

研究最前線 新たな宇宙開発を拓く核融合技術

3. レーザー推進の地上打ち上げおよび宇宙空間での応用

内田 成明

東京工業大学統合研究院地球開拓研究部門

(原稿受付：2007年1月27日)

レーザー推進はエネルギー源と推進剤量を独立に制御できるので噴出ガスの動作パラメータ領域が非常に幅広い特徴を持つ。この特徴を利用して地上打ち上げから惑星間飛行まで様々な輸送目的に対して提案が行なわれている。本稿ではレーザー推進の様々な応用を俯瞰的に理解するための基礎的な概念を導入し、比較的近い将来に実現可能と考えられる小型レーザーを用いた軌道上の推進システムと従来の打ち上げコストを大幅に低減する可能性を有する熱交換型レーザーロケット打ち上げシステムの基本的性能に関する最近の研究結果を紹介する。

Keywords:

laser propulsion, specific impulse, payload ratio, orbital transfer vehicle, launcher

3.1 はじめに

レーザー推進の明確な概念は1970年代に Kantrowitz[1]により提唱され、その後さまざまな具体的提案や基礎研究がなされてきた。レーザー推進技術の多くはその実現のために人類未到達の超高出力レーザーを必要とするため、これまでの実験的研究は基礎的な推進力特性の把握や原理実証実験、または米国で進められた SDI (Strategic Defense Initiative) のような国家的予算規模の研究の一部として 100 m 程度の飛行実験が行われている段階である。しかしながら、近年の高出力レーザー技術の進展と半導体レーザー (LD) のようなコンパクトなレーザー技術の進捗によりさまざまなレーザー推進技術の中にはその実現が見通せるものが出てきている。

従来の化学推進では燃料 (推進剤) の (質) 量と発生可能なエネルギーは比例しており、燃料を選ぶとほぼロケットの性能も決まる。一方、レーザー推進の第一の特徴は、レーザーパワーと推進剤の流量を独立に設定でき推進剤の噴出速度が非常に広い範囲で制御できるため、推進システムの適用分野によって最適な設計ができることである。それゆえ、レーザー推進の応用は、地上打ち上げから軌道上の姿勢制御および軌道遷移機さらに惑星間の超長距離推進機関向けまでさまざまな提案、研究が行なわれている。本稿ではこれらの提案のうち実現が比較的近い将来に可能であろうと考えられる概念について、最近の研究の進捗を交えながら紹介する。

第3.2節ではレーザー推進の特徴を理解するために必要な推進メカニズムで重要な概念を紹介する。本稿ではさまざまなレーザー推進方式を地上打ち上げ用と宇宙空間での

応用に分類して紹介する。第3.3節では地上打ち上げ用として提案されている推進システムとして最近研究が始まった熱交換型レーザー推進システムに関する研究を紹介する。第3.4節では宇宙空間で用いる推進システムとして軌道上での衛星の姿勢制御用、周回 (低) 軌道から静止軌道への軌道遷移機に適した推進方法、さらに惑星間飛行に必要な高推進剤効率を有するレーザー推進システムについて述べる。

3.2 レーザー推進の基礎

3.2.1 比推力の独立制御性

ロケットが発生する推進力は、噴射推進剤の運動量発生割合から算出することができる*1。運動量は質量と速度の積であるが、通常の化学ロケットでは燃料の質量とその燃焼で発生するエネルギーが化学ポテンシャルで決まっているため、燃料質量あたり発生できる運動量はほぼ一定である*2。

一方、レーザー推進では推進剤単位質量に注入するエネルギーを任意に設定できるため、水蒸気程度の温度からプラズマ温度まで制御可能である。すなわち運動量発生のために質量をより多く利用するか、速度 (エネルギー) をより多く利用するか、設計の自由度がでる*3。

一般にロケット推進システムの性能を評価するために推進剤発生に費やした推進剤の量で評価する比推力という指標が用いられる。

$$I_{sp} = \frac{F}{mg} \quad (1)$$

*1 大気中を飛行する場合は噴射ガスが押しつける大気反発 (圧力) も推進力に寄与するが、特殊な場合なのでここでは無視する。

*2 燃焼ガスに推進剤を再注入して速度を落とすことは可能であるが、推進剤最大速度は燃焼で決まっている。

*3 推進剤の質量を増やしても消費エネルギーは増えるが、速度に関しては二乗で増えるので速度の効果が支配的となる。

ここで \dot{m} , g , F は推進剤の噴出割合, 重力加速度, 発生推進力である.

