

宇宙探査機のためのレーザー基地衛星

防衛大学校 航空宇宙工学科

グエン バ タイン ロン, 安平 浩義, 渡邊 貴敏

1. ミッションの概要

人類が宇宙開発を始めて、これまで半世紀以上経った。その間に、ロケット、人工衛星、宇宙探査機などにより、多くの成果が得られている。それらの中で、宇宙探査機は人類にとって重要な発明である。宇宙探査機により、他の惑星を間近で観測し、知識を得るといふ、人類の昔からの夢が達成された。現在の宇宙探査機は、ロケットにより打ち上げ・必要な軌道速度を獲得し、飛行している。しかし、将来のより効率的な惑星探査のためには、宇宙探査機自体による加速が必要となる。宇宙探査機を加速するためには、推力が必要であり、エンジンを搭載しなければならない。近年のはやぶさを初めとする宇宙探査機で利用されているのは、電気推進のイオンエンジンである。しかし近頃、その他の推進方法の候補として、新しい推進システムーレーザー推進^{1,2)}が注目されている。レーザー推進ではイオンエンジンに比べ大きな推力が得られる他、エネルギー源として外部より照射されるレーザーを利用するため、高い比推力が期待できるが、そのレーザーを照射する設備（基地）が必要となる。しかし、地上に設置したレーザー設備による照射では、人間に危険を及ぼす恐れがあり、また、天候によっては、レーザーを宇宙間まで送る効率が著しく低下するため、宇宙空間でのレーザー基地となる衛星を作ることが期待される。

2. 本衛星の目的

宇宙探査機に搭載されたレーザー推進用のレーザーを、本衛星より補給することで、

高効率な宇宙探査系を実現する。本衛星はそのための軌道上のレーザー基地として活用する。地上からのレーザー送信と異なり、大気圏外からレーザーを照射することで、安全で効率の良いレーザー照射を可能とする。

3. レーザ推進について

3-1 概要

レーザー推進とは、外部から照射されるレーザービームをエネルギー源として、空気、水蒸気また水素などの気体を加熱、プラズマ状態とし、そのプラズマ化された気体により推進力を得るものである。

3-2 原理

レーザー推進の原理図を図1に示す。レーザー推進では、[1]外部よりレーザーをレーザー推進に照射、[2]ベルノズル部にある気体を加熱・プラズマ化、[3]プラズマ化した気体を、ノズルを利用して運動エネルギーに変換、することで推力を得る。その後、次の推進のために[4]燃料となる気体を再充填する。

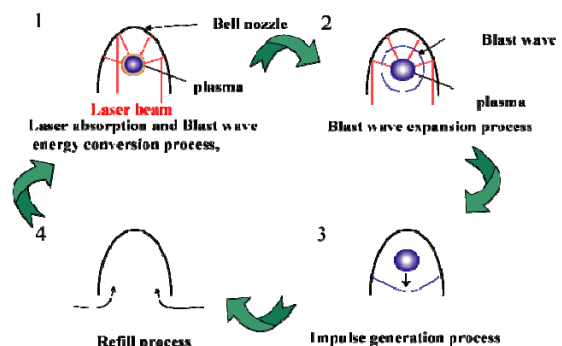


図1：レーザー推進の概要¹⁾

3-3 レーザー推進の特徴

レーザー推進の燃料は1種類の気体（水蒸気，空気，水素など）であり，外部からのレーザーによりエネルギーを得るため，宇宙機に搭載すべき燃料が抑えられ宇宙機の軽量化が可能であるとともに，高い比推力の実現が可能となる。

3-4 今までの研究

レーザー推進についての最初のアイデアは1972年にKantrovitz博士によって，提唱された。レーザー推進の発明は将来の宇宙開発技術にとっては，大切な意味をもっていると言われる。レーザー推進により，宇宙への輸送を低価格で実現できることが期待され，各国の宇宙技術研究において，レーザー推進の研究・開発が進められている。レーザー推進の理論・基礎技術は完成されているものの，実際にまだ使用されていない。理由は，必要となる高いエネルギーのレーザービームを発振出来るレーザー発振器が作られていないからである。しかし最近，宇宙太陽光発電などに関連して，太陽光を利用したレーザー技術（レーザー方式宇宙太陽光利用システム）の開発が進んでおり^{4,5)}，レーザー推進は夢ではなく，近い将来実現されるもの考えられる。

