

令和 5 年 6 月 26 日現在

機関番号：12601

研究種目：国際共同研究加速基金（国際共同研究強化(A））

研究期間：2021～2022

課題番号：20KK0322

研究課題名（和文）持続可能な宇宙利用開発のための小型「水」推進系におけるミッションスタディ

研究課題名（英文）Mission Study in "Water" Micropulsion Systems for the Future Sustainable Space Utilization

研究代表者

小泉 宏之 (Koizumi, Hiroyuki)

東京大学・大学院新領域創成科学研究科・准教授

研究者番号：40361505

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 10,600,000円

渡航期間： 9ヶ月

研究成果の概要（和文）：持続可能な宇宙利用に向け、デブリ増加抑制の要である大気抵抗補償と衝突回避マヌーバを組み入れた衛星モデルを構築し、超小型推進系の果たす役割を解析した。解析対象は地球観測用の6Uキューブサットであり4つのモードを持つ。バランス式により各モードの時間割合を決定し、ミッション時間割合と年間売上高を連動させ、ミッションの賞味現在価値を求めた。この出力に対して、グローバル感度解析を実施し推進系の重要度を評価した。この結果、高度によって重要なパラメータが大きく変わること示し、推進系の研究開発とミッションが切り離せないこと、あるいは、衛星開発視点においてミッション毎に適した推進系が大きく変わること示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

宇宙工学は、多岐の分野を統合して1つの目的に挑む、総合工学である。このため必然的に多数の専門分野が内包され、その縦割構造が巨大なあるいは長期のミッションの障害となっていた。特に、独自性/専門性が高い人工衛星のエンジン（推進系）研究はその典型例の1つである。しかし、民間の宇宙利用が本格化し衛星数が激増する今、持続可能な宇宙開発のためには、分野を超えた解析、それに基づく研究が不可欠である。この背景の中で、本研究は、超小型推進系を軸として衛星のライフサイクル価値に焦点をあて、人工衛星だけでなくその経済価値に焦点をあてた解析を実施し、推進系の価値を再定義し、今後の更なる宇宙利用に貢献する。

研究成果の概要（英文）：For sustainable space utilization, a satellite model incorporating atmospheric drag compensation and collision avoidance maneuvers, which are key elements to suppress debris increase, was developed and the role of the micropulsion system was analyzed. The analysis targets a 6U CubeSat for earth observation with four modes. The time fraction of each mode was determined by a balancing equation, and the present net value of the mission was obtained by linking the mission time to the annual revenue. A global sensitivity analysis was performed on this output to evaluate the importance of the propulsion system. The results showed that the important parameters vary greatly depending on the altitude, indicating that the research and development of the propulsion system cannot be separated from the mission itself, or that the appropriate propulsion system for each mission varies greatly.

研究分野：宇宙推進工学

キーワード：宇宙推進 エンジン 水 超小型衛星 電気推進

1. 研究開始当初の背景

近年、小型宇宙機の利用数は急増し大きな発展が期待されている。一方で、廃棄／故障した宇宙機や部品のうち軌道に残り続けるデブリは、その衝突が宇宙機に壊滅的なダメージを与えるため、宇宙利用の持続可能性を脅かしている。将来、指数関数的に小型宇宙機の利用が増えた世界において、宇宙利用の持続可能性を保つためには段階的に（難易度順に）、I：衛星廃棄、II：軌道上サービス、III：デブリ除去、が必要となる。そして、いずれの段階においても鍵となるのが小型推進系である。I. 衛星廃棄は、各宇宙機がミッション終了とともに確実に自身を廃棄することを意味し、持続可能な宇宙における基本ルールである。このための方法は大きく2つある；IA：任意の高度でミッションを行い、ミッション終了とともに推進系により低高度に遷移し大気圏再突入を行う；IB：宇宙機が軌道遷移により低高度（高度 300-400 km）に移り、推進系で大気抵抗補償を実施しながらミッションを行い、ミッション終了とともに受動的に大気圏再突入を行う。IA はシンプルなコンセプトであるが、ミッション終了時（打上げの数年後）における推進系の健全性を如何に担保できるかが鍵となる。IB は方法としてはリスクが少ないが、取りうる高度が低高度に限られてしまう。II. 軌道上サービスは、部分的に故障した宇宙機に対して機能を補償することで、デブリの増加を抑える方法である。サービスの内容は通信、電力、推進能力、ヘルスマニタ、不具合解明等が含まれる。これは宇宙機同士の連携ミッションも含むことになるため、小型宇宙機による利用方法を大きく拡大させるための技術とも言える。サービスの種類によって、中距離（衛星間通信、電力伝送）、近距離（ヘルスマニタ、不具合解明）、協力的ドッキング（推進能力）と必要な距離が変化する。III. 能動的デブリ除去は、既にデブリとなった物体を捕獲し再突入させる技術である。非協力ドッキングが必要となるため、技術的にもっともハードルが高い。I と II の技術を高度に融合させて実施するミッションと言える。

