



## 解説

3. 高出力レーザープラズマ研究の新しい展開  
3.4 レーザープラズマ工学（環境・宇宙・産業）応用

# レーザー推進

内田 成明\*

((財)レーザー技術総合研究所)

## Laser Propulsion

UCHIDA Shigeaki\*

*Institute for Laser Technology, Suita 565-0871, Japan*

(Received 15 November 2004 / Revised 18 April 2005)

Laser propulsion technologies have unique characteristics compared to conventional propulsion systems such as chemical rockets and electric thrusters. One of the most significant advantages of the former is the controllability of thrust parameters, such as the specific impulse, over many orders of magnitude. This unique characteristic results in diverse applications of the technology. To help clarify this important property, several essential parameters will be introduced. Three application areas, the ground launcher, orbital transfer vehicle and space debris mitigation system, will be discussed in terms of the specific parameter range of laser propulsion, which is critical to the feasibility of the technology.

### Keywords:

high power laser, laser ablation, space propulsion system, space debris

## 1. はじめに

本稿では近年研究が活発化しているレーザー推進の基本的概念とその応用可能性について述べる。レーザー推進研究は1970年代に米国のA.Kantrowitzが1キログラムのペイロードを1メガワットのレーザーパワーにより地上から地球周回軌道(高度500から1,500 km)へ打ち上げることができると提唱した[1]ことに始まる。その後、高出力レーザー技術の進展により実験室でのレーザープラズマの比例則の研究や流体運動の解明など基礎研究がレーザー核融合研究との関連で進み、最近では米国のMyrabo、東北大学佐宗らの実証実験[2]に代表されるようにレーザー推進の最大の特長である燃料を搭載しない飛翔体やレーザー推進エンジン[3]技術の研究が活発に行われている。

また、2002年からはビームエネルギーを利用した推進力に関する国際シンポジウム(International Symposium on Beamed Energy Propulsion, ISBEP)が組織され、これまでに米国アラバマ大学ハンツビル校やレンセリエル工科大学(ニューヨーク)および日本の東北大学が開催している。この会議はそれまで米国航空宇宙学会(AIAA)内の先進的推進技術やプラズマ応用分科会において討議されてきた話題を独立させ、あわせて、ビームパワー応用に必要なパワー源、伝送技術、さらに国際共同研究の促進などを包括的に議論することを目的としている。会議の抄録は毎回AIP(American Institute of Physics)の抄録シリーズとして出版されている。

author's e-mail: uchida@mech.titech.ac.jp

\*Present address: Tokyo Institute of Technology, Tokyo 152-8552, Japan

レーザー推進にはレーザーの光子圧を用いるハイパワー利用のものから高温ガスの熱エネルギーを用いるものまで各種物理機構を応用する種々の方法があるが、本稿ではレーザーアブレーション(プラズマ)方式と高温ガスを用いる比較的低強度から中強度のレーザーパルスパワーを利用する方式について述べる。まずレーザーを利用した場合に推進システムに現れる特徴的なパラメータ制御の可能性について触れ、これを通してレーザー推進がさまざまな領域に応用可能であることを紹介する。また、これまでの人類の宇宙活動の結果蓄積されつつある宇宙デブリの問題を解決するユニークな技術としてレーザー推進技術がどのように利用できるかについても紹介する。

## 2. レーザー推進の基本事項

レーザー推進技術には他の推進方式には見られない次のような特長的可能性がある。それらは(1)レーザービーミングにより遠隔のパワーステーションなどからエネルギー供給が可能でエンジン周辺にエネルギー源搭載の必要性がないこと、(2)推進剤単位質量あたりに注入するエネルギーが比較的自由に制御できエンジンの性能を飛行目的にあわせて最適化できること、などがある。(1)の特長は宇宙機や地上打ち上げロケットエンジンに取り扱いの難しい高電圧電源や爆発性の燃料を搭載する必要がなくなるので宇宙輸送システムの低コスト化や信頼性の向上に資するものである。

特長(2)は従来の推進システムでは積極的に利用されてこなかったレーザー推進特有のものである。レーザープラズマを用いることにより燃焼室やノズルの材質の困難さを避けながら容易に運動指向性を持った1万度以上のプラズマを生成することが可能である。またレーザー光と推進剤の組み合わせを適当に選ぶことにより推進剤に任意のエネルギー密度を与えることが可能となり推進剤排気速度や流体の運動状態を自由に制御できる。この特長を詳しく見るために推進力発生に関する2つのパラメータを導入する。

推進システムを特徴づける2つのパラメータは比推力 (Specific Impulse)  $I_{sp}$  と運動量結合係数 (Momentum Coupling Coefficient)  $C_m$  である。これらは次のように定義される。

$$I_{sp} \equiv \frac{\int f dt}{g_0 \int \dot{m} dt} = \frac{v}{g_0} \quad (1)$$

$$C_m \equiv \frac{\int \dot{m} v dt}{E_{laser}} = \frac{mv}{E_{laser}} \quad (2)$$

ここで  $mv$ ,  $E_{laser}$ ,  $f$ ,  $\dot{m}$ ,  $g_0$  はそれぞれ噴出ガスの運動量, 吸収レーザーエネルギー, 推進力, 噴出ガスの質量流量および海水面での標準重力加速度である(注1)。それぞれの定義が示すように比推力は単位消費燃料質量あたりの推進力, 運動量結合効率(率)は単位吸収レーザーエネルギーあたり発生する運動量である。比推力は化学ロケットや電気推進においてその性能を表す指標として広く使われているが, 式(1)の最右辺は推進剤排気速度が時間的に一定の場合に成り立つ。本稿の以下の議論でも簡単のためにこの推進剤速度一定の仮定が成り立つ場合について考察する。一方, レーザー推進においてはエネルギーを推進剤量とは独立に制御することができるので, 運動量結合効率(率)はレーザー推進の各種方式を比較するために使われている。

比推力と運動量結合効率(率)の定義によると前者は推進剤質量の利用効率, 後者は投入パワーの利用効率を表すことになる。すなわち周回軌道から静止軌道へ衛星を投入するような軌道遷移用の輸送機はできるだけ少ない推進剤で多くのペイロードを運ぶことが望ましく, 高い比推力が有利である。一方, 地上打ち上げのように非常に大きな推進力を必要とする場合には運動量結合効率(率)が性能指標となる。