4. レーザー方式宇宙太陽光利用システムについて^{4,5)}

4-1 概要

レーザー方式宇宙太陽光利用システムは集光鏡により太陽光を集光し，それをレーザーに変更して地上に送るシステムであり，宇宙太陽光発電の方式(L-SSPS)として研究が進んでいる。

4-2 L-SSPS におけるレーザー発振設備

L-SSPS では100～1000倍という高倍率に集光した太陽光をレーザー発振ユニットの

レーザー媒質に導く必要があり，常に太陽光を指向した一次集光鏡と，さらに集光度を上げるための二次集光鏡を用いることが検討されている。1つのユニットのレーザー出力を1万kWとすると，一次集光鏡の大きさは1枚あたり100m×100m程度となる。レーザー発振ユニットには高倍率の太陽光が入射するため，発生した熱を排熱するために放熱板が必要である。レーザー発振ユニットでは太陽光直接励起型固体レーザーにより，太陽光が直接レーザーに変換され，途中で電気に変換される過程がないため，高い効率(30～40%)でレーザーを発振させることが可能である。

4-3 本提案に使うシステムについて

L-SSPS と異なり，本衛星では出力のレーザーを直接レーザー推進を使う探査機に向け照射する。宇宙空間での照射であるため，大気による吸収や天気の影響を受けず，効率のよいエネルギー送信が可能となる。

5. 地上におけるレーザー基地との比較

今回提案する衛星ビームを利用する方法は，地上ビームより，多くの利点がある。その利点を次に述べる：

- 地上での高出力レーザー基地は人間に危険を及ぼす恐れがある。また，地球から宇宙に向け高いエネルギーのレーザーを送る場合飛行中の航空機に当たるなど，危険を及ぼす可能性もある。
- 宇宙間でのレーザー光照射の方が効率が低い。地上からのレーザー照射では，雨天・曇天の際や大気吸収などの影響で，エネルギー送信の効率が低くなる。さらに，地球のレーザー基地から宇宙探査機への照射では，速度の違いから宇宙間での照射に比べ距離が遠くなりやすく，精度が低いと考えられる。また地球自体が宇宙探査機を遮蔽するこ

とも多いため、運用の自由度が低い問題がある。

- ▶ 宇宙空間でレーザー発振を行うことで、太陽光のエネルギーを効率よく利用出来る。地上のレーザー基地では、天候によっては太陽光が遮られ、効率が低くなると考えられる。一方軌道上の衛星では、食以外の長い時間、太陽光を受けられる。

本提案では、宇宙機はレーザー推進システムのみを積んで、主推進系としては化学エンジンを使用しない。宇宙機はロケットで静止軌道まで打ち上げられて、それからレーザー推進機を使って、第2宇宙速度まで加速する。

以下に本提案ミッションの特徴を示す：

- ▶ 短い時間で宇宙探査機を脱出速度まで加速できる。例えばイオンエンジンを用いた加速では、太陽の周りを何週も飛び回らなければならないため、時間がかかると考えられる。

6. 衛星の概要

6-1. 衛星の部分

本衛星の概要を図2に示す。本衛星に必要なシステムは、

- －集光鏡：100m×65m
 - －放熱板：100m×65m
 - －レーザー発振部分（レーザー光の照射方向の追尾装置含む）
- ※レーザー発振部微調台口長さは1mであるとする。