2. 研究の目的

本研究の目的は、このような小型衛星をとりまく環境において、高い環境適合性をもつ「水」を推進剤とした小型統合推進系が、どのような役割を果たしうるか、それぞれのミッションスタディを、宇宙機システムレベル（通信、発電、運用等を含めた）で実施することである。

3. 研究の方法

3.1 最新の利用・技術動向整理

はじめに、最新の小型宇宙機／推進機の利用・技術動向の整理および衛星廃棄への影響検討を実施した。スイス連邦工科大学ローザンヌ校（EPFL）EPFL Space Center（eSpace）が主導しているプログラム Space Sustainable Rating チームに対して、推進系の専門家として連携し、持続可能な宇宙活動に向けた最新の情報収集を実施した。この結果、現時点は、上述の II. 軌道上サービスおよび III. 能動的デブリ除去は技術成熟度の点から、加點候補ではあるものの実質的な効果はまだ期待できていない。一方で、衛星廃棄（大気抵抗による受動的廃棄）とともに、対衛星あるいは対デブリの衝突回避が、直近で効果をあげる重要技術として評価されている。また、これまで世界的に合意のとれていた、軌道上で役割を終えた人工衛星は 25 年以内に処分しなければならないとする「25 年ルール」に対して、このルールの下では宇宙利用は持続不可能との考えが広がり、もはや機能していない衛星は可能な限り早急に任務終了後 5 年以内には廃棄を完了するよう求める「5 年ルール」へと変わる動きが始まった。これらを受けて、ミッションスタディのメインターゲットは、衛星利用終了後に早急に廃棄可能な高度での大気抵抗補償（Atmosphere Drag Compensation: ADC）と、現在増大しつつある宇宙デブリとの衝突回避マヌーバ（Collision Avoidance Maneuver: CAM）へと移った。

並行して、工学技術の経済評価を専門とする Marc Chavy-Macdonald 氏（EPFL eSpace）とともに、推進系を有する超小型衛星ミッションのフィージビリティスタディを行うにあたり、必要なパラメータおよび評価指針の検討を進めた。この結果として、小型推進機を搭載した超小型衛星のミッションモデルを構築した。このモデルには、衛星廃棄の主原動力である大気抵抗あるいは推進機によるその補償と、莫大な数のデブリを生み出す衝突の推進機による回避を組み込んだ。また、これまで多くの研究が、推進機、衛星、あるいはミッションといった局所的な最適化にとどまること多かったのに対し、衛星利用を利用する観点からの経済的な指標を取り入れ、衛星利用全体を模擬した。この結果、最終的な経済指標には、超小型衛星にかかわる膨大なパラメータがすべて影響を与えることになる。これら影響をフェアに判定するグローバル感度解析を導入するため、時々刻々の衛星状態を模擬する詳細モデルに加えて、平均値による高速計算を可能とする簡易モデルを構築した。

3.2 地球観測衛星モデル

本研究では、2U 推進システムにより ADC と CAM を実行し、地球低軌道を飛行する地球観測用 6U-CubeSat を扱う。この衛星は、ミッション、太陽指向、ADC、CAM の4つの動作モードを持つ (Fig.1)。ミッションモードは、衛星のメインミッション (ここでは地球観測ミッションを想定) のために、衛星のマイナス Z (MZ) パネルを地上へ向けるモードである。太陽指向モードは、プラス Z (PZ) パネルに設置された太陽電池パネル (SAP) を太陽に向けることで、太陽光発電を最大化するモードである。

