太陽光励起レーザーのエネルギー伝送技術の現状と展望

藤田 和久

光産業創成大学院大学 光エネルギー分野 (〒431-1202 静岡県浜松市西区呉松町1955-1)

Current Status and Future Scope of Laser Energy Beaming Technology for Solar-Pumped Laser

Kazuhisa FUJITA

*Photonic Energy Field, The Graduate school for the Creation of New Photonics Industries,
1955-1 Kurematsu, Nishi, Hamamatsu, Shizuoka 431-1202*

(Received November 18, 2009)

The current status and the future scope of the laser energy beaming technology of the Laser Space Solar Power System (L-SSPS) are reviewed. L-SSPS supplies solar power in space to the earth by a laser beam at the GW level in total. The development of a highly accurate laser pointing system on the geostationary orbit in space is important for safe, high power laser beaming to the ground. The KIRARI of a Japanese laser communication satellite is introduced to understand a highly accurate pointing system in orbit and to extract the development task of L-SSPS. Future scopes are also mentioned, including a moon exploration mission as a power supplier.

Key Words: Space solar power system, Fine pointing, High power laser, Laser beaming

1. はじめに

1.1 レーザー宇宙太陽光発電システム

本稿では、太陽光励起レーザーを利用したレーザー宇宙太陽光発電システム(Laser Space Solar Power System: L-SSPS)¹⁾の実現に向け、宇宙におけるレーザー伝送技術の現状とエネルギー伝送に向けた展望を解説する。本章ではL-SSPSの記述を通して核となる技術やその課題を示し、次章以降で述べる関連する研究や開発実績の解説及び今後の展望の位置づけを行う。

地上へのエネルギー供給を想定したL-SSPSの機能は、静止軌道上(高度3.6万km)で太陽光を集めて連続波のレーザー光に変換して地上へ向けて送り出し、受光基地にて電力供給を行うことである。受光基地では、光電変換により得た電力をそのまま系統電力網に接続するか、電気分解による水素貯蔵を行うことが考えられている。宇宙航空研究開発機構(JAXA)を中心とする検討により、L-SSPSの検討モデルが提出されている。全体で1 GWのエネルギー伝送を行うべく、出力10 MWの単位L-SSPS (Fig. 1)を100機並べる全体構成である。

単位L-SSPSは太陽光を集める太陽光集光系、太陽光をレーザー光に変換する太陽光励起レーザーモジュール、地上まで高精度・高効率送光を行う伝送光学系、システム内で発生する熱を宇宙空間に排出するラジエータにより大きく構成される。大きさは縦100 m、横400 m

Fig. 1 Unit L-SSPS for 10 MW laser output.

程度と想定されている。人類がこれまでに宇宙空間で建設した最も大きな構造物である国際宇宙ステーション (ISS) は、サッカーフィールド程度といわれる108 m × 88 mである。この大型構造物内で長距離伝送に耐える精密な伝送光学系を実現することが求められる。

1.2 太陽光励起レーザーエネルギー伝送システム

太陽光集光系により反射・集光された太陽光が太陽光励起レーザーモジュールに送られ、発生した10 MW、波長1.06 μm のレーザービームを1 m程度の口径で地上の受光基地に送るL-SSPS内のサブシステムである。レー

ザーモジュールの一端に設置された伝送装置が3.6万kmの安定した長距離伝送に耐えるポインティング(指向)精度としてマイクロラジアン程度を提供する。これまでの宇宙における光学的な指向精度の実績としては、光衛星間通信実験衛星「きらり」^{2,3)}による波長847 nm、最大100 mW、口径26 cmの伝送系による指向精度1 μ rad、レーザー発信はないが大型光学系として口径2.4 mハッブル宇宙望遠鏡の姿勢精度0.03 μ radの安定運用^{4,5)}などが挙げられる。これらの成功は光学系とその支持機構の熱歪や衛星内の各種駆動機構等に起因する振動を丁寧に取り除いた上に成り立っている。L-SSPSは大出力レーザーシステムであることから、より大規模な熱対策や液体冷却剤の循環などの新たなそしてより大きいと考えられる振動源への対応などが重要となる。

地上へ向けて発射されたレーザービームは、3.6万km近く進んだ後、最後の10 kmほどは濃い大気層(対流圏)を通過する。このときレーザービームは大気による影響を受ける。いわゆる大気の揺らぎによる影響はレーザービームを「ちかちか」させたり、ビーム広がりを増大させたりする。これは高温・低温状態の空気が入り混じった乱流状態にある領域に光が通過すると、空気の屈折率が持つ温度依存性のために起こる屈折が原因である。「ちかちか」は夜空の星が瞬く現象と同じであり、シンチレーションと呼ばれる強度変調である⁶⁾。宇宙-地上間や地上同士の光空間通信の場合には、このシンチレーションによる通信品質の低下が課題となる^{7,8)}。一般的には補償光学を用いてこの大気擾乱の影響を打ち消す方法があり、天体望遠鏡への可変形鏡の適用⁹⁾、大気中を伝播する炭酸ガスパルスレーザーへの適用¹⁰⁾などがあるものの、システムが複雑化してコスト要因となりうる。そのため地上から宇宙への伝送における光空間通信実験で独立した(擾乱の影響を持つ)多ビームを重ねて受光(受信)することで強度の平準化を試みたものがある¹¹⁾。大気揺らぎの強度は屈折率構造定数 $C_n^2(m^{-2/3})$ (一般に「シーエヌスクエア」と読む)で表される。 C_n^2 は太陽光による地表の加熱の影響から地表付近ほど大きい値を持つ特徴があり、その高度依存性については実測に基づくいくつかのモデルが提案されている¹²⁾。対流圏内(高度11 km以下)では高度に対して単調に低下し、成層圏との境目である対流圏境界ではその気流により少々値が上昇することが知られている¹³⁾が、レーザー伝送に対する影響は小さく低高度の影響が支配的である。代表的な C_n^2 の高度依存性モデルであるH-V(Hufnagel-Valley)モデルを用いた解析¹³⁾によると、上記の地上-OICETS間の多ビーム伝送結果をうまく説明できることが分かっている。これはH-Vモデルを用いればL-SSPS用の解析に対しても妥当性を持って評価できる可能性があること、かつ何らかの実験的な検証も課題となることを示している。地上のL-SSPS受光基地における光電変換等の過程においてこういったシンチレーションによる強度変調が問題となりうるのか、多ビーム重ね合わせの影響の解析に向けた重要な先行研究であり、現在解析が始まったところである。

