込み式電気推進機が実現し、超低軌道の利用が可能となれば、宇宙ゴミ増加の問題が解決するのみならず、デブリ化の心配がなくなることにより、宇宙産業が更に活発になる可能性がある。本研究では実際に希薄空気流に対しての作動が確認できたが、静止希薄空気に対して電気推進機を作動させた例も世界で数例しかなく、実現に向けた大きな一歩であると考えている。

研究成果の概要（英文）：Recent years, the increase in space debris has become a big problem. Objects on the ultra-low earth orbit at an altitude of about 200 km do not become space debris due to the resistance of the rarefied atmosphere. Despite a thruster is required to maintain this orbit, if electric-propulsion system using the breathed atmosphere as a propellant can be realized, it is possible to maintain this orbit as long as the satellite does not breakdown. In this study, we proposed a new air-breathing electric propulsion system with new features. This thruster was manufactured, and tested with a rarefied airflow. However, the airflow used here has not sufficiently simulate the environment of the ultra-low earth orbit, and further research is required to realize it.

研究分野：プラズマ推進

キーワード：電気推進機 大気吸い込み式 超低軌道 大気プラズマ

1. 研究開始当初の背景

近年、高度 100 km から 300 km 程度の軌道を回る超低軌道衛星が注目を集めている。この軌道には、高高度における大気の観測ができるという理学的な興味に加え、地上の観測が容易であることや打ち上げコストが低いことから商業利用の観点からの利点があり、またさらに運用後の衛星は大気抵抗により軌道が変わり大気圏で燃え尽き、デブリにならないことから宇宙環境保全の面でも大きな利点がある。しかし、衛星を超低軌道に長時間保つには空気抵抗を推進機により相殺する必要がある。例えば高度 150 km では、推力がないと 90 分程度しか軌道に留まることができない。この推進機として大気吸い込み式電気推進を用いることが提唱されている [1]。この方式では、エネルギーは太陽電池から供給される電力、推進剤には吸入大気を用いるため、消耗品がなく、故障がなければ永遠に飛行を続けることが可能である。また、超低軌道では地上に対する相対速度が速いため、衛星 1 機である点を連続的に観測することは困難であるが、複数の衛星によってカバーすれば連続的な観測が可能となる。このようなことから、打ち上げ単価の安い超小型の超低軌道衛星の需要が高まることが考えられる。近年この大気吸い込み式電気推進機がいくつか提唱されている [2][3]。しかし、これらの推力生成機構は既存の電気推進機と同様であり、特に小型化する場合には次に示す 3 つの問題を抱えている。まずプラズマ生成用の電力確保のため大きな太陽電池を必要とし、打ち上げ質量の増加、及び空気抵抗の増加を招くこと。次に推進生成部位が静止気体に対して設計されているため、吸入した極超音速の空気を音速以下まで減速する必要があり、このため補償すべき空気抵抗が大きくなること。さらに、グリッド等の複雑な構造を持っているため、極超音速気流下における過酷な環境のなかで故障する確率が高いと考えられることである。

2. 研究の目的

ラム圧縮によるプラズマ生成、超音速作動、シンプルな構造という 3 つの特徴をもった新しい推進機を新たに提案し、数値計算、実験の双方から作動点を探し、実現に向けた設計を行う。

図 1 に提案する推進機のプロットを示す。インテーク部において大気を断熱圧縮して 2 eV 程度まで昇温する。この温度で大気中の分子、原子は解離と電離をおこし、スロート部を通過するまでに電離度数%のプラズマを生成する。このプラズマの濃い部分がちょうど陽極と陰極の間に位置するように設計し、電極間に電位差を印加することでイオンを加速し、推力を生成する。圧縮した空気は超音速を維持したままノズルへと導くことで圧縮時の熱エネルギーを推力に回収し、空気抵抗を軽減する。また、中和器を用いて宇宙機電位の低下を防ぐ。

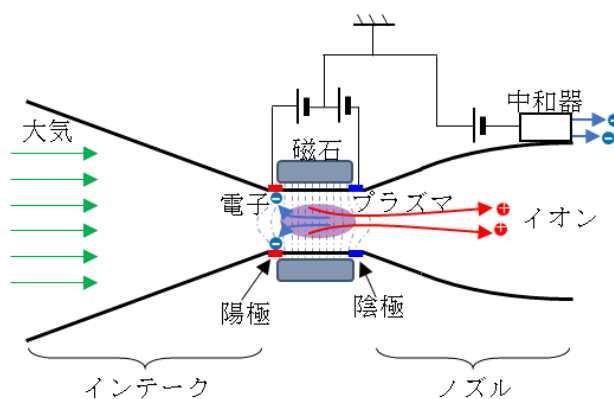


図 1 提案する推進機

3. 研究の方法

(1) 高エンタルピー風洞の製作、及び作動試験

高度 200km 程度の地球超低軌道において動作する電気推進機の実験を実験室にて行うため、この軌道における環境模擬ができる風洞の作成を目指す。所属研究室で利用可能な、最大 0.2 J のパルスレーザーと、到達圧力 10^{-3} Pa の真空チャンバを使って製作可能な高エンタルピー風洞を新たに考案し、設計、製作する。この風洞は、薄膜で仕切った小部屋の中に空気を封入し、そこにパルスレーザーを集光することで作動する。集光点における絶縁破壊により生じたプラズマがレーザーのエネルギーを吸収することで数万度に達する高温空気を生成し、同時に薄膜が破けて真空にひいたノズル部へと流れ込むことで、高エンタルピーかつ希薄な気流を作る。また、この風洞によって生成された気流の速度を測定するため気流の流路に挿入することができるセンサを二つ製作し、離して配置した二つのセンサに対する到達時間差から気流の速度を測定する。さらに、生成気流が当たるように板を吊り下げ、その揺れから気流の持つ運動量を割り出し、密度を算出する。