ADC モードと CAM モードは、PZ パネルに設置されたスラスタが軌道方向を向く姿勢をとり、同じ姿勢となる。この衛星に対して、4つのバランス式(時間、電力、ADC、CAM) を解き、各モードの時間を求める。方法の詳細は発表資料を参照。

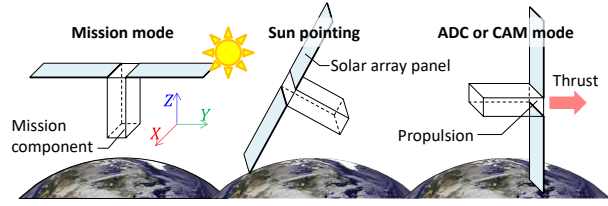


Fig. 1 Operation modes of the modeled CubeSat

3.3 衛星パラメータ

衛星の代表的な基準パラメータを Table 1 に示す。衛星質量は、推進系と推進剤を含み、搭載する SAP 質量で変化する。発電量は、衛星の形状、姿勢、日照比 (0.6) により算出される。ACD または CAM モードの消費電力は、太陽モードの消費電力に推進電力の消費電力を加算して求める。CAM 速度増分は、ESA が提供する DORAMA[1, 2]を使用した。3種類の推進系を Table 2 に示す。レジストジェット推進系は、ADC、CAM とともに同じスラスタを使用する。イオン推進系でも同じである。マルチモード推進系は、CAM にレジストジェットスラスタ、ADC にイオンスラスタを使用する。ここでは、ライフサイクルのミッション価値を正味現在価値 (Net Present Value: NPV) で評価した。ここでの NPV は、衛星利用プロジェクトが生み出すキャッシュフローの総和を現在価値 (プロジェクト開始直前の価値) に割り引いた数値である。このために、衛星プロジェクトの開発費用、経済パラメータは Table 3 のように設定した。

Table 1: Reference values of the satellite model

m_{sat}	10 kg	P_{mis}	37 W	G_{mis}	40.5 W
CD	1.5	P_{sun}	22 W	G_{sun}	28.6 W
$T_{\text{LEO}}/\delta T_{\Delta}$	10	α_{mis}	0.92	G_{ADC}	14.3 W
δv_{CAM}	40 m/s	α_{sun}	0.35	G_{CAM}	14.3 W

Table 2: Reference values of the propulsion system

	Rstjet	Ion	Mult i
Thrust power ratio/(mN kW ⁻¹)	200	3.8	R/I
Specific impulse/s	60	500	R/I
Power consumption/W	20	40	R/I
Total propellant mass//kg	0.80	0.60	0.50

Table 3: Reference values of the economic model

(M\$ or years)	Value	Source
Upfront cost (develop, launch)	12	Recent 6U CubeSats
Annual sales volume	5	Set: 0 NPV base case
Annual operational cost	1	Easy rule: 8% total
Annual SG&A expense	0.2	Mean A&D % sales
Development + (max life) time	2 + 8	Typical CubeSats
Discount rate	7%	Mean A&D

3.4 グローバル感度解析

パラメータの重要性を評価するために、Sobol' global sensitivity analysis を用いた [3, 4]。この Sobol'法は、入力パラメータの分散と出力の分散を解析するものであり、特に一次オーダー感度指標指数と総感度指標の2つの主要な指数を生成する。一次オーダー感度指標指数 (first-order index) : S_i は、あるパラメータ x_i 以外のパラメータを固定したときに、パラメータ x_i による出力の分散を、出力の総分散 (全パラメータによる分散) で割ったものである (相関比とも呼ばれる)。総感度指標 (total-effect index) : S_{Ti} は、2つ以上の要因の相互作用効果である高次相互作用のうち、 x_i が関与する指標を全て合計した指標である。

