

マイクロ波ロケット開発の現状と課題

——民間宇宙開発を早期に実現するための輸送手段としての提案——

山口 敏和*

要 約

宇宙開発が本格化してから半世紀以上が経ち、宇宙を利用した様々なアプリケーションが実現する時代になっているが、宇宙への物資輸送に要する費用はいまだに劇的な低減を見せていない。内閣府の宇宙基本計画に盛り込まれた「太陽発電衛星」計画を筆頭に、輸送費用が高額になるために足踏みをしているプロジェクトは数多い。米国を中心に民間企業が低コストのロケットを開発しているが、2030年代以降に計画される超大規模な宇宙開発計画において求められるロケットのコストは現状の百分の一程度と、そのハードルは極めて高い。本論文では、民間宇宙開発を早期に実現するための輸送手段として、東京大学を中心に日本国内の機関が連携して開発を進める「マイクロ波ロケット」の現状と課題について俯瞰的に論じる。

キーワード：マイクロ波ロケット、宇宙工学、エネルギー変換、電磁波、輸送コスト

1. 緒 言

人類が宇宙に初めて進出してから半世紀以上が経ち、地球周回低軌道には宇宙飛行士が常駐する国際宇宙ステーションが浮かび、火星にはいくつかの探査機が周回して未来の移住も検討に入りつつある。木星や土星の衛星に行った探査機からは地球外生命がいる可能性も示唆されるデータが送られ、40年以上も旅を続けてついに太陽系という領域の外へ飛び出そうとしている宇宙船もある。SFではなく、全て現実のことだ。地球の周りでは、数多くの人工衛星が我々の日常を豊かにする手助けをしており、人工衛星のゴミが増えすぎてゴミ収集衛星が考えられているほどだ。このように、宇宙は探る時代から利用する時代へ移行しているが、地上から宇宙への物資輸送のコストは過去に劇的な低減を見せたことがなく、革新的技術によるコスト低減が急務と言われて久しい。

宇宙輸送におけるコスト低減策として、再使用というアイデアからスペースシャトルが運用されたが、宇宙から地球へ帰還する際の大気圏突入に耐える材料を筆頭に、帰還から再出発までのメンテナンスコストが想定を上回ることがわかり、劇的なコスト低減を実現できぬまま運用を終えた。NASAでは方針を転換し、アポロ時代のような使い捨て型の新型ロケットを研究し始め、野心的な再使用ロケットのプロジェクトは成熟しつつある米国民間企業に任せるという形態を取っているのが現状だ。民間企業は再使用技術を実証しつつあり、更なる技術開発が期待されるが、ロケットエンジンや燃料などは既存の技術の延長であり、企業努力で得られる程度のコスト削減は可能なものの、例えば百分の一にコストを劇的に下げるといった技術革新を目指しているわけではない。

宇宙の利用については、内閣府の宇宙基本計画に盛り込まれた「太陽発電衛星」計画をはじめ、月面基地、火星移住、宇宙ホテル等々、地上から大量に物資を輸送するニーズが高まっているが、これらの計画にはいずれも「輸送コストが現状の百分の一程度に下がること」が実現のための条件

2016年11月30日受付

* 江戸川大学 情報文化学科専任講師 情報教育・宇宙工学

の一つとされている。すなわち、他の技術課題がクリアされたとしても、輸送コストが劇的に下がらない限りは現状我々が宇宙開発に回す余裕のある予算範囲内での実現は困難ということである。

ここで宇宙輸送分野での一つの技術革新例を紹介する。小惑星探査機「はやぶさ」のような遠くへ行く探査ミッションを実現したエンジンは「イオンエンジン」と呼ばれる電気推進機であった。これは非化学推進に分類され、従来の燃料を燃やす化学推進とは区別される。非化学推進の特徴は、化学燃焼を用いたエンジンに比べて推進力は大幅に劣るものの十倍以上の燃費性能を誇ることである。地球の重力の影響が及ばない宇宙空間に出てしまえば、微小な推進力でも動くことが可能であるが、一方で燃料の補給はできず、代わりに太陽光から電気を作ることができる。すなわち、電気は使っても良いから燃料をできるだけ使わないことが必要条件であり、非化学推進が適する。この技術が生まれたことで、探査機のサイズは一桁小型化され、コストも大幅に低減された。