(2) 推進機の設計、及び作動実験

圧縮性流体のモデルを用いた簡易的な数値計算を行い、極超音速下で作動する、提案する推進機を設計し、製作する。風洞の下流に組み込み、希薄空気流に対しての推進機の作動を確認する。

4. 研究成果

(1) 高エンタルピー風洞の製作、及び作動試験

上記の高エンタルピー風洞を実際に製作し、作動実験を行った。この結果、2つのセンサ信号から目標流速を達成する気流が数十 μ 秒程度維持できていることが確認できたものの、下流に配置した板には揺れが確認できず、出来た気流の密度は想定に比べて100分の1以下となっていることが分かった。これは膜が割れきるタイムスケールに比べて高速気流ができるタイムスケールの方が短く、膜が割れきる前に漏れた少量の空気が気流を形成しているためと考えられる。

(2) 推進機の設計、及び作動実験

簡易的な数値計算結果を基に推進機を実際に製作し、風洞を用いて作動試験を行った。この風洞には上記の項目で製作した高エンタルピー風洞を用いる予定であったが、十分な密度の気流が得られなかったため、レーザーは用いず、真空中に常温の空気を0.4 mL噴射し、管内で膨張、希薄化させて生成した希薄空気流を用いた。実験の模式図と実験で撮影した作動中の推進機を図2に示す。この実験で想定通りの位置にプラズマを着火することに成功し、陰極、陽極電流の差から数ミリ秒程度イオンを放出できていることが確認できた。

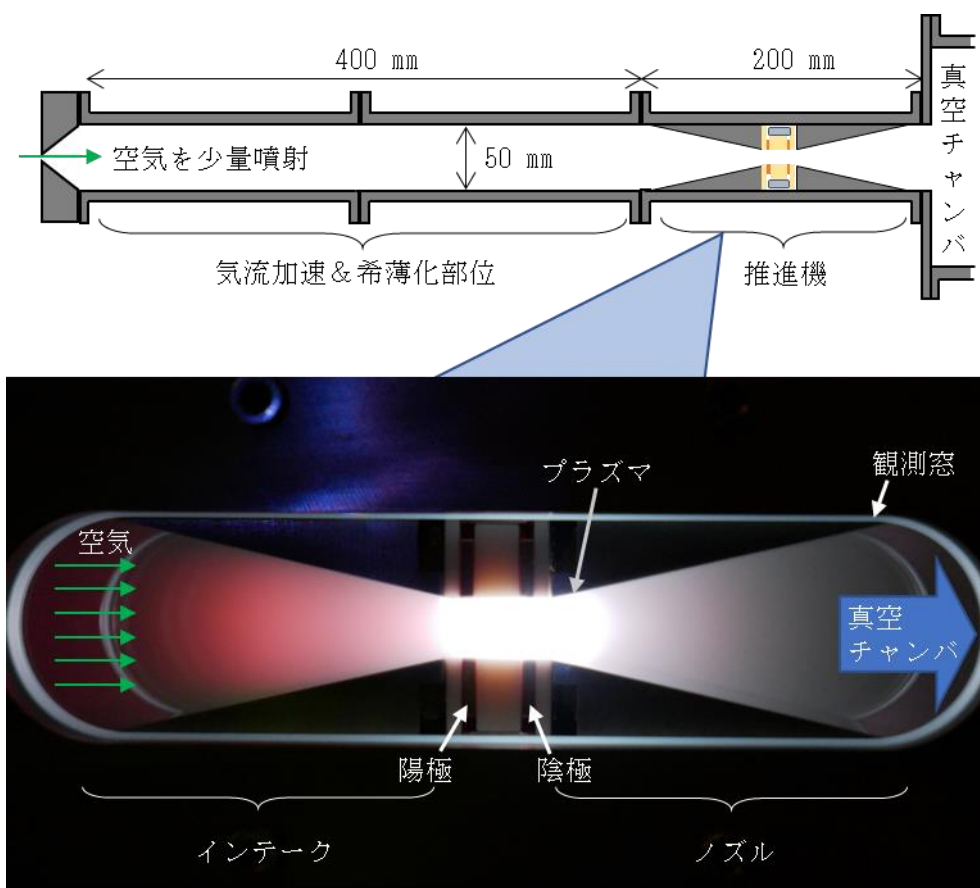


図2 実験の模式図と作動中の推進機写真

参考文献

- [1] F. Berner et al. "Air Scooping Vehicle," *Planetary and Space Science*, Vol. 4, pp. 159-183, 1961.
- [2] K. Nishiyama, "Air Breathing Ion Engine Concept," *Proc. 54th Int. Astronautical Conger.*, IAC-03-S4-02, Bremen, 2003.
- [3] T. Schonherr et al. "Analysis of Atmosphere-Breathing Electric Propulsion," *IEEE Transactions of Plasma Science*, Vol. 43, No. 1, pp. 287-294, 2015

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計1件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 0件）

1. 発表者名 中村友祐、佐宗章弘
2. 発表標題 空気吸い込み式電気推進機用レーザーパルス風洞の開発
3. 学会等名 第64回宇宙科学技術連合講演会
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
---------------------------	-----------------------	----

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
---------	---------