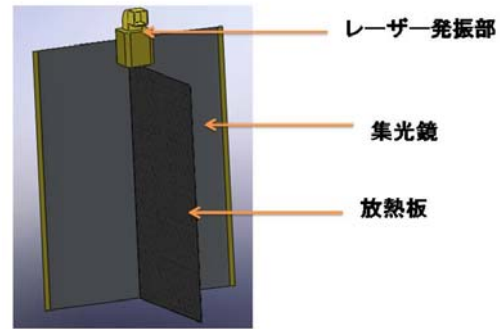


図2：レーザー基地衛星の概要図

6-2 衛星の運用の概要

本衛星は以下の様なステップで運用を行う。運用に関する概要を図3に示す。

ステップ1:1機目のレーザー基地衛星を高度400kmで、2機目を1800kmの低軌道に設置する。衛星は軌道上にて、太陽光を集めレーザー発振を行う。

ステップ2:ロケットにて、宇宙探査機をレーザー基地衛星と同じ低軌道に打ち上げる。

ステップ3:1機目のレーザー基地衛星が宇宙探査機にレーザービームを照射し、レーザー推進により宇宙探査機の推力を得る。次に、1機目の衛星と宇宙探査機の距離が1500kmになったら、2機目に切り替え、レーザービームを照射する。

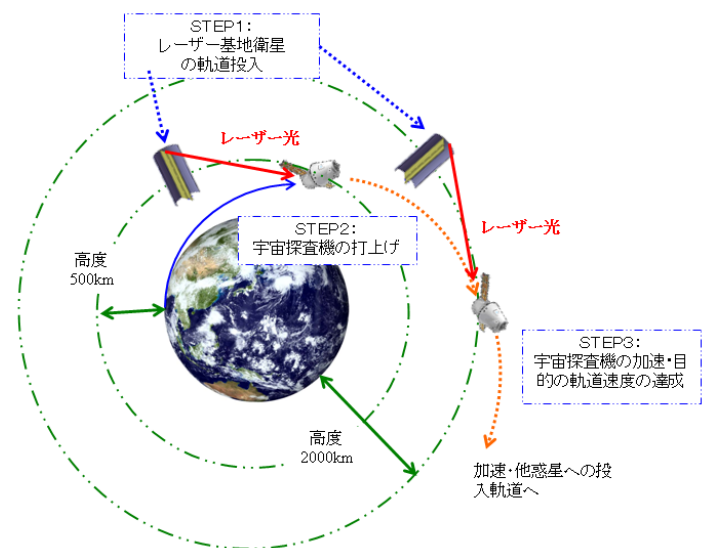


図3：レーザー基地衛星運用の概要

7. レーザー光の照射時間（加速に必要な時間）

最近の研究によると、L-SSPS においては 1 つのユニットのレーザー出力を 1 万 kW とすると、一次集光鏡の大きさは 1 枚あたり 100m×100m 程度となる³⁾。次に、宇宙探査機を脱出速度まで加速するには、どのぐらいレーザーパワーが必要か、またどのぐらい時間が必要であるか、考察する。

まず、燃焼室の熱エネルギーがノズルを通してすべて排気ガスの運動エネルギーとなった場合の比推力は文献[1]の式(4)で表される。

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \sqrt{\frac{2kRT}{M(k-1)}} \quad (\text{文献 1.4})$$

R: ガス定数 k: 排気ガスの比熱比, T: 温度, M: 分子量

(4) 式から考えると、 I_{sp} は推進燃料と温度に依存する。推進燃料として、水素、窒素、アンモニア、水を用いた場合の I_{sp} と温度の関係を以下の図に示す。

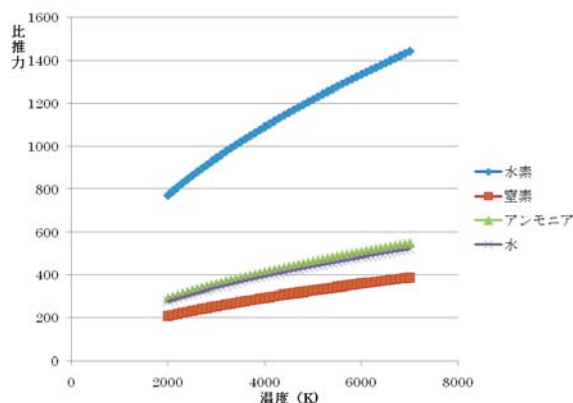


図4：温度と比推力の関係グラフ

グラフより、水素の場合に、 I_{sp} が一番高い値を示していることが分かる。温度が 3000 K の時、 I_{sp} は約 1000 秒である。必要なレーザービーム量は以下で見積もるが、 I_{sp} 1000 秒を達成するためには、推進剤流速に応じた計算の結果、約 3200~6400 kW