運動量結合係数(式2)の分母分子を時間あたりの平均量(力とレーザーパワー,  $P_{laser}$ )に直すと

$$C_m = \frac{f}{P_{laser}} \quad (3)$$

となり, パルス動作のレーザー推進システムの性能を平均レーザーパワーと推進力の関係として示すことがわかる。

両パラメータの定義より予想されるように, これらは相互にトレードオフの関係にある。その関係は両者の積が

(注1) 厳密には推力は運動量推力と圧力推力の和である。圧力推力は周辺圧力に依存し, 実際のロケット推進器ではノズル形状により圧力推力を最大化している。地上打ち上げでは圧力推力は高度に伴って変化しその変動幅は全推力の10~30%である。また, 高比推力が重要となる軌道上の応用では外部圧力は0となるのでここでは簡単のため圧力推力を無視した。

$$I_{sp} C_m = \frac{v}{g_0} \frac{mv}{E_{laser}} = \frac{2}{g_0} \frac{E_{hydr}}{E_{laser}} \quad (4)$$

となることからわかる。すなわちレーザープラズマにおいてアブレーションに分配される運動エネルギーの吸収されたレーザーエネルギーに対する比(簡単のために流体効率  $\eta_{Hydr}$  と呼ぶ)に関して反比例の関係である。この関係を Fig. 1 に示す。一方, レーザー照射条件(波長, 強度など)を決めるとレーザープラズマの状態がほぼ決まり, 流体効率および流体の速度(分布)も一意に決まるため, 比推力を制御するためには推進剤の構造などを工夫することにより, いったん発生したレーザープラズマの条件を必要な推進剤の運動条件に変換する技術が重要となってくる。このことは大きな運動量を発生する(高運動量結合モード)場合には特に重要であり第4節で詳しく述べる。

高比推力性能と高運動量結合性能の間の選択は推進器が使用される環境と目的により決めることができる。典型的な例として, 高比推力モードは輸送機に搭載できる燃料が限られており, できるだけ少量の推進剤で多くのペイロードを静止軌道など目的地へ運ぶ軌道遷移機等に, 高運動量結合モードは地上打ち上げなど重力に打ち勝って周回軌道へ上げるために必要な高速を短時間で得るために可能な限り大きな推進力を必要とする場合などが挙げられる。両モードは推進剤の速度を制御することにより切り替えることができる。従来の推進システムとの比較を考慮しながら比推力を用いて両者の範囲を示すと高比推力モードは4,000秒以上, 高運動量結合モードは1,000秒以下と考えられる。したがって高運動量結合モードは利用する推進剤の大部分の温度は数百度から千度程度であると考えられる。

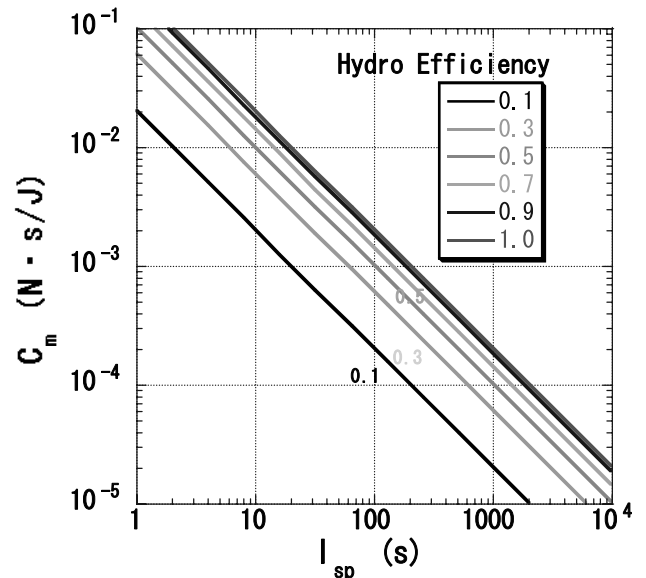


Fig. 1 比推力, 運動量結合係数および流体効率の関係

### 3. 高比推力モード

本節では高比推力モードの典型的な応用である軌道遷移機 (LOTV:Laser Orbital Transfer Vehicle) を例にとり、レーザー推進の特長の一つである比推力可変性を用いて周回軌道から静止軌道へ上がるために必要なエネルギーが定常比推力のシステムの場合に比べて低減できることを示す。また、レーザーアブレーションを用いて高比推力を得るために適当なレーザー照射条件を明らかにするために行った実験を紹介する[4]。最後にその実験結果を用いてレーザー推進が電気推進を用いて達成できる軌道遷移機 (OTV) に比べてペイロード比および所要日数などの性能を向上させる可能性を持つことを示すとともに、それを実現するために必要なレーザーパワーの評価を行う。

まず LOTV でペイロードを静止軌道へ上げるために必要なコストを最適化する問題を考える。推進システムにおいてコストはエネルギーコスト (単位ペイロードあたりの必要レーザーエネルギー) と推進剤コスト (単位ペイロード当たりの消費推進剤質量) が考えられる。第2節で述べたようにこれらはトレードオフの関係にあり、レーザー推進システムの使用条件により適当な条件を決定すればよい。飛行の始点から終点まで比推力固定の場合にはエネルギーコストを最低にする比推力が所要の速度増加分  $\Delta v$  の関数として次式を用いて決定できる。

$$\text{EnergyCost} = \frac{g_0^2 I_{sp}^2}{2\eta_{\text{Hydr}}} \left[ \exp\left(\frac{\Delta v}{g_0 I_{sp}}\right) - 1 \right] \quad (5)$$