解析には 23 の入力パラメータを使用し、モデルの出力は NPV である。グローバル感度分析では、特定の値を持つ特定のパラメータセットについてのみ感度指数を求めるのではなく、パラメータ空間全体におけるすべての入力変数の変化も考慮した感度指数を求める。その際、すべての変数について (値ではなく) 範囲を定義する必要がある。これは、特定の値を定義することが困難な経済的なパラメータを扱う場合に有効である。ここでは、各パラメータの範囲を基準値の 50% から 200% に設定した。解析には、Python ライブラリ SALib [5] を使用した。解析のために生成された総サンプル数 (計算された NPV の数) は 196,608 点である。

4. 研究成果

4. 1. ライフサイクル評価

各高度でバランス方程式を解き、Fig.2に示すミッション時間割合と寿命を得た。ここでは水を推進剤とした3種類の推進系を比較している。レジストジェット方式は、CAMおよびADCの両者を推力の高いレジストジェットで賄うため、すべての高度でミッション時間割合が高くなっている。しかし、比推力が低いため、低高度、特に高度500km以下では、寿命が顕著に短くなる。このため、総計でミッションにあてられる時間が短い。イオン方式は、両者を推力が低く比推力が低いイオンスラスタで行うため、その逆の性質を持つ。マルチモード方式はその中間の性質（ただしイオン側に近い）を持つ。

特性は高度ごとに大きく異なるが、一例として高度450kmで使用する各推進系について、コストと収益の年履歴をFig.3に示す。開発段階はどのシステムも共通である。レジストジェット方式は、ミッション時間割合が高いため収益が高いが、比推力が低いため推進剤枯渇による寿命が5年と早期にミッションが終了する。イオンシステムとマルチモードシステムは両者同様の傾向を示し、10年超えの長寿命を有する。マルチモードはイオン方式よりもCAM時間の短さ、すなわちミッション時間割合の高さにおいて優位性を持っている。この例では、レジストジェット方式、イオン方式、マルチモード方式のNPVは、それぞれ-6.29、-0.58、0.18M\$と算出され、マルチモードがもっとも高い値を出した。しかし、これらの結果は各パラメータに強く依存する。例えば、プロジェクト期間が最大20年の場合、寿命の長いイオンシステムがマルチモードシステムのNPVを上回る。このため、感度分析を行うことで、各推進システムの特徴を評価することが必要といえる。

4. 2. 感度解析

高度600km、450km、400kmにおけるグローバル感度解析の結果をFig.4に示す。推進系はイオンスラスタとレジストジェットスラスタによるマルチモード推進系である。全高度を通して最も感度が高いパラメータは年間売上高であり、これは出力としてNPVを使用しているため当然の結果である。次に影響力の大きい経済パラメータ（オレンジ色のラベル）は割引率であり、高度が高いほど大きくなる。これは、高度が高いほど衛星の寿命が長くなるため、衛星の将来価値の増減が影響するためである。また、運用コストの影響は中程度であるが、初期コストの多くはほとんど影響しないことがわかる。運用コストは運用開始後毎年発生するものであり、年間売上高と対になる部分である。運用年月が長い場合、初期コストよりも、運用中の売上高と運用コストのバランスが大きな影響を与える。

年間売上高の次に総合的な影響力が大きいのは、衛星システムのパラメータであり、SAPの面積、（推進剤以外の）衛星部品寿命、衛星バス電力である。発電量が多くバス電力が小さいほど、太陽指向姿勢を減らすことでミッションモードを増やすことができる。しかし、発電能力を決定するSAP面積は大きすぎると、大気抵抗—すなわち推進系モードの滞在時間—が増えるため、NPVが低下する。したがって、SAP面積は敏感なパラメータであり、すべてのケースで影響力が高い。衛星部品寿命は、高度が高いほど影響力が大きくなる。これは、低高度では推進システムの寿命が衛星の寿命を決定するためである。

推進システムにおいて重要となるパラメータは高度によって大きく変化していく。500km以上の高高度では、大気抵抗補正（ADC）はほとんど必要なく、衝突回避（CAM）の重要性が高