ロケットによる打ち上げでも目的に応じた使い分けがなされている。人工衛星の重さに応じて、ロケットのサイズを変えているのだ。しかしこれではサイズの異なるラインナップが必要となり、これに運用上コストがかかりすぎることは航空会社や整備費削減のために機種の一統を図っていることから容易に想像がつく。数トンの人工衛星を一回打ち上げるためにおよそ100億円かかることを念頭に考えてほしい。この高コストの理由は、ロケットの大きさとシステムの複雑さにある。現状のロケットは、その重量のうち約90%を燃料と酸化剤が占める。また、科学技術の粋であるロケットエンジンは複雑で高価であり、ここに使い捨てではなく再使用してコスト低減を図ろうという発想が生まれる。この技術にしがみつくと、劇的なコスト低減はなしえない。

そこで一つのパラダイムシフトとして、大量物資輸送に特化したmass driverとしての革新的なロケットを考える。従来のロケットが有人化することを視野に入れて安全性に偏重した設計をしてきたのに対し、物資輸送に特化することでロケッ

トを簡素化するというビジョンが生まれる。また、もう一つの発想として、運動のためのエネルギー源をロケット外部に置くことができれば、ロケット本体の重量を劇的に軽くすることができるはずである。そのようなコンセプトから提唱されたのが、ビーミング推進機に分類される「マイクロ波ロケット」である。

ビーミング推進(Beamed Energy Propulsion)はソ連のKantrowitzが提唱した。電磁波によって地上からエネルギーを送り、飛行体側でそのエネルギーを推進力に変えて飛んでいくというアイデアである。米国Myraboは高出力レーザーを用いて約10gのモデルロケットを約70m上空まで打ち上げるデモンストレーションを行った。Myraboはこの方式のレーザーロケットに「Lightcraft」という名前をつけ、研究開発を進めており、この方式にはレーザー光軸から離れそうになると光軸に戻す復元力が働くなどの利点がある。しかしながら、宇宙空間まで打ち上げるために必要なレーザーの強度を達成するような機器の開発はまだ途上にあり、レーザー核融合実現のために進む高出力レーザーの開発を待つ必要がある。

そこで早期実用化を目指し、ミリ波(MMW: millimeter-wave)を電磁波に用いるビーミング推進が東京大学小紫公也によって提案された。これが本論文で取り上げる「マイクロ波ロケット(Microwave Rocket)」である。ミリ波は磁気閉じ込め核融合の重要な要素技術として高出力ビームを安定的に長時間発生することに成功しており、レーザーに比べて高出力・低コストで実用化しつつある技術である。

ここでレーザーに対するミリ波の利点と欠点を述べる。利点は既に高出力化が進んでいること、また特長として、パルス時間の設定が容易であり、パルス照射中は一定の出力を出すことができることが挙げられる。欠点はビームを大気中に照射する際のエネルギー損失が大きいことである。これはレーザーよりもミリ波の方が波長が長いためにビームが拡散しやすいこと、周波数によっては大気中の水分子や酸素分子にエネルギーを吸収されることが要因である。ビーム拡散についてはビー

ム径を広げて伝送することで対策可能であるが、ロケット機体としては断面積が増えて空気抵抗が増えることから上手く解を見つける必要がある。また大気によるエネルギー吸収損失に対しては、特定の周波数を避ける必要があるが、70%程度の伝送効率を想定することが可能と考えられる。