いくつかの  $\Delta v$  をパラメータとしてエネルギーコストをプロットすると (Fig.2) 最適な比推力が存在することがわかる。

一方、一般に推進剤を噴射して推力を得る場合にはロケット本体の速度と同じ速さで推進剤を噴射するのが (実験室系で排ガスが静止するように噴射するのが) エネル

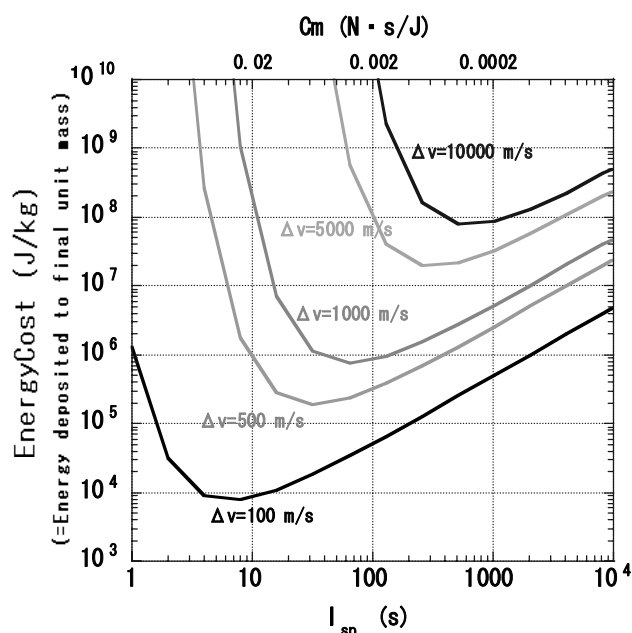


Fig. 2 固定比推力場合のエネルギーコストの比推力依存性

ギー効率最大 (コスト最小) の条件である。すなわち、推進器の速度変化に応じて推進剤排気速度をマッチングさせる場合に最大効率を得られる。しかし、この場合には大量の推進剤質量も必要となる。このような考察から比推力を遷移軌道に沿って変化させた場合にエネルギーコストと推進剤コストを総合した「トータルコスト」が最小化される条件を計算した。飛行中に比推力を変化させるために経過時間によって線形的に増加する場合と減少する場合、および2乗根に比例して増加する場合を考えた。Fig.3に計算結果を示す。横軸はそれぞれの比推力変化パターンを特徴づける静止軌道に到達したときの最終比推力値 (比推力を減少させる場合には周回軌道 (始点) における初期値) である。縦軸は総合効率を評価するためエネルギーコストと推進剤コストの積を表すが、最終比推力値に固定して飛行した場合のコストで規格化した。今回比較した比推力変化パターンの中では線形に変化させる場合に比推力が10,000秒から20,000秒の間でトータルコストを固定比推力に比べて半分まで低減できることがわかる。2乗根に沿って変化させた場合には約30%の低減であった。最小値が現れるのはグラフの小比推力側 (左側) で推進剤コストが、右側ではエネルギーコストがそれぞれ上昇することによる。

上記の高比推力条件はレーザープラズマを利用することにより簡単に実現することができる[5]。固体にレーザーを照射する場合にプラズマ発生閾値強度 ( $10^8 \sim 10^9 \text{ W/cm}^2$ ) を超えると直ちに1万度以上の温度が得られる。これは電気推進でも達成不可能な高速イオンを発生することが知られている。この照射強度は慣性核融合などで用いられるパラメータ領域に比べると数桁低い条件であるが、高速イオンを得るために照射レーザー強度を上げるとプラズマの温度が上がり、吸収エネルギーのうち輻射エネルギーへの損失が大きくなるなど流体効率が低下するためである。レーザーアブレーションで実現している比推力の照射レーザー強度依存性を調べるためにチャージコレクターと圧電素子を利用した運動量センサーを用いてレーザーアブレーション

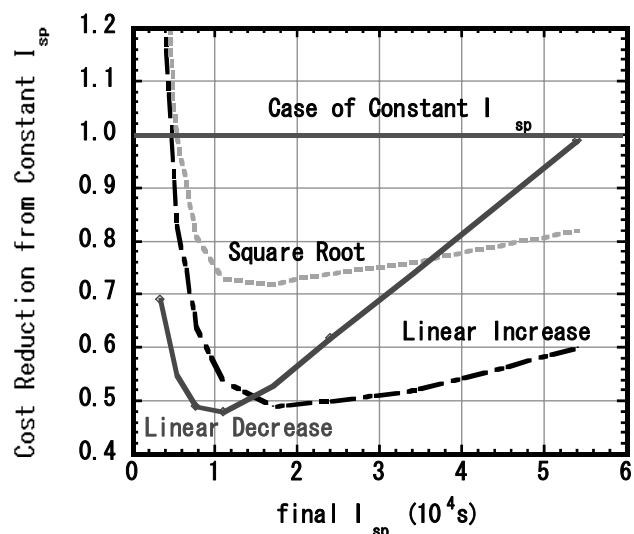


Fig. 3 比推力変化パターンに対するコスト低減効果の最終比推力値依存性

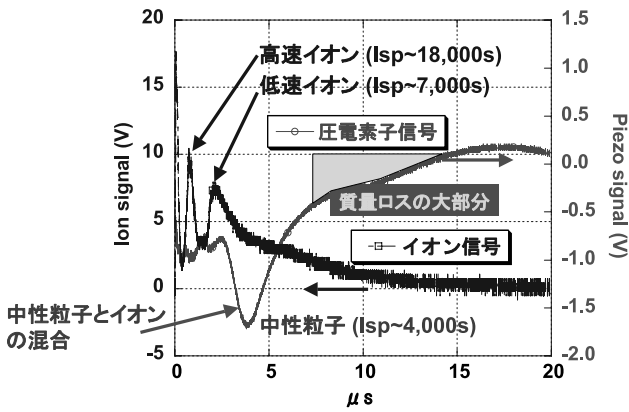


Fig. 4 レーザーアブレーションによるイオン電流と圧電素子による運動量計測例

ションを利用した場合の噴出推進剤の運動特性を求めた。チャージコレクターはファラデーカップとバイアス電界などにより二次電子の放出を抑えイオンの絶対量が計測できるようになっている。また、圧電素子はアブレーションに含まれるイオンと中性粒子が運ぶ運動量変化(力)に比例した量を検出するが、絶対量を算出するためチャージコレクターのイオン信号との相対較正を行った。

Fig. 4にレーザー照射強度  $10^{11}$  W/cm<sup>2</sup> の場合のアブレーションから得られたイオン電流と圧電素子の信号を示す。上下のトレースはそれぞれイオン電流と圧電素子による運動量測定結果である。

イオン電流には高速イオン成分と低速イオン成分が見られる。それぞれに対応する比推力は18,000秒と7,000秒である。低速成分といえどもその速度はホールスラスタのそれよりも高いことがわかる。一方、圧電素子で見ていた粒子の運動は前述のイオン電流に対応する運動量の変化を観測しており、その後イオン電流に見られないピークを観測しており、これは中性粒子によりもたらされた運動量と考えられる。

イオン価数を電子温度に合わせて適当に決めるとイオン電流からイオン個数を求めることができ、飛行時間より求めた速度を基に運動量などを算出できる。一方、圧電素子の運動量計測とそれぞれの時刻での速度から、中性粒子の個数を算出できる。このように2つの測定器を用いてレーザーアブレーションから発生する粒子の特性を算出することができる。

比推力の照射レーザー強度依存性を測定したものがFig. 5である[4]。レーザー強度  $10^{11}$  W/cm<sup>2</sup> 程度までは比推力は単調に増加するが、この強度を過ぎると比推力の増加が止まり、20,000秒で飽和傾向が観測される。

この比推力はイオンの速度分布を積分して平均速度を求めたものであり、レーザープラズマの特性としてよく用いられる最大イオン速度とは異なる。そのため電子温度や炭素原子イオン化のレーザー強度依存性から予想される最大速度のスケールリングよりやや弱い依存性を示している。イオン速度の飽和はレーザー強度が  $10^{11}$  W/cm<sup>2</sup> 程度では電子温度が100万度に達し炭素原子が完全に電離した(裸)状態となり、プラズマ音速のイオン価数依存性が飽和する