のレーザービームが必要となる。検討の詳細を以下に示す。宇宙探査機の質量は 500 kg として、推進剤の流速をそれぞれ 0.05 (kg/s) と 0.1 (kg/s) の場合の探査機の運動・地球の重力圏離脱までの時間を検討する。

ここで、レーザー推進での推力を、参考文献[1]の理論式より求めると以下の式(2)と式(3)より

$$Cm = \frac{F}{P_{laser}} \quad (\text{文献 1.2})$$

$$I_{sp} Cm = \frac{2}{g} n \quad (\text{文献 1.3})$$

また、入力されるレーザーパワー、 P_{laser}

$$\text{は } P_{laser} = \frac{F \times I_{sp} \times g}{2n} \quad \text{ととまる。}$$

ここで、 F は推力、 g は重力加速度、 n はレーザーパワーから流体運動パワーへの変換率である。次に、それぞれの流速における探査機の運動等を検討する。

[1]. 流速が 0.05 (kg/s) の場合

推力は

$$F = I_{sp} \cdot m' \cdot g = 1000 \times 0.05 \times 9.8 = 490 \text{ N}$$

であり、上記の式を基に解析を行った。結果を図5と6に示す。その結果より

- 地球の重力圏離脱（探査機の運動エネルギーと重力ポテンシャルの和が正）までの必要な時間：4200 秒（図6）
- その時のレーザー基地衛星から宇宙探査機までの距離：1.6 万 km（図5）
- 必要なレーザーパワー：

$$P_{laser} = \frac{F \times I_{sp} \times g}{2n} = \frac{490 \times 1000 \times 9.8}{2n} = \frac{2401}{n} \quad (\text{kW})$$

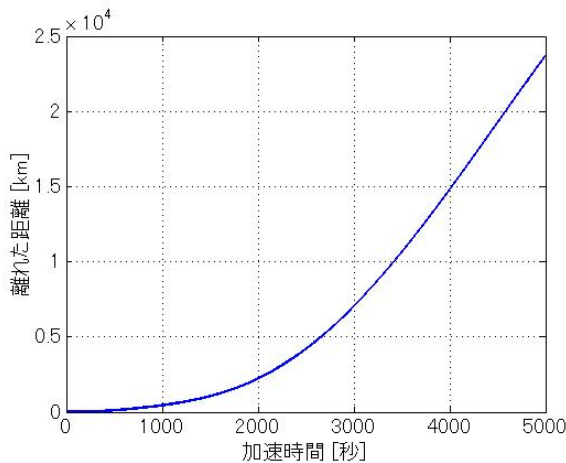


図 5 : 加速時間と衛星から宇宙探査機までの距離の関係グラフ ($m' = 0.05\text{kg/s}$)

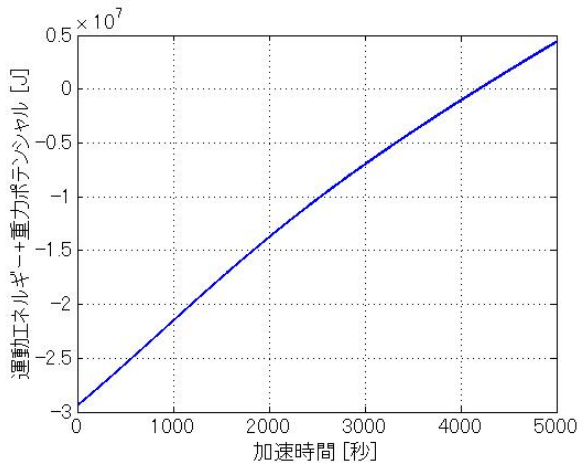


図 6 : 加速時間と宇宙探査機のエネルギー (運動エネルギーと重力ポテンシャルの和) ($m' = 0.05\text{kg/s}$)

[2] 流速が 0.1 (kg/s) の場合

推力は

$$F = I_{sp} \cdot m' \cdot g = 1000 \times 0.05 \times 9.8 = 980 \text{ N}$$

であり、解析の結果

- 地球の重力圏離脱 (探査機の運動エネルギーと重力ポテンシャルの和が正) までの必要な時間 : 1800 秒 (図 8)
- その時のレーザー基地衛星から宇宙探査機までの距離 : 3000 km (図 7)
- 必要なレーザーパワー :

$$P_{laser} = \frac{F \times I_{sp} \times g}{2n} = \frac{980 \times 1000 \times 9.8}{2n} = \frac{4802}{n} \text{ kW}$$