2. マイクロ波ロケットの可能性

マイクロ波ロケットの概念図を図1に、ロケット内部の圧力変化の模式図を図2に、作動原理の模式図を図3に示す。

まず東京大学小紫公也研究室による技術開発の歩みを示す。2003年に初期原理実証実験として単パルス照射による簡易打ち上げ実験を中川らが行い、その後繰り返しパルス作動と給排気機構について小田らが研究開発を行った。これらの技術



図1 マイクロ波ロケットの概念図

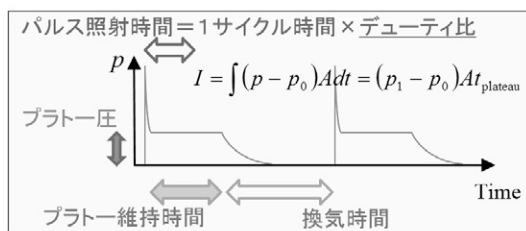


図2 マイクロ波ロケット内部の圧力変化

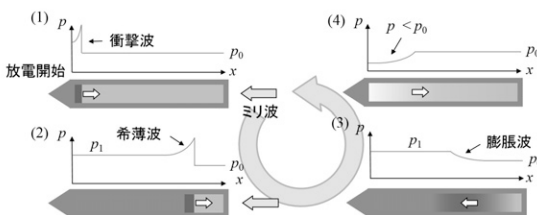


図3 マイクロ波ロケットの作動原理

を用いて、著者らは2009年に120gのモデルロケットを約2m上空まで打ち上げる実証実験を行い、ビーミング推進機での打ち上げ実証の最重量記録を更新した。その後、著者および小松らにより1MW級ジャイロトン1基を用いて30Nの推力を達成し、1kg程度のモデルロケットを約10m打ち上げる実証実験を企画し準備を進めている。

これらの実証実験と並行して、リード弁やテーパ型集光器などの要素技術の研究、数値計算手法による内部物理の解明、飛行軌道の解析にも取り組んでいる。これらの活動は東京大学を中心に、東北大学、山口大学、大同大学、名古屋大学、筑波大学、JAXAなどの研究者と共同でマイクロ波ロケット研究会を組織し進められている。

また、軌道設計については、前述のレーザーロケットによるsuper-GEO経由の静止衛星軌道への打ち上げを提案した葛山を中心に検討が進められ、福成は既存のH-IIBロケットの一段目をマイクロ波ロケットに置換してコストを削減する案を提案し、柿沼はミリ波を用いた別方式の加熱型ロケットを研究するNASAのParkinらのグループとのハイブリッド打ち上げという方式による小規模・低コストの実用化案を示した。

3. 現状の課題と新たに提案するマイクロ波ロケットの方式

現状、小紫研究室のグループによる提案はリード弁とテーパ集光器による方式である。これは軸対称かつ簡素であり、マイクロ波ロケットの最終形としてとても有望である。前述した通り、福成や柿沼によりその有用性が示されている。しかし早期実用化を目指すことがマイクロ波ロケットには求められている。研究開発における時間軸を意識する必要がある。

福成による提案は大型ペイロードを想定した大規模な打ち上げシステムであり、最終形としては魅力的であるが、地上設備としてGW級の電源設備と数千基のジャイロトン（大電力ミリ波発振器）が必要である。これは初期投資コストの面か

ら、マイクロ波ロケットの導入段階としては実用性に乏しい。

そこで導入段階として小規模な打ち上げシステムの提案を考える。前述の柿沼の提案はこの観点に近い立場をとっている。

次に、集光器の方式について考える。いくつかの仮定を置くと、100kg級の小型ペイロードを打ち上げる場合、on-boardでの集光比率を考えると福成や柿沼が想定しているテーパ型集光器方式ではその実現が難しいことがわかる。