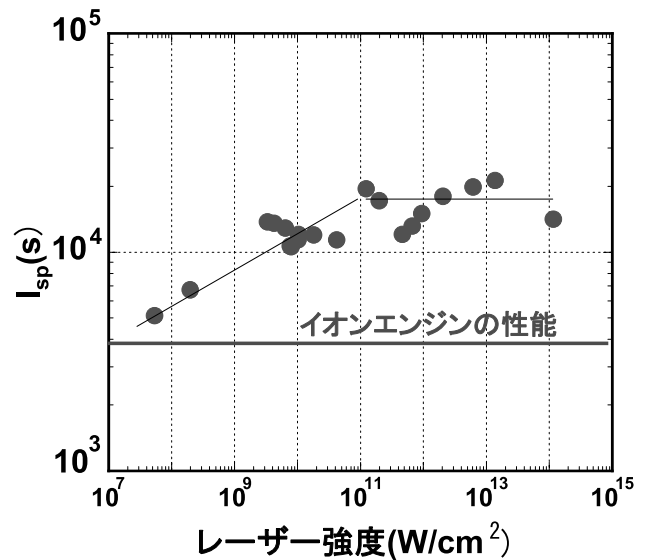


Fig. 5 平均比推力の照射レーザー強度依存性

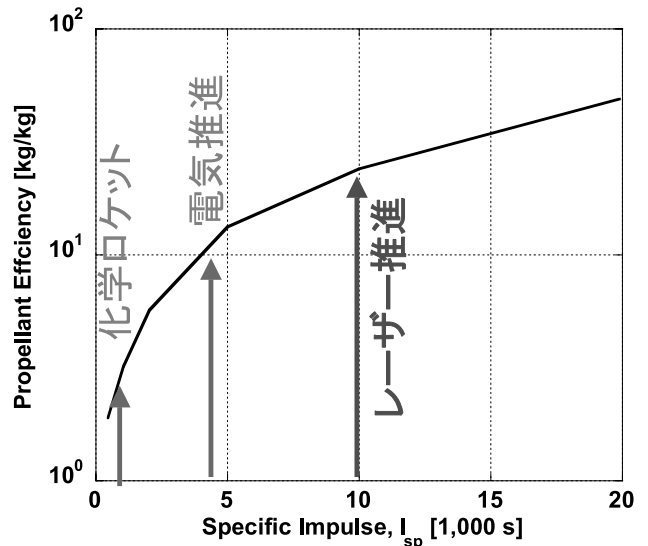


Fig. 6 LOTVにおけるペイロード比(ペイロード質量/必要推進剤質量)の比推力依存性

ためと推測される。

このような高比推力により単位推進剤質量当たり輸送できるペイロードの質量(ペイロード比)が向上する。Fig. 6にLOTVを想定した場合のペイロード比の比推力依存性を示す。従来技術の代表として液体酸素水素化学推進と電気推進(ホールスラスタ)の代表的な比推力性能も示す。小惑星帯への衛星推進などで実用化が始まっている電気推進に比べてもレーザー推進は数倍のペイロード比を実現できる可能性がある。

また、電気推進システムでは空間電荷効果の制限により発生可能な推進力が小さく抑えられているが、レーザー推進では利用可能なレーザーパワーを上限として任意の推進力が達成可能である。発生可能な推進力はLOTVの場合では静止軌道に上がるために必要な日数を決定する。この日数は放射線で損傷を受けやすい電子機器を搭載する衛星がバンアレン帯を通過するために必要な時間を評価したり、

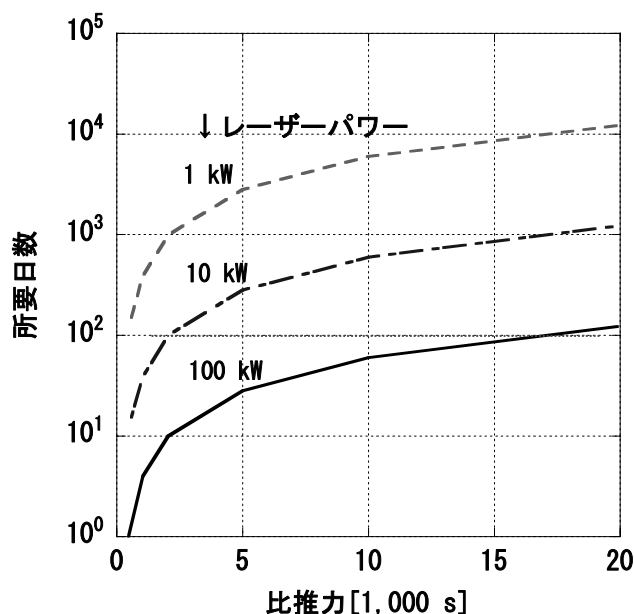


Fig. 7 LOTV 所要日数のレーザーパワー依存性

大量輸送システムを考える場合に必要な LOTV 数やシステムコストを計算する場合に重要な要素である。Fig. 7 に LOTV が周回軌道から静止軌道まで上がるために必要な日数をレーザーパワーをパラメータとして比推力の依存性として計算した結果を示す。計算の前提として LOTV の出発点である周回軌道上で衛星の総重量を 1 トンとした。したがってペイロード比に依存して静止軌道まで上がるペイロードの重量は変化するが、以下に述べるようにここではペイロード比 10 以上の場合を検討の対象とするので静止軌道に 0.9 トン以上のペイロードが運ばれると想定される。

評価の前提として現在電気推進で得られているペイロード比 10 を必要性能とすると Fig. 6 より比推力 5,000 秒以上でシステムを運用することになる。このときレーザーパワーが 100 kW 以下の場合では所要日数が 100 日以上となり、現在許容されている 100 日間の所要日数を大きく上回ることになる。ちなみに現在の静止軌道衛星でも太陽電池パネルの 30% がバンアレン帯通過中に損傷することが織り込まれて設計されている。レーザーパワーを 100 kW 以上になると所要日数が数十日になり現状技術よりも優位性が出てくる。

#### 4. 高運動量結合効率モード

高運動量結合効率モードは推進剤がふんだんに利用できる、できるだけ大きな推進力を得ることが必要な場合に用いられる。地上打ち上げなど重力に打ち勝って軌道へ衛星を運ぶ場合に相当する。推進剤は打ち上げ時に搭載するかエアブリージングエンジンのように吸入大気を利用する。レーザー推進でこのような条件を実現するためには固体表面のアブレーションではなくレーザーエネルギーを推進剤の「体積」に吸収させることが必要となる。このために気体推進剤にレーザーを吸収させ燃焼波を発生させる方法[2, 3, 6]や、レーザー吸収層と推進剤を重ねた二重層ターゲット構造[7, 8]を用いる手法が研究されている。ま

た、レーザーの集光を伴わない熱交換式レーザー推進の概念も提案されている[9]。これはこれまでレーザー推進に課されてきたレーザー光の高品質性と高出力性の相反する特性を同時達成しなければならないという技術的要求レベルを大きく軽減する可能性があり、低コストで効率の高い地上打ち上げシステムの基盤技術として今後の開発研究が期待される。