が得られた。結果を図 7, 8 に示す。

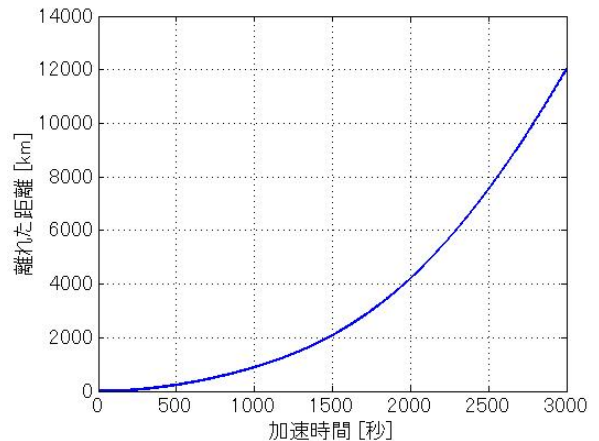


図 7 : 加速時間と衛星から宇宙探査機までの距離の関係グラフ ($m' = 0.1\text{kg/s}$)

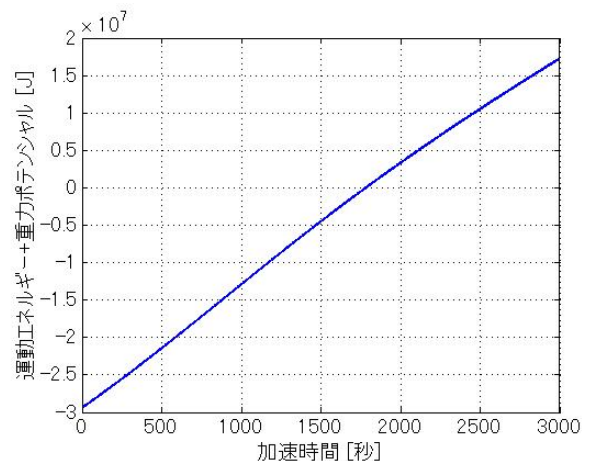


図 8 : 加速時間と宇宙探査機のエネルギー (運動エネルギーと重力ポテンシャルの和) ($m' = 0.1\text{kg/s}$)

流速が 0.05 (kg/s) の場合、 n を 75% とすると、相当する P_{laser} を得るためには $56\text{m} \times 56\text{m}$ の衛星基地が必要である。しかしこの場合、時間は 4200 秒程度かかるため、宇宙探査機とレーザー基地衛星の距離は遠く離

れ、その距離は 1.6 万 km となる。この距離では、探査機へのレーザ追尾に必要な精度が非常に高くなり、今の技術水準では、実現できない。

流速が 0.1(kg/s) の場合、80m×80m の衛星基地が必要である。この時、加速時間は約 1800 秒で、レーザ基地衛星から宇宙探査機が一番遠い距離は約 3000 km である。流速が 0.1(kg/s) より大きい場合、衛星のサイズは 80m×80m より大きく作らなければならない、実現可能性が低いと考えられる。そこで、本ミッションでは、流速として 0.1(kg/s) を採用する。

80m×80m (6400 m²) の衛星基地を使うと、姿勢制御が難しいため、面積 6400 m² で、動傾安定の期待できる縦長い衛星基地を使うこととし、本ミッションにおける衛星基地のサイズは 100m×65m とする。

8. レーザ追尾精度向上ための提案

本ミッションでは、ポインティング精度の制約から、高度の異なるレーザ基地衛星を 2 機用いることを提案する。つまり、高度 400km で運用するレーザ基地の他、もう 1 機を 1800 km の高度で運用する。1 機目と宇宙探査機との距離が 1500 km になった時レーザ基地を切り替え、2 機目を使って、レーザビームを送る。