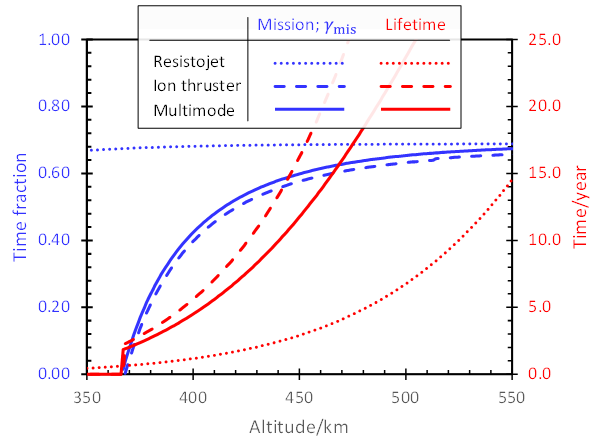


Fig. 2 Mission time fraction and lifetime of ADC and CAM for three propulsion system.

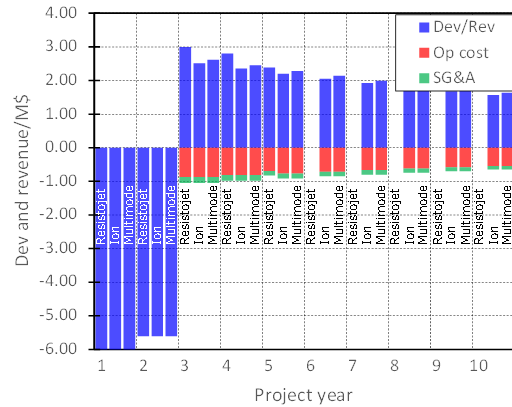


Fig.3 Time history of the project cost and revenue for each propulsion system at 500 km altitude.

い。このため、イオンスラスタよりもレジストジェットのパラメータが高い影響力を持つ。ただ、CAMに要する時間（ここでは年間10回と、現時点よりも多頻度であるにも関わらず）は、総時間に比べれば低いいため、全体として大きな影響力があるわけではない。中高度450km付近では、大気抵抗が無視できなくなり、比推力（Ispulse）の重要性が増し、イオンスラスタの比推力（Isp）の重要性はレジストジェットスラスタよりも高くなる。しかし、大気抵抗がまだ小さいため、大きな推力は必要なく、推力比（TPR）や電力の影響は小さい。高度400km付近の低空では、大気抵抗が大きいいため、より大きな推力が必要となり、イオンスラスタのIspの影響はTPRとともに大きくなる。

4.3.まとめ

持続可能な宇宙利用に向けて、増加する超小型衛星を対象にして、宇宙デブリの発生を抑制するための要である大気抵抗補償（ADC）と衝突回避マヌーバ（CAM）を組み入れた衛星モデルを構築し、超小型推進系の果たす役割を解析した。解析対象として、現在、多数提案されている低軌道コンステレーションを念頭に、地球観測衛星を選定した。衛星モデルは3つの姿勢と4つのモードを持つ6Uキューブサットであり、各種バランス式により各モードの時間割合を決定した。得られたミッション時間割合と、年間売上高を連動させることにより、地球観測ミッションの賞味現在価値（NPV）が求められる。このモデルに対して、グローバル感度解析を実施することにより、衛星ライフサイクルに対する推進系の重要度を評価した。

解析の結果、推進系の重要度あるいは重要度の高い推進系パラメータは、高度とともに大きく変わることが示された。高高度（500 km 以上）では、大気抵抗補償の必要性がなく、ミッション価値に推進系は大きく関わらない。デブリ衝突回避の実施のためCAM用推進系の重要度は高いが、ミッション内全パラメータの中ではその重要度は上位ではなかった。これは、CAMに要する総時間（総速度増分）が小さいためである。逆に言えば、CAMは少ない推進系リソースで実行可能であり、持続可能な宇宙活動に不可欠な衝突回避能力は、今後、すべての衛星が有すべき機能といえる。高度が下がるに連れて大気抵抗補償用推進系の重要度が高まっていく。中高度ではADC推進系の比推力のみが重要であり、低高度では推力値も含めて重要度が上がる。つまり、衛星における推進系あるいは推進系パラメータの価値は、ミッション（ここでは高度）に対して大きく変化することが示された。これは、推進系の研究開発（どのパラメータを向上させるか）とミッションが切り離せないこと、あるいは、衛星開発視点においてミッション毎に適した推進系が大きく変わることの意味する。