本節では筆者らの行った二重層ターゲットによる高運動量結合効率の基礎実験[8]を紹介する。一般に固体ターゲットにレーザー光を吸収させようとするとき、まず吸収表皮深さ程度の固体表面がプラズマ化しアブレーションが開始する。いったんアブレーションが開始すると固体表面周辺の電子密度は光のカットオフ密度より大きいため、高密度側へは電子熱伝導が支配的となり、アブレーションフロントが形成される。このような過程では推進剤へのエネルギー注入は必ずプラズマの生成を伴うので噴出ガスの比エネルギー  $Q^*$  (単位推進剤質量あたりの吸収レーザーエネルギー) は非常に大きくなり、高い運動量結合効率は望めない。そこで、レーザー吸収層と推進剤質量を供給する層を分離できる二層ターゲットが有効である。

Fig. 8 に二層ターゲット実験配置を示す。レーザー吸収層としてカーボンパウダーを混入したエポキシ樹脂、推進剤としてシリコン油層を用いた。ターゲット全体は発生推力を測定するため圧電素子をコートした真ちゅう製薄板に搭載した。油層厚は 0.1 から 1.4 mm まで変化させた。また、比較のため油層なしのターゲットも照射した。

ターゲットを設置した実験容器は  $10^{-5}$  Torr (約 1.3 mPa) に真空排気され、外部に設置した集光レンズにより f ナンバー 50 で照射した。レーザーは Q スイッチ Nd:YAG パルスレーザーでパルスエネルギー 400 mJ、パルス幅 10 ns である。ターゲット上の集光スポットを変化させて (2 から 7 mm) 集光強度を  $10^8$  から  $10^{10}$  W/cm<sup>2</sup> の間で制御した。膜厚により比エネルギーは変化するが代表的な値は  $5 \times 10^5$  から  $5 \times 10^6$  J/kg である。また油層の噴出速度は秒速 15 m 以上である。

レーザー光は油層ではほとんど吸収されず、カーボン・エポキシ層の表面で吸収され高温、高圧のガス (またはプ

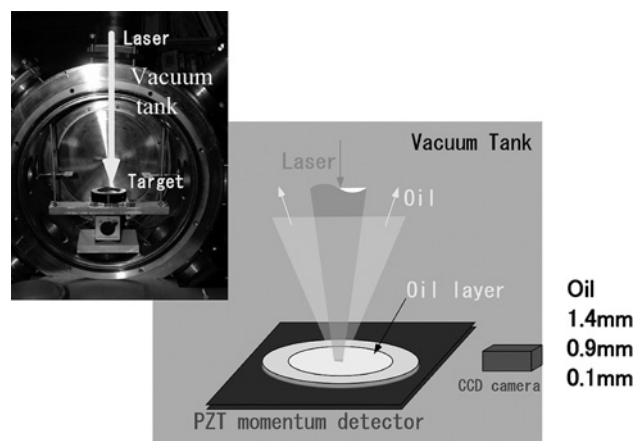


Fig. 8 二層ターゲットによる高運動量変換効率基礎実験配置

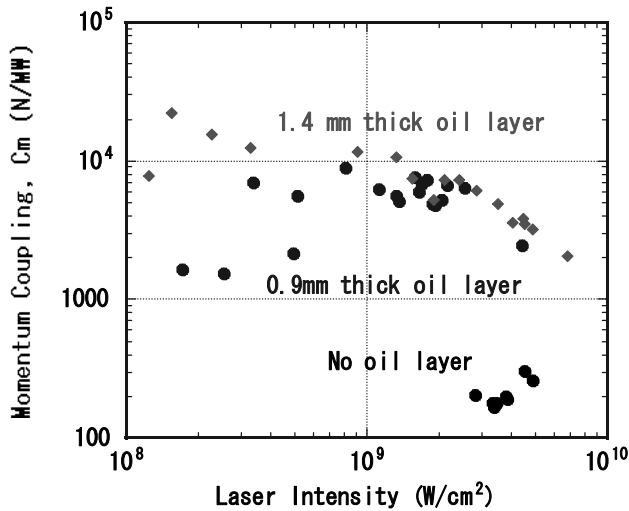


Fig. 9 Propellant parameter can be controlled by laser intensity.

ラズマ)状態を発生する。この高温・高圧のガスが膨張し、その上の油層の運動エネルギーに変換されることにより、比較的低い $Q^*$ をもつ推進剤の排気を得ることができる。集光スポット径が推進剤の厚さの数倍以上なので、集光スポットと同じ径の推進剤が一次的に噴出していると考えられる。

Fig. 9に実験結果を示す。レーザーアブレーションのみで発生する運動量変換効率はおよそ数百N/MWであるが、油層を通してレーザー照射した場合にはおよそ2桁 $C_m$ が向上することがわかる。レーザー強度が $10^9$  W/cm<sup>2</sup>の場合で約10,000 N/MWの運動量変換効率が達成されており、キロワットの平均パワーを持つレーザーにより10 Nの推進力を得られることになる。

この実験で得られた運動量結合係数を用いてどのような地上打ち上げシステムが可能であるかを求めることができる。計算の前提として平均出力300 kWのレーザーを用いてロケット本体、レーザー照射系、推進剤、ペイロードなどを含む初期総重量100 kgのロケットを打ち上げることを想定する。実験より得られた代表的な値を比エネルギー( $8 \times 10^5$  J/kg)、運動量結合係数(10,000 N/MW)を用いてロケットの周回軌道(高度600 km)までの速度変化を計算したものがFig. 10である。

計算に用いた運動量結合係数は真空中で得られたデータであり、大気中を飛行するロケットに適用するためには大気圧の効果(圧力推力)を考慮する必要がある。すなわち、地上付近の大気圧の効果は正味の推力を低下させる。しかしながら大気圧の効果は高度20 kmまでであり大きさも全推力の10~30%程度であるため、ここでは計算を簡単にするため無視できるとした。また、ロケットは周回軌道高度まで垂直に上昇するとして速度と高度を計算した。計算では3分程度で高度600 kmと速度9 km/sに到達することがわかる。なお比推力は800秒でロケットの構造体(タンクなど)を含めて軌道上へ25 kgのペイロードが到達可能である。標準的なロケット構造材と燃料の重量比(5%)を考慮すると約21 kgが衛星本体質量となる。また、標準的な衛