一方, レーザー推進の研究では, 投入したレーザーエネルギーに対して発生した推進力の割合が重要となる場合が多い. そのような性能を評価するため運動量結合係数 (Momentum Coupling Coefficient, C_m) という指標

$$C_m \equiv \frac{F}{P_{\text{laser}}} \quad (2)$$

が用いられる. ここで P_{laser} は推進剤に入射するレーザーパワーである. ロケットと推進剤の間に成立する運動量保存則, $F = \dot{m}v_e$ と式(1), (2)を用いると, I_{sp} と C_m の積は

$$I_{\text{sp}} C_m = \frac{\dot{m}v_e^2}{gP_{\text{laser}}} = \frac{2}{g} \eta_{\text{Hydro}} \quad (3)$$

となる. ここで, v_e , η_{Hydro} は推進剤の排気速度, レーザーパワーから流体運動パワー ($\frac{1}{2}\dot{m}v_e^2$) への変換効率 (ここでは流体効率と呼ぶ) である. η_{Hydro} が決まると I_{sp} と C_m とは反比例の関係であることがわかる. すなわちロケットにレーザーで推進力を与える場合, 推進剤の効率とパワーの効率は両立せず, その使用目的や環境条件に適した性能を設計する必要がある [2].

設計の一つの指針としてまず I_{sp} に対するペイロード比 (打上重量に占める荷物 (Payload) の比) を求める. I_{sp} をパラメータとすると, \dot{m} とレーザーパワーの割合が決まるのでロケットの性能が一意に決まる.

周回軌道へ打ち上げるロケットの動作条件として推進剤流量一定, レーザーパワー一定などいくつかのパターンが想定されるが, ここでは打ち上げから周回軌道までの加速度が一定 (例えば 3 G) という条件を課すことにする. ペイロードを含む初期重量 100 kg のロケットを高度 250 km の低周回軌道へ打ち上げる場合を想定して必要なレーザーのパワー (システムの規模) とペイロード比を計算することができる. ここでレーザーパワーから推進剤の運動パワーへの変換率は 10% とした.

計算結果を図 1 に示す. 現状技術として比推力 400 秒でペイロード比 3.5% の HII-A ロケットのデータを示す. HII-A は多段式で固体ブースターエンジンも積んでいるが, ここでは第一段ロケットの液体水素酸素エンジンの比推力を代表値として用いた. 右軸には 3 G の加速度を得るためのレーザーパワーの最大を示した. 目標比推力を上げるにしたいが必要なレーザーパワーも大きくなることがわかる.

図示した範囲では, ペイロード比が 400 秒から 800 秒まで二倍に増えるとペイロード比は 3.5% から 20% 近くまで 6 倍近い増加となっている. すなわち高い比推力を設定することにより衛星などの打ち上げコストを大きく低減することが可能となる.

このように比推力を高める効果は著しいが, これを通常の燃焼室とノズル内のガスの膨張の組み合わせによる高速排気ガスの生成法で行なうと, 材料の耐熱限界の問題をクリアしなければならない.

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 (限界値) は次式で表される.

$$I_{\text{sp}} = \frac{1}{g_0} \sqrt{\frac{2\kappa RT_0}{M(\kappa-1)}} \quad (4)$$

ここで g_0 , R , κ , T_0 , M はそれぞれ重力定数, ガス定数, および排気ガスの比熱比, 温度 (燃焼室内), 分子量である. 図 2 に排気ガスが水素および窒素の場合の燃焼室温度と比推力の関係を示す. ごく理想的な場合で水素を推進剤としても 800 秒の比推力を実現するには 2,000°C の高温が必要であり, 耐熱材料に大きな負担がかかる.

さらに惑星間飛行に必要な 1,000 秒を超える比推力を実現するにはプラズマ生成温度の実現が必要であり, レーザープラズマを利用するレーザー推進はその有望な候補である [2]. 次節以下でこのような高性能推進システムを構築するために検討されているレーザー推進の方式を紹介する.