もう一つの課題がある。過去の実験によりデューティ比の上限が示されたことだ。デューティ比とは1サイクル中でどれだけの時間ビームの照射をしているかという比率であり、過去の実験でデューティ比が0.3程度を越えると異常放電現象が発生し著しく推力が低下することがわかっている。すなわち、単一のロケット筒内に生成する上では、デューティ比をこれ以上上げられず、単位時間あたりに発生させられる推力に制限が出てくる。このデューティ比を理論上限の1まで上げるためには多気筒化する必要がある。

以上を踏まえ、新しいアイデアとして「ミラー型多気筒」方式のマイクロ波ロケットを提案する。二次曲面ミラーによりビームを集光し、リボルバー式吸気による多気筒ロケットである。断面の模式図を図4に示す。

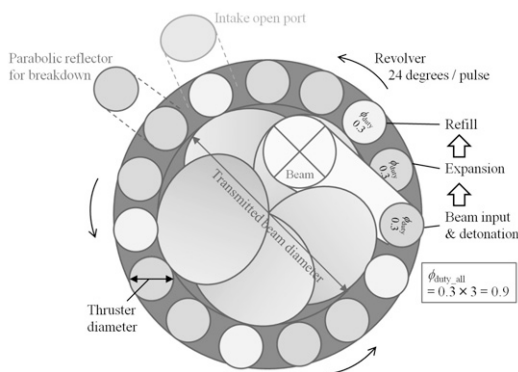


図4 ミラー型多気筒方式とリボルバー式吸気

この新しい方式のマイクロ波ロケットで検証すべき技術について、既にミラー伝送とプロファイル変換については実験結果を得ている。未検証事

項としては、ミラー系方式での打ち上げ実証実験、リボルバー式吸気のための機械実証実験、姿勢制御実証実験があげられる。

4. 残る課題と開発ロードマップ

・電波法（周波数の選定と割り当て）

電波法により、屋外で強力な電磁波を使用するには、総務省から周波数の割り当てを受ける必要がある。周波数帯として競合するのは主に電波天文分野である。現時点で使われていない周波数帯はGHz帯にも多く存在するが、将来の利用を見据えて主に電波天文用に割り当てられている。

マイクロ波ロケットが必要とする周波数の帯域はごく狭いこと、原理的にミリ波領域であればどの周波数であってもジャイロトンやビーム伝送系を設計可能なこと、ビームを鉛直上方へ照射すること、ビーム拡散による損失を減らすよう対策をとらなければ成立しないシステムであること、打ち上げ頻度による一回の打ち上げに要する時間は十分程度であり短時間のビーム照射が想定されることから、現実には電波天文への影響は少ないものと考えられるが、社会的な認知や理解が必要である。実際の打ち上げでは国際的な取り決めも必要となる。

また、ミリ波は高出力レーザーが実用化されるまでのつなぎと位置付け、レーザー開発が完了する年代までに電波天文分野にて使用予定のない周波数帯の中から都合のいいものを選んで周波数割り当てを受けることが喫緊の課題といえる。これができなければ、屋外へのミリ波照射が電波法上できないことになり、建物サイズを越えた数十メートル以上の高度への飛行実証実験を行うことが不可能である。

・地上設備の寿命

地上設備として必要なミリ波発振器ジャイロトンおよびその周辺機器である超伝導コイル、電源、導波管、ビーム出力窓、ビーム照射アンテナ等の設置コストと寿命についての研究が不足している。レーザーまでのつなぎとして、減価償却期間が

合理的な年数となるのか考えなければならない。

・高速飛行時のインテーク開発

マイクロ波ロケットでは、飛行中に周囲の大気を取り込むことで燃料を搭載せずに飛行することができるが、高速飛行時のインテーク技術については、ラムジェットエンジンの技術の転用が必要である。

・高高度飛行

飛行高度が上昇すると周辺大気の大気が下がるため、地上において減圧環境下での試験をした上で高高度飛行を実証する必要がある。また、高度40kmを越えると大気は極めて薄くなるため、それ以上の高度における加速飛行には推進剤を搭載する必要が生じる。最適なガス種の選定が課題である。