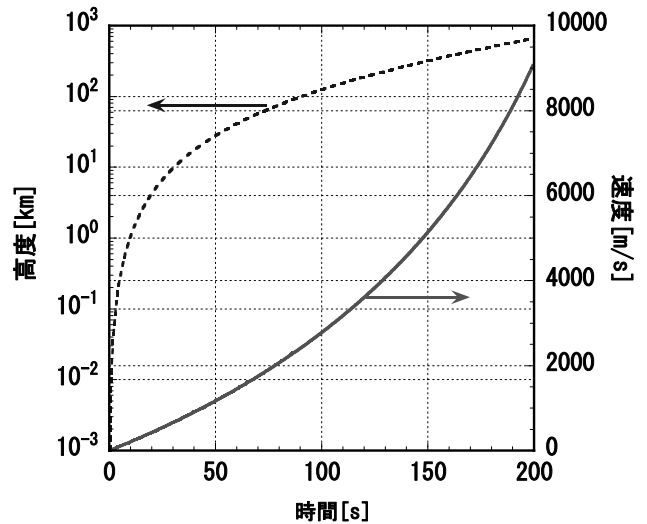


Fig. 10 高運動量結合係数を用いた場合のロケットの速度、高度の変化

星のミッション重量比(衛星質量のうちミッションに使われる部分の質量の比)23%を用いると約5 kgの「荷物」を上げることができると見積もられる。

レーザー推進研究の初期にはレーザーアブレーションのみが推進力として想定されていたため1 kgの質量を打ち上げるために1 MWのレーザーパワーが必要であると見積もられたが、高い結合効率の推進剤構造を利用することにより、実現可能なレーザーパワーで実用的な質量を軌道へ輸送できる可能性が出てくる。

### 5. レーザー推進の宇宙デブリ除去への応用

レーザー推進技術の応用として宇宙デブリの除去技術が注目されている。宇宙デブリは近年、その有害性が指摘され多くの注目を集めている。数十センチメートル以上のデブリは軌道上に8,000個程度が地上からのレーダー観測により把握されているが、センチメートル以下の大きさの微小デブリは衝突により走行中の自家用車と同程度のエネルギーが放出され活動中の宇宙機への損害が致命的になるにもかかわらず観測手段がなく、その数は桁違いに大きいと推定されている。現在建設中の国際宇宙ステーション程度の大きさになると毎年数個の微小デブリが衝突するといわれている。しかしながらデブリを軌道から除去する有効な手段はなく、唯一レーザーによる方法が現実的な方法である。原理はデブリ表面に集光した高出力パルス光で発生したアブレーションにより反作用を発生しデブリの軌道変更を起こし、周回軌道の安定なところから大気圏上層部をかすめる軌道へ「追い落とし」、最終的には摩擦により消滅させるというものである。

Fig. 11に、デブリに適当なインパルスを与え、その後の軌道と大気圏上層へ入る位置を計算したものを示す[10]。図中破線が地球の大気圏の外縁、実線がデブリの軌跡である。デブリは反時計回りに運動していると想定する。右図がデブリの軌道に垂直上向きに(宇宙空間へ向かって)レーザーを照射した場合である。一方、左図はデブリの進行方



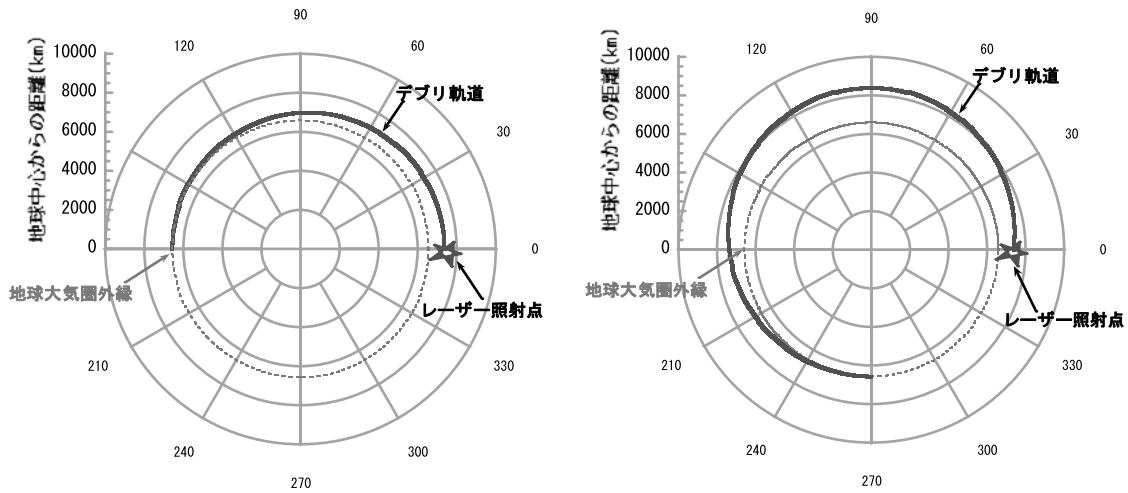


Fig. 11 レーザー照射方向によるデブリ軌道の変化

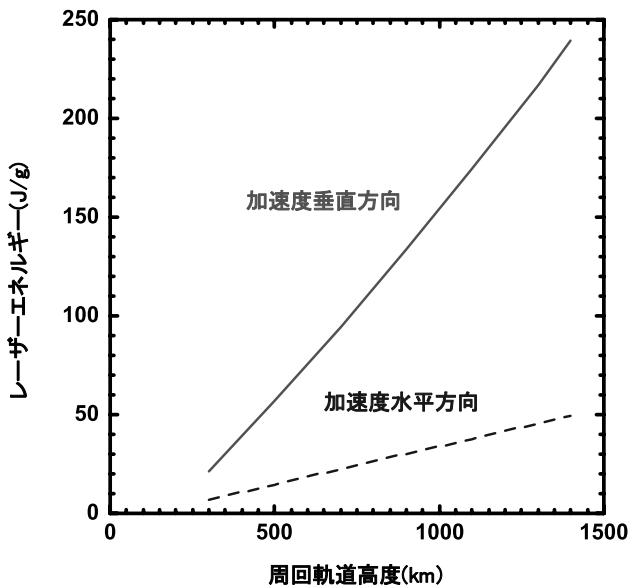


Fig. 12 デブリ除去に必要なレーザーエネルギー

向真正面からレーザーを照射した場合である。前者では照射点から地球を四分の三周した後、大気圏の外縁に入って焼失することになる。一方、後者のグラフでは照射点から半周後に地球大気圏へ突入し燃え尽きることがわかる。

Fig. 11のようなデブリ除去を行うために必要なレーザーエネルギーを計算した結果をFig. 12に示す。デブリにレーザーエネルギーを与えて大気圏外縁まで軌道変更するために必要なレーザーエネルギーは運動量結合係数を基にして計算することができ、デブリの初期高度の関数となる。図中、実線はデブリ軌道と垂直方向に運動量を与えた場合、破線はデブリ軌道の正面から水平に運動量を与える場合である。計算では表面アブレーションで得られる典型的な  $C_m$  である  $10^{-5}$  Ns/J (10 N/MW) を想定した。グラフの縦軸に示した必要レーザーエネルギーはデブリ単位質量あたりの量である。