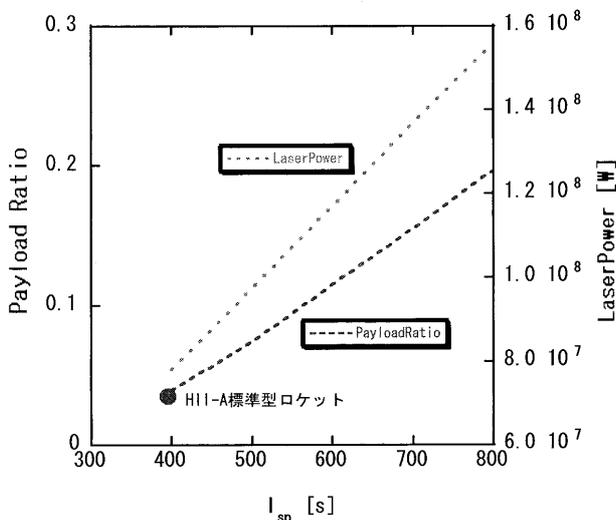


図 1 ペイロード比の比推力 (I_{sp}) 依存性.

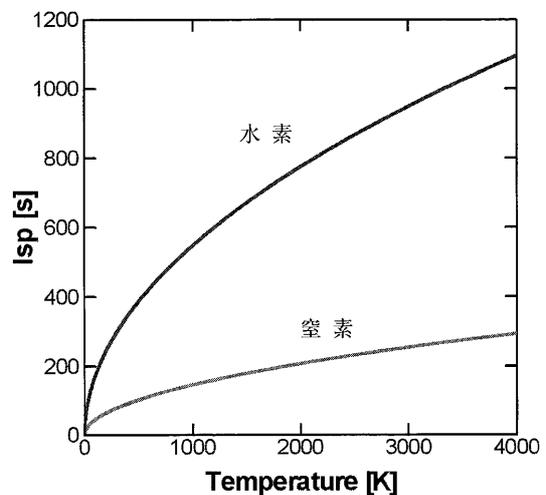


図 2 燃焼室の温度で得られる比推力の限界値依存性.

3.2.2 レーザー推進の分類

式(3)で示したように種々のレーザー推進方式はその(パワー)規模に関わらず比推力または運動量結合係数を用いて特徴づけることができる。図3に両パラメータを軸に各種推進システムの性能のマッピングを示す。実線はレーザーパワーから推進剤の運動パワーへの変換効率(流体効率)を20%としたときの両パラメータの反比例関係である。レーザー推進には高い運動量結合係数を示す(1)「ウォーターキャノン」型推進[3](比推力=数十秒)、(2)大気吸い込み型レーザー推進[4,5](比推力=数十~数百秒)、(3)レーザープラズマを利用するレーザー推進[6-8](比推力=1,000秒以上)などが挙げられる。(2)の方式は比推力性能としては化学推進方式と同等である。一方、(3)の方式は惑星間飛行に応用される電気推進方式と同等の比推力性能を示す。また最近化学ロケットと電気推進の中間の比推力を狙った(4)熱交換型レーザー推進[9]が提案され研究が始まった。

本稿では主にレーザーパワーの優れた集光性能を利用して可能となる高温推進剤生成に基づいた高比推力推進技術の紹介を行なう。上記の分類で(3)および(4)の技術である。

(3)の推進技術は1,000秒以上の比推力性能を示すもので、限られた少量の推進剤でできるだけ大きな運動量を発生することを目的としている。例えば軌道上の衛星は絶えず軌道や姿勢の修正を行っており、その寿命は推進剤の量で制限されている。また、「はやぶさ」に見られるように電気推進システムは高い比推力を示すが、放電の空間電荷制限のため低推力である。レーザー推進を軌道遷移機(地球周回軌道から静止軌道への遷移)や惑星間飛行に応用すれば、高い比推力と大きな推進力を両立させるシステムの設計が可能である。

熱交換型の推進システムは従来の化学推進の比推力を上回る性能をめざし、高いペイロード比を実現することにより衛星打ち上げコストの低減をめざす。

3.3 地上打ち上げシステムへの応用

従来提案されてきたレーザー推進技術ではパルスレーザーを物質に集光しプラズマを発生、その反発力で推進力を得る方法が主流である。これを実現するためには使用するレーザー光のビーム品質が厳しく要求されるため、光学部品への要求条件が厳しくなることと、打ち上げシステムに適用する場合には地上から供給するレーザービーム品質の大気擾乱による劣化を補償する技術が必要になるなど解決すべき技術課題が多い。この問題を回避するために最近提案されているのが熱交換型レーザー推進器である。この方式は高温のプラズマの代わりに高温水蒸気などを利用する。実際地上打ち上げの場合には地球の重力に打ち勝つ大きな推進力が必要なため、プラズマで実現されるような超高比推力ではなく、比較的低温で推進剤の噴出速度もあまり大きくないほうが適当である。