1500km の距離でレーザビームを送るためには大変高い精度が求められる。そこで、その精度が達成可能性を検証する。ここで、探査機の受光部の口径を 0.5m とすると、受光部に対し 0.1m 程度 (口径の 1/5 程度) の位置精度でビームが受講できれば、安定したレーザ受光が可能と思われる。そこで図 9 の様に、レーザ発信機側の架台に組み込んだ高精度圧電アクチュエータにより、架台を微徴することを考える。

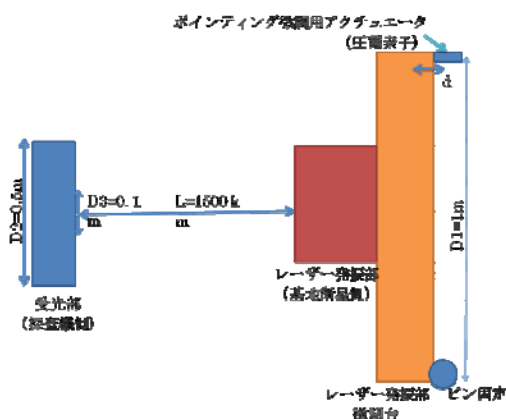


図 9：発振と受光の概要図

ここで

$L := 1500\text{km}$ (衛星と探査機の距離)

$D1 := 1\text{m}$ (レーザ発振部微調台口径)

$D2 := 0.5\text{m}$ (受光口径)

$D3 := D1/5 = 0.1\text{m}$

(要求ポインティング精度)

d : ポインティング微調用アクチュエータの変位 (位置決め精度)

とすると、探査機の受光部の集光鏡に送るために、必要な角度精度は：

$$\theta_L = \frac{D3}{L} = 6.66 \times 10^{-8} \text{ (rad)}$$

また、基地衛星の発振部の精度は：

$$\theta_M = \frac{d}{D1}$$

であり、ミッションが実現出来るために、

θ_M は θ_L より小さくなければならない。そこで

必要なアクチュエータの精度 d を計算すると、

$$d = \frac{D3 \times D1}{L} = 66.66 \text{ (nm)}$$

が必要とわかる。この数値は現在開発されている高精度ピエゾアクチュエータ⁷⁾を利用すると達成出来るため、このミッションが実現可能であることが分かる。

9. まとめ

レーザー推進を利用する宇宙探査機にレーザービームを補給する衛星システムを提案した。検討の結果、100m x 65m 程度の一次集光鏡と 6400 kW クラスのレーザー発振システムを持つ本衛星群により、500 kg 程度の質量を持つ宇宙探査機を 30 分程度で必要な速度（第 2 宇宙速度）まで加速することができる。本衛星の実現に向けては、さらに小さいサイズの衛星で同程度のエネルギーのレーザー発振が可能となるよう、研究が必要である。

参考文献

[1]内田 成明, レーザー推進の地上打ち上げ及び宇宙空間での応用, プラズマ核融合学会誌 83(3), 2007, pp. 271-275

[2] “RP Laser Propulsion Research”, (<http://www.kml.k.u-tokyo.ac.jp/rpl/rpinfo.html>).

[3] 葛山 浩, 小紫 公也, 荒川 義博,

“パルスレーザー推進による静止遷移軌道への単段打ち上げシステムの可能性”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 54 (2006), pp. 63-70.

[4] 荻野 純平, 浦野 渡瑠, 片山 祐太郎, 白濱 卓馬, 仁木 秀明, 金邊 忠, 鈴木 拓明, 福室 康行, 佐々木 進, SSPS-WG5-Group, “宇宙太陽光励起レーザー実証用 1 kW 級レーザーシステムの要素技術開発”, 信学技報, Technical Report of IEICE. SPS2009-02 (2009-04).

[5] “レーザーによる太陽エネルギー利用技術 (L-SSPS)”, (<http://www.ard.jaxa.jp/research/hmission/hmi-lssps.html>).

[6] 豊嶋 守生, 他, “きらりを用いた NICT 光地上局通信実験(速報)(宇宙応用シンポジウム)”, 電子情報通信学会技術研究報告. SANE, 宇宙・航行エレクトロニクス 106(107), pp. 75-80 (2006-06).

[7]http://www.s-sl.co.jp/product/open_stage/piezo/dpt.html