さらに国際宇宙ステーションのような大型の構造物に対しては微小デブリの衝突確率が高く、その運用期間中に必ず事故が起こると推定されるため、具体的な対策を施すこ

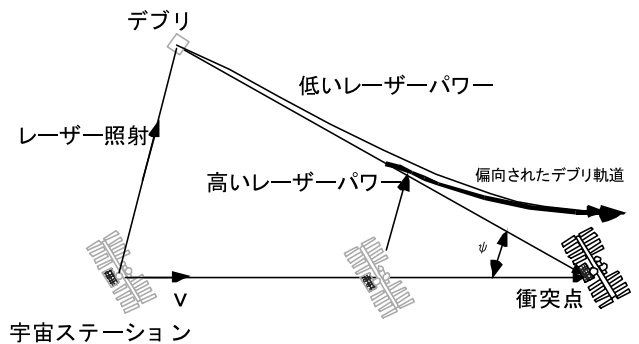


Fig. 13 レーザーによる宇宙ステーション防御システムの概念

とが緊急の課題である。デブリバンパーによる対策が現状で唯一可能な対策であるが、搭乗員の居住区など適用できる範囲は限られている。一方、ステーションに搭載した高出力レーザーを用いて衝突コースにあるデブリ軌道を変更することにより事故を防ぐシステムはステーション全体を守るため有効性の高い手法である。

Fig. 13に高出力レーザーを用いた宇宙ステーションのデブリ防御システムの概念を示す。ステーションに衝突するデブリは一般にどの角度から衝突する場合でも視線速度のみを持つ。したがってステーションからプローブ光を發し、その反射光を測定することにより接近するデブリを検出することができる。検出したデブリからの反射光を利用してデブリに断続的にレーザーパルス照射しアブレーションにより軌道を変更する。図に示すように、レーザー照射を開始するタイミングにより必要な軌道変更を行うために必要なレーザーの平均パワーが異なる。すなわち、比較的遠方で衝突コースにあるデブリを發見しレーザー照射を開始すれば、より低いレーザーパワーで衝突の回避が可能となる。ただし、レーザーポインティングに高い精度が要求される。一方、ステーション近傍で検出されたデブリは短時間での軌道変更が必要になり、より大きなレーザーパワーが必要となる。ただし、この場合にはレーザー照射のポインティング精度は緩和されるので、より小さなデブリに対して適用可能となる。なお、レーザービームのポイ

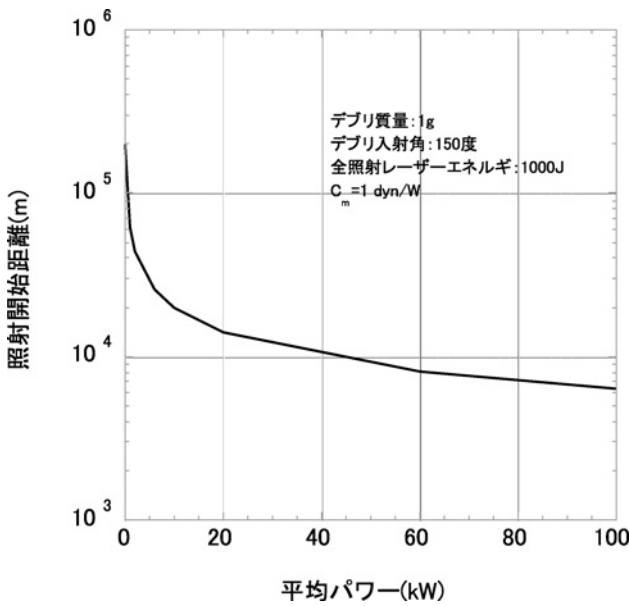


Fig. 14 デブリ防御システムに必要なレーザー平均パワー

ンティングにはブリルアン増強四光波混合などの非線形現象により発生するデブリ検出用信号光の位相共役光[11]の利用が可能であると考えられる。

デブリの軌道変更に必要なレーザー照射開始タイミング(距離)をレーザー照射(平均)パワーの関数として Fig. 14 に示す。計算に用いた条件は重さ 1g のデブリに全エネルギー(全照射パルスエネルギーの総和)1,000 J を照射し、運動量結合効率  $10^{-5}$  N/W でインパルスが発生するとした。デブリ、ステーションともに秒速 7km で飛行しているとする。

Fig. 14に基づいて適当な照射開始距離と必要なレーザーパワーを求めるためにデブリの大きさに適した集光鏡の大きさをハッブル望遠鏡と同等の 2メートルと想定する。1グラムのデブリの大きさを 5mm として、それに集光スポット径をマッチングさせると波長 1 $\mu$ m の回折限界レーザービームを用いると(最大)焦点距離は  $5[\text{mm}] \times 2[\text{m}] / 1[\mu\text{m}] = 10[\text{km}]$  となる。つまり、1グラム程度のデブリに集光するためには距離 10 km まで引き付けてレーザー照射を行うことになる。これに必要なレーザー平均パワーは Fig. 14 より 50 kW 以上となる。

## 6. レーザー技術の展望

前章までに述べたレーザー推進およびその応用技術を実現する上で基盤となるレーザー技術の現状と展望について述べる。まずレーザー装置についてはレーザー推進に必要とされる性能で最も重要な技術課題は平均パワーである。また、レーザー装置を運転する環境も装置自身の性能を大きく左右する。その第一の要因はレーザー装置の冷却である。最近固体レーザーにおいて半導体レーザーが効率の良い励起源として注目を集めているが、技術レベルはその理論的限界に近づいており 70% (光-光変換効率) である。これほどの変換効率を達成してもレーザー出力パワーの半分程度の排熱パワーを媒質から取り去らなければならないこ

とは本質的な課題である。レーザー推進を地上装置で行う場合は周回軌道への打ち上げが目的となろう。この場合は利用する運動量結合係数にもよるが少なくとも 100 kW の平均パワーを出力するレーザーが必要であろう。一方、軌道上でのレーザー推進には 2つの応用が考えられる。第一は衛星の姿勢制御や軌道修正などの小さな推進力が必要とされる場合、第二は静止軌道への遷移機のエンジンとして大きな推進力が好ましい場合である。第一の応用ではミリニュートン程度の推進力が条件であり、比較的高い運動量結合係数(例えば 10 N/MW)を用いると 100 W 程度の平均レーザーパワーが条件となる。軌道遷移機に対しては 3節で紹介したように 100 kW が必要である。デブリ除去システムに必要な条件も同程度である。

100 W 出力のレーザーは市販品を入手可能なレベルに技術は成熟している。ただし、レーザー推進に用いる場合には電源と冷却を軌道上に限られたリソースの中で確保しなければならない。そのため技術開発が必要である。一方、100 kW レーザーは炭酸ガスレーザーなどで実用化されているものの、コンパクトな固体レーザーでは実現されていない。核融合ドライバや次々世代半導体製造用リソグラフィ光源のドライバとして開発中の繰り返しパルスレーザーの平均出力が 10 kW 程度である[12]。これほどの大きなパワーがレーザー装置に流れ続けるとレーザーの各素子にかかる熱負荷が大きくなり、熱複屈折性の顕著化や偏光性能の劣化などこれまで無視できた影響が現れている。これらの問題に対処するため新材料の探索も含めた新しい形のレーザー装置の研究が精力的に進められている[13]。