このような要求に適したレーザー推進方式が水蒸気型レーザー推進である。この方式はレーザー光を熱交換器に吸収させ、水などの蒸気を発生させて推進力を得る方法で

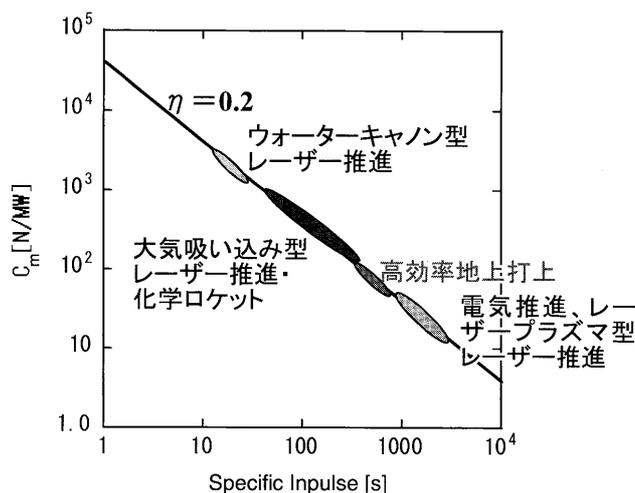


図3 各種推進システムの性能比較。

ある。さらに炭酸ガスレーザーを光源として用いると、レーザーパワーを直接水蒸気に吸収させることができ、熱交換器など材料に熱負荷をかけることなく推進剤の加熱が可能である。

水蒸気を推進剤とするのは液体酸素、水素を燃焼させるスペースシャトルやHIIロケットなどと同じであるが、これら化学ロケットが燃料の化学ポテンシャルにより最大の比推力が規定されているのに対し、レーザー推進では推進剤の流量と吸収レーザーパワーの割合を任意に取れるので、化学ロケットよりも高い比推力を設計してペイロード比を向上させることが可能である。しかしながら、図2で示したように化学推進の比推力を超える性能は材料の熱負荷を高める点が課題である。そこでレーザー光として炭酸ガスレーザー(波長10μm)、推進剤として水(水蒸気)を選択するとノズルの中でレーザーパワーを吸収させることにより材料の熱負荷を増やさずに高い比推力を得られる可能性がある。

図4に熱交換型のレーザー推進機の仕組みを示す。ノズル内を流れる水蒸気にレーザーパワーが吸収され高い噴射速度が達成される仕組みは次のように説明できる。

- (1)ノズル根元にある蒸気発生部の低温蒸気に対向して入射するレーザーからエネルギー供給(追加熱)を行なう
- (2)ノズルサイズ(長さ)をレーザー光の吸収長程度に設計すれば、ノズル材料にレーザーが照射されず熱負荷を低く保てる。ノズル構造表面は低温で高圧の推進剤でカバーされる
- (3)ノズル中央部は高温の推進剤で満たされノズルから噴

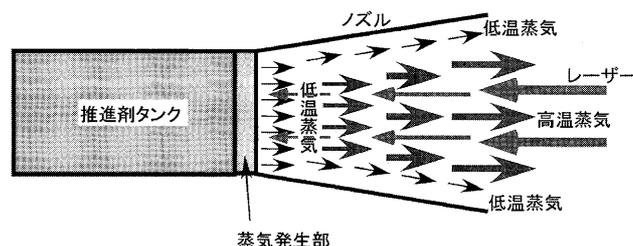


図4 熱交換型レーザー推進方式の概念。

射される⇒この噴射がシステムの比推力を決める

(4)高温部の圧力はノズル表面を覆う低温推進剤を通してノズルへ伝播する

(5)ノズル内の流体は追加熱により亜音速となるため高温部の圧力はノズル壁に到達し推進力を発生する

上記で特に(5)が本方式に重要な要素である。通常、燃焼により発生した熱エネルギーを推進剤の運動エネルギーに変換するためには燃焼室とノズルの間にスロートを設け、ここで音速点を満足させた後ラバルノズル形状により膨張させ超音速流を作る。一方、ノズル中央部分の推進剤に外部から入射させたレーザーパワーを吸収させると局部的に温度が上昇し音速も高くなるためノズル内は亜音速流となる。しかし、これは噴出速度が低下したのではなく流体の音速が上がったために相対的に超音速条件が崩れたに過ぎない。流体の絶対速度はエネルギー注入により増加する。また、ノズル内の超音速条件が崩れることによりレーザーにより加速された推進剤の反動（圧力波）は流れを遡ってノズル表面まで到達することができるのでレーザー加熱により高くなった比推力の効果も有効となる。