・スケール則と推力密度

繰り返し作動で生じる異常放電現象は、スケールを実用機サイズに上げることで回避することが可能と考えられるが、未検証である。

・姿勢制御と軌道投入

ビームから外れないように姿勢を制御するには、前述のLightcraftのようにロケット側の構造に工夫が必要である。また、軌道投入をしやすくするためのロケットシステムや、打ち上げ後の機体の処分方法についても軌道の観点からの研究が必要である。

・ビーム合成技術

複数のジャイロトロンから照射されるミリ波ビームを一つのビームに合成する技術はまだ研究段階である。核融合分野の高周波加熱技術からの転用が必要である。

・材料の検討

機体材料の検討はまだ行われていない。

表1に課題リストを、表2に実用化に向けたロードマップを示す。

5. 結 言

宇宙開発が本格化してから半世紀以上が経ち、宇宙を利用した様々なアプリケーションが実現する時代になっているが、宇宙への物資輸送に要する費用はいまだに劇的な低減を見せていない。内閣府の宇宙基本計画に盛り込まれた「太陽発電衛星」計画を筆頭に、輸送費用が高額になるために足踏みをしているプロジェクトは数多い。米国を中心に民間企業が低コストのロケットを開発しているが、2030年代以降に計画される超大規模な宇宙開発計画において求められるロケットのコストは現状の百分の一程度と、そのハードルは極めて高い。

本論文では、民間宇宙開発を早期に実現するための輸送手段として、東京大学を中心に日本国内の機関が連携して開発を進める「マイクロ波ロケット」の現状と課題について俯瞰的に論じた。

従来のロケットと異なり、実証実験レベルまでの研究開発を小規模に首都圏等の都市近郊部で行うことが可能であり、民間宇宙開発との親和性があることから、産学官民連携の視点で取り組むことが可能と考えられる。日本では2016年11月に「宇宙活動法」が成立した。日本の新基幹産業として宇宙開発で国を引っ張るために、輸送コストを劇的に下げることが必要不可欠と考える。

参考文献

- (1) 月崎竜童「マイクロ波イオンエンジンの進化と電気推進をめぐる国際競争」, 宇宙科学最前線 (2016.11.30) .
- (2) A. Kantrowitz "Propulsion to Orbit by Ground-Based Laser", Astronaut. Aeronaut. 10, 74 (1972) .
- (3) L. Myrabo "World Record Flight of Beam-Riding Rocket Lightcraft: Demonstration of "Disruptive" Propulsion Technology", AIAA 2001-3798 (2001.7) .
- (4) K. Komurasaki, B. Wang, Encyclopedia of Aerospace Engineering (2010) 1351.
- (5) T. Nakagawa, et al. "Propulsive Impulse Measurement of a Microwave-Boosted Vehicle in the Atmosphere", J. Spacecraft and Rockets, 41, 1 (2004) 151-153.
- (6) K. Sakamoto, et al. "Achievement of robust high-efficiency 1MW oscillation in the hard-self-excitation region by a 170GHz continuous-wave gyrotron", Nature Physics, 3, 6 (2007) 411-414.