レーザー推進のメリットを活かすにはエネルギー源が外部にありビーミング技術によりパワーが伝送されることが望ましい。これを実現するためには高出力ビームを長距離に亘って正確にターゲットへ向けて伝送する技術が不可欠である。伝送距離は優に 1,000 km 程度となりうるのでポインティング精度はマイクロラジアン以下の精度が要求される。また、デブリ除去をレーザーで行うためには信号を發しない「非協力的」ターゲットに対してやはりマイクロラジアン程度の精度でビームを集中させることが必要である。前者に関しては宇宙光通信の技術が基盤技術として存在している。しかし、通信の場合は伝送対象が「情報」であり、受信局にレーザーのパワーを集中させることは必ずしも第一義ではない。一方、パワー伝送の場合はその伝送効率がシステムの大きさやコストを左右するためビームの大部分を受光口径に入射させることが必要である。パワー伝送には光通信に比べて大出力のビームをより高精度で伝送する技術が必要である。

地上にレーザーを設置する場合には大気擾乱の影響を補償しながらターゲットに向けてビームを通す必要がある。この場合にはターゲットからのビーコン光が必要で補償光学技術や位相共役光を利用した光波面制御技術を利用することになる。前者は「すばる」など大型光学素子にも採用されており実績が蓄積されつつある。一方、位相共役光の応用は実験室レベルながら大きなパワーを扱う技術の開発が進められている[14]。位相共役光の発生手法にもいくつ



かあり、現在最も一般的に利用されているのは誘導ブリルアン散乱を用いる方法である。この方法はパルスレーザーを用いれば比較的簡単に位相共役光を得ることができるが、ターゲットからの微弱信号光を増幅して返すなどの付加機能を持たせることが難しい。第二の方法として四光波混合の手法がある。これは信号光と参照光およびポンプ光を非線形媒質内で交差させ微弱な信号光に対して桁違いに大きな位相共役光を発生できる。これは宇宙デブリへ高強度のレーザーパルスを集光照射する可能性を持っているが、信号光と参照光のコヒーレンスや偏光方向などがそろっている必要があるなど、与えられたミッションにおいて位相共役光を発生するための条件を満足させる詳細な研究が必要である。また、位相共役光を用いる場合にはターゲットとレーザー光源の距離が長大になるに従い光の往復時間内にターゲットの位置が変化する光行路差の問題が出てくるが、これを解決する技術の開発が必要である。

## 7. まとめ

レーザー推進の応用技術として軌道遷移機、地上打ち上げシステム、デブリ除去システムへの適用条件を述べた。いずれの場合でもレーザー推進は従来技術の達成し得ない性能や機能を実現することができ、宇宙の輸送インフラの低コスト化、信頼性の向上などのメリットをもたらす可能性がある。レーザー推進の何れの応用に対しても実用的な必要レーザーパワーはおおよそ 100 kW である。この出力を地上打ち上げに应用すると約 10 kg のマイクロサテライトを周回軌道まで打ち上げることができる。また、軌道遷移機に应用すると約 1 トンのペイロードを数日間の時間で静止軌道まで運搬することができる。レーザー推進技術利用のメリットは飛行時間の短縮（放射線損傷の低減）とペイロード比の向上である。また、デブリ対策に用いた場合には周回軌道から大気圏へ落とすことや大型宇宙ステーションに衝突するデブリの回避に利用することができる。レーザーデブリ除去技術は原理的に唯一可能性のある能動的対策であり、このまま放置すれば宇宙活動に致命的な障害をもたらすデブリ問題を解決する技術として研究が進められるべきである。

一方、平均パワー 100 kW のレーザーは地上でも実現されていないので、宇宙での実現にはさらに開発研究が必要である。レーザー推進技術を発展させるためには小型のレーザーを用いた軌道修正用モーターの実証や地上での基礎実験などの実績を積み、その実現可能性と信頼性を示す研究とともにビーム制御技術に関する基礎研究も着実に進めることが重要である。

## 謝辞

本稿をまとめるにあたり引用した研究に対して多くの方々のご協力をいただいた。ここに氏名を記して謝意を表す（敬称略）。島田義則、Oleg Kotiaev、橋本和久、山浦道照、今崎一夫（以上、レーザー技術総合研究所）、馬頭正文（大阪大学）、河島信樹、芦塚孝至、（以上、近畿大学）、新野正之、藤田和久（以上、宇宙航空研究開発機構）、矢部孝（東京工業大学）。

## 参考文献

- [1] A. Kantrowitz, *Astronautics & Aeronautics* **10**, 34 (1971).
- [2] L.N. Myrabo, *1st International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, A. Pakhomov ed., AIP 49-60 (2002); A. Sasoh, *Rev. Sci. Instrum.* **72**, 1893 (2001).
- [3] W.L. Bohn and W.O. Schall, *1st International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, 79-91 (2002). Y.A. Rezunkov, *2nd International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, K. Komurasaki ed., AIP 228-241 (2003). C.R. Phipps and J.R. Luke, *1st International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, 230-239 (2002).
- [4] M. Bato, S. Uchida and Y. Shimada, *2nd International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, K. Komurasaki ed., AIP 129-138 (2003).
- [5] H. Horisawa et al., *1st International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, A. Pakhomov ed., AIP 411-421 (2002); A.V. Pakhomov et al., *2nd International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, K. Komurasaki ed., AIP 166-189 (2003).
- [6] K. Mori, K. Komurasaki and Y. Arakawa, *1st International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, A. Pakhomov ed., AIP 95-104 (2002).
- [7] T. Yabe et al., *Appl. Phys. Lett.* **80**, 4318 (2002).
- [8] S. Uchida and M. Bato, *1st International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, A. Pakhomov ed., AIP 214-222 (2002).
- [9] J.T. Kare, *J. Propulsion Power* **11**, 535 (1995).
- [10] 内田成明：科学研究費補助金(11450380)「宇宙デブリ除去を目的とした多点標的への同時レーザー集光技術の基礎研究」報告書(2002)。
- [11] O. Kotiaev, S. Uchida and H. Sawada, *Rev. Laser Eng.* **29**, 803 (2001).
- [12] 文部科学省リーディングプロジェクト「極端紫外(EUV)光源開発等の先進半導体製造技術の実用化」, (2004)。
- [13] S. Nakai, *2nd International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, K. Komurasaki ed., AIP 3-19 (2004)
- [14] 吉田英次, 中塚正大：レーザー研究 **27**, 95 (1999).