熱交換型レーザーのもう一つの特長はレーザーシステムの構築が比較的容易になることである。図1に示すように打上重量100 kgのロケットでも高い比推力を実現して打ち上げるためには100 MW以上のレーザーパワーが必要である。このような大出力レーザーを単一のレーザー装置として建設するのは未知の領域である。熱交換型ではパワーがコヒーレントな単一ビームとして供給される必要はなく、多数のレーザービームを単純に束ねて照射すればよい。例えば一台100 kWのレーザーなら1,000台を並べればよい。100 kWのレーザーは現有の技術で対応できるので開発コストもかからず、大量生産によるコスト低減も期待できる。

地上からレーザーを打ち上げる場合、高度数キロメートルまでの大気擾乱がビーム伝送にとって最も気をつけなければならない。大気擾乱による影響を小さくするためレーザー基地には高度の高い山岳地帯が適している。

3.4 宇宙空間システムへの応用

軌道遷移機に要求される条件としてはできるだけ効率よく推進剤を用いて静止軌道までペイロードを運ぶことであるが、一方で利用可能なパワーでできるだけ迅速にバンアレン帯の放射線領域を通過することも必要である。すなわち中間的な比推力がこの応用には適していると考えられる。ここでも前述の水蒸気型レーザー推進が適している可能性がある。宇宙では地球の重力の影響が小さいため比較的小さなレーザーパワーで「大きな」仕事を行うことができる。

衛星の周回軌道上での初期重量を1トン、比推力を1,000秒と想定した場合のレーザー軌道遷移機の性能を図5に示す[7]。軌道遷移機に求められる重要事項は(1)バンアレン帯を速やかに通過して衛星への放射線損傷を最小限に抑える十分な推進力発生があること、(2)できるだけ少ない推進剤消費で静止軌道へ到着すること、である。(1)への条件を

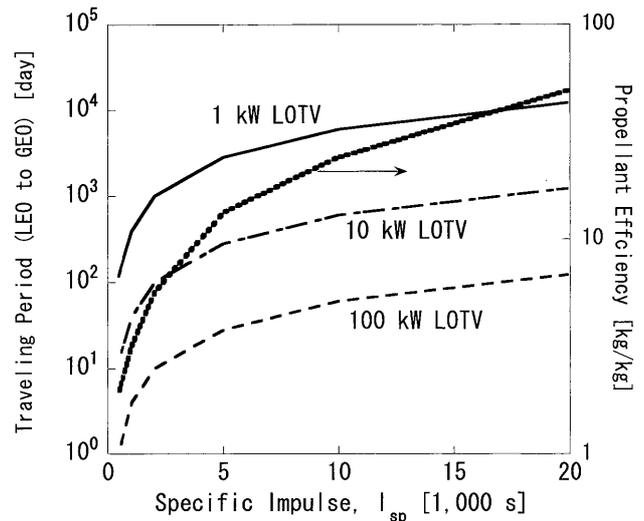


図5 レーザー軌道遷移機の所要日数と推進剤利用効率のレーザーパワー依存性。

確かめるためグラフ左縦軸には静止軌道までの日数を示している。この日数が長いほどバンアレン帯での滞在時間が長くなり放射線損傷の原因となる。一方、右縦軸には推進剤利用効率（静止軌道へ到達した質量／消費推進剤量）を示している。比推力が10,000秒を超えると燃料の十倍以上のペイロードを静止軌道上へ運ぶことが可能となる。レーザーパワーが100 kWになると所要日数は数日まで短縮され現実的な値となる。

一方、惑星間飛行などではさらに高いペイロード比が望ましい場合があり、超高温のレーザープラズマを推進剤として利用する方法がある。レーザープラズマの発生を固体ターゲット（推進剤）への高出力パルスレーザー照射により実現すると、コロナプラズマの熱シールド効果により固体推進剤を超高温から護りながら大きな推進力を与えることができる。これは慣性核融合ペレットのプレヒートを抑えながら圧縮するレーザー爆縮の一手法であるアブレーションモード[10]と同じ原理である。