- (7) Y. Oda, et al. "Thrust Performance of Microwave Rocket under Repetitive Pulse Operation", J. Propul. Power, 25, 1 (2009) 118-122.
- (8) T. Yamaguchi, et al. "Developments of Microwave Rocket as a Future Low-cost Mass Transportation System", 63rd International Astronautical Congress, C4.8.7 (2012.10) .
- (9) 小松怜史, 他「大電力・高デューティ比作動によるマイクロ波ロケットの推力向上」, 日本航空宇宙学会論文集, 60, 6 (2012) 235-237.
- (10) H. Katsurayama, et al. "A Preliminary Study of Laser powered Launcher Performance", Acta Astronautica, 65 (2009) 1032-1041.
- (11) M. Fukunari, et al. "Replacement of Chemical Rocket Launchers by Beamed Energy Propulsion", Appl. Opt., 53, 31 (2014) I16-I22.
- (12) M. Fukunari, et al. "Air-Breathing System Using Reed Valve for Pulse Detonation Microwave Rocket", Aerospace Tech. Japan, 14 (2016) 1-7.
- (13) K. Kakinuma, et al. "Two-Stage-to-Orbit Transporting System Combining Microwave Rocket and Microwave Thermal Rocket for Small Satellite Launch", The 30th ISTS Special Issue of Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan (2016) .
- (14) T. Yamaguchi, et al. "Millimeter-wave Beam Conversion with Quasi-optical Mirrors for Microwave Rocket Launch Demonstration", AIP Conf. Proc. 1402, pp.467-477 (Beamed Energy Propulsion: Seventh International Symposium, 2012.4) .
- (15) 小紫公也, 福成雅史「マイクロ波ロケットの現状と展望」, プラズマ・核融合学会誌, 92 巻, 5 号 (2016) 323-331.

表 1 課題リスト

分類	課題リスト	拠点	現状達成度	目標値	難易度	1MW 実証可
Flight	姿勢制御	東北大	×	Beam-Riding	難 5 年	△
	軌道設計	東大 山口大			易	×
Rocket	機体熱負荷	×	×		中 5 年	△
	機体設計	東大	preliminary		中 5 年	△
	吸気機構 Intake 機構	東大 ×	リード弁 × ×	リード弁	中 5 年 中 5 年	△ ? (風洞)
	力積生成 繰返し作動 高高度飛行	東大 東大 ×	単発, 400 N/MW 異常放電, 20 N/MW ×	500 N/MW 300 N/MW 300 N/MW	中 難 5 年 中 5 年	○ ○ △
	受電レクテナ	東大	ミラー△, テーパ△	テーパ	中 3 年	○
	(高層伝送)	×	×		中	△
大気中伝送	電波法	×	×	94 GHz 等	中 5 年	?
地上設備	送電アンテナ 逐次集光	東大 ×	10 m ×		易 難 10 年	○ △
	ビーム源 ビーム結合	那珂研 × (ドイツ)	0.8 MW × or 位相制御	2MW (単体) 100-1000 本	易 中 5 年	○ △
	電源 (繰返し) 蓄電装置	那珂研 ×	専用 × (繰返し○) ×	0.2-2.0 GW	易 中	○ ?
	立地	×	専用施設 ×, 環境アセス		中	△

表 2 実用化に向けたロードマップ

年	分類	実証内容	必要な装置
2016-17	基礎研究 応用研究	異常放電抑制 定常的な 10N 推力生成	1MW ジャイロトロン 1 基
2018-19	飛行実証	1kg, 10m 鉛直自在飛行	
2020-21	機体設計 ビーム源	吸気機構改善, インテーク機構開発 多気筒化, ビーム合成	1MW ジャイロトロン 2 基
2022	姿勢制御		
	伝送 立地	電波法をクリア 地上基地建設	ジャイロトロン周波数決定
2025	飛行実証	10kg, 100m 鉛直飛行	2MW ジャイロトロン 2 基
	SSTO	10kg 宇宙へ	
2030	SSTO	100kg 宇宙へ	2MW ジャイロトロン 20 基
2040	中型ロケット 1 段目置換	1 ton 宇宙へ	2MW ジャイロトロン 200 基

【初期の打ち上げ例】

5kg ロケット (ペイロード 2kg) を高度 30km (大気の密度がある範囲) まで加速して sub-orbit へ

- ・推力 100N, 推力電力比 200N/MW, 伝送ロス 0.5 として, 1MW ビーム連続 60 秒が必要。gyrotron 1 基で対応可能
- ・発振周波数を 100GHz と仮定。消費電力 2MW を想定。ビーム基地予算 2 億円