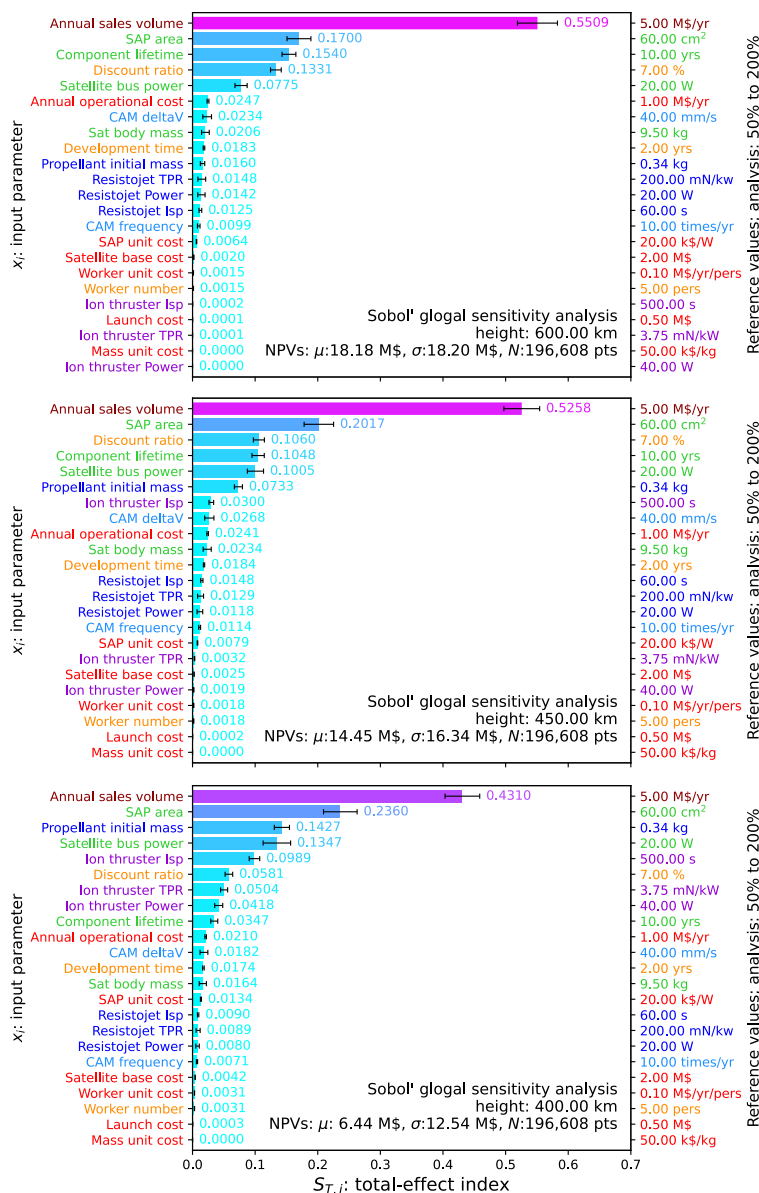


Fig.4: Results of the Sobol' global sensitivity analysis. The error bars show the 95% confidence intervals.

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計2件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 2件）

1. 発表者名 H. Koizumi, M. Chavy-Macdonald
2. 発表標題 Multimode propulsion application for collision avoidances and dragcompensation: mission analysis and lifecycle value
3. 学会等名 11th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, (国際学会)
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 H. Koizumi, M. Chavy-Macdonald
2. 発表標題 Mission analysis and lifecycle value of multimode water propulsion for collision avoidance and drag-compensation of CubeSats
3. 学会等名 34th International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2023年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

小泉研究室ホームページ http://www.a.t.u-tokyo.ac.jp/koizumi/html/htdocs/
--

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			
スイス	スイス連邦工科大学ローザンヌ校 (EPFL)			
スイス	ZHAWチューリッヒ応用科学大学	Sirin Orbital Systems		