図6にレーザーアブレーションにより得られる噴射ガスの比推力の照射レーザー強度依存性を示す。データは炭素棒のターゲットにNd:YAGレーザーのQスイッチパルスを照射した実験により得られた測定値である。20,000秒付近で飽和傾向が見られるもののイオンエンジンの性能も凌ぐ高い比推力が得られている。これはレーザーが時間的空間的に非常に大きなエネルギーを集中することができ瞬間的に数万度を超えるプラズマを発生することが可能であるからである。さらに固体燃料表面に発生するプラズマは表面垂直方向に強い一次元密度勾配を持つため、ノズルを用いずに方向性の強い推進剤の流体運動を発生するので数万度の推進剤噴出もロケット材料に大きな熱負荷をかけずに可能である。また、レーザー推進の利点はレーザーの出力に比例してアブレーション量を増やし大きな推進力も得ることができること、また半導体レーザー励起方式により宇宙空間で扱いにくい高電圧を用いることなく推進力の発生が可能なことなどが挙げられる。

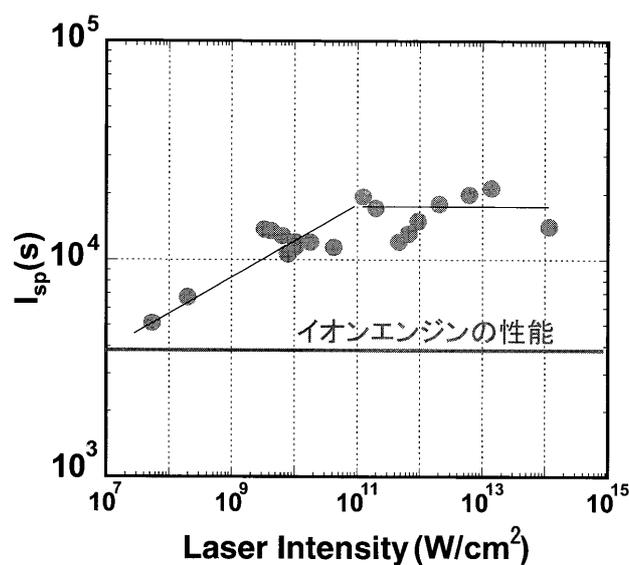


図6 レーザープラズマアブレーション比推力の照射レーザー強度依存性.

3.5 おわりに

レーザー推進の研究は2000年代に入り第三のブームを迎え、日本やヨーロッパ、ロシアでも活発に研究が進められるようになった。2002年に第一回が開催された International Symposium on Beamed Energy Propulsion (ISBEP) はこれまでに米国と日本で交互に4回開催され、毎回 AIP より会議抄録 (Conference Proceedings Series) が刊行されている。これらはレーザー推進研究の歴史から最新の研究

成果まで斯界の情報を網羅しており、研究の詳細を把握することができる貴重な情報源である。また本稿でも多くの文献を参照した(社)レーザー学会の「レーザー研究」34巻6号はレーザー推進の解説小特集号となっており、この分野の概要を日本語で見通すことができる。

参考文献

- [1] A. Kantrowitz, "Laser Population" *Astronautics and Aeronautics* 10, 74 (1971).
- [2] 内田成明: 「レーザー推進」 *プラズマ・核融合学会誌* 81, 186 (2005).
- [3] 矢部 孝, 内田成明: 「レーザー推進とエネルギーサイクル」 *レーザー研究* 34, 408 (2006).
- [4] レイクミラボー: 「Lightcraft 実証プロジェクト研究の歴史」 *レーザー研究* 34, 423 (2006).
- [5] 佐宗章弘: 「気体吸込みレーザー推進」 *レーザー研究* 34, 404 (2006).
- [6] A.V. Pakhomov, "Basic Study of Laser Ablation for Laser Propulsion" *レーザー研究* 34, 429 (2006).
- [7] 内田成明, 矢部 孝, 島田義則: 「レーザー推進の軌道上ミッションへの応用」 *レーザー研究* 34, 419 (2006).
- [8] 小紫公也: 「連続発振レーザーを利用した宇宙推進システム」 *レーザー研究* 34, 414 (2006).
- [9] 萩谷浩之, 内田成明, 矢部 孝: 「熱交換によるレーザー推進の基礎研究」 *レーザー研究* 34, 442 (2006); J.T. Kare, "Laser-Powered Heat-Exchanger Rocket for Ground-to-Orbit Launch" *J. Propulsion Power* 11, 535 (1995).
- [10] 三間罔興: 「核融合プラズマ概論 6. 爆縮プラズマの物理」 *プラズマ・核融合学会誌* 51, 400 (1984).