大気擾乱による地上へのエネルギー伝送効率やビーム径の広がりに対する影響は限定的と考えられている。地上付近(高度2 m程度)の強い大気擾乱条件下($C_n^2 > 10^{-13} m^{-2/3}$)で長距離(文献14では500 m)に渡って通過する場合においては、その強い擾乱によって散逸する成分が生じるためにエネルギー伝送効率に影響を及ぼすことがわかっている¹⁴⁾。H-Vモデル¹³⁾によると地上で C_n^2 が $10^{-13} m^{-2/3}$ 程度するとき、高度300 mで 10^{-14} 、1,000 mで 10^{-16} 、10,000 mで 10^{-17} と高度が高くなるにつれて格段に擾乱は小さくなっていく。地上付近すなわち目的地に近いところで最も大きな擾乱を受けることになるが、そこからの伝播距離が短いためにビーム散逸の効果は低く、したがって宇宙から地上へレーザー伝送した場合は大気擾乱によるレーザー伝送効率への影響は小さいと考えられる。ビーム広がりに関してもH-Vモデルを用いた解析¹³⁾により大気擾乱の影響がほとんどない計算結果も得られている。しかしながら、安全性の観点から大気擾乱による微小エネルギーの散乱、特に受光基地付近における照射強度は検討が必須であり、現在進められているところである。

加えて、雲やエアロゾル(チリやホコリ)による散乱・吸収も重要である。それらの透過率や地域分布・季節変動・日変動などはL-SSPSの稼働率すなわちコストに直結する課題であり、宇宙-地上間の光空間通信の研究分野¹⁵⁾や太陽光発電における分光日射の調査¹⁶⁾における研究動向も含めて、調査研究が進められているところである。地上へのレーザー伝送は、大気透過の気象条件の影響を考慮して、複数受光基地の中から晴天下にある基地への選択切替伝送を想定しており、光空間通信においても同様の発想が見受けられる¹⁵⁾。安全性の観点から散乱光の分布評価は大変重要である。現象としては、エアロゾルの粒径分布とレーザー波長の関係から前方(レーザー進行方向)散乱が支配的なミー散乱である。これはビームが実効的に広がることを意味しており散乱広がりと呼ばれる。エアロゾルは気象条件や近隣の人間活動(排煙などからの粒子状物質の排出量など)に依存するので、受光基地依存の要素もあり具体的な実証を重ねることも重要であると考えられる。

地上まで届いたレーザーエネルギーは受光基地にて電力(光電変換)や水素(水の電気分解)に変換される。どこまでの散乱光までエネルギー利用とするか、安全のための管理区域の設定範囲と採算性を考慮した検討が必要となる。届いたレーザー光の電気への変換手段は光電変換の利用を第一候補として想定しており、波長1.06 μ mに対する光電変換効率が高い素子を必要としている。レーザー光から電気を作るという単色の光電変換はニーズがなく、その研究報告例はほとんどない。太陽電池に見られるような半導体をベースにした素子を中心に検討が始められている。

受光面のサイズは数百m規模と想定されている。波長が長いマイクロ波による同様のエネルギー伝送では数km規模と想定されており、この差は短波長レーザーの利用による物理的優位性を示している。この受光サイズ

は主に伝送ビーム内のパワー密度設定、散乱などによるビーム広がり、及びビームの指向精度(ブレ)によって決まる。パワー密度設定は、ラマン散乱などの非線形現象による伝送効率低下の回避や安全性を考慮して決定される。現状では地上における太陽光パワー密度($\sim \text{kW/m}^2$)の5から10倍程度を目処に検討が進められている。各種ビーム広がりや指向精度(これも指向誤差として広がりの一部とみなせる)の評価もあわせて作業が進められている。3.6万kmの遠方から数百m規模の受光エリアに数十m範囲の指向誤差で伝送した場合、指向精度は $1 \mu\text{rad}$ レベルとなり、高精度のレーザー指向制御が静止軌道上で必要となる。

このように、L-SSPSのレーザーエネルギー伝送システムの実現には高い安全性を提供する高精度のレーザー指向制御システムの検討が重要であり、受光基地の設計にも大きく影響することがわかる。本稿では、2章で宇宙空間における高精度指向制御システムの現状として、レーザー伝送の観点から宇宙実証された最新技術を多く含む光衛星間通信実験衛星「きらり」を解説しながらL-SSPSの実現に向けた課題の抽出を試み、3章でその課題について整理及び議論を行い、月面における利用検討についても触れながら将来を展望する。

2. 宇宙における高精度指向制御の現状

2.1 光衛星間通信実験衛星「きらり」の概要

OICETS(Optical Inter-orbit Communications Test Satellite)光衛星間通信実験衛星「きらり」は、欧州宇宙機関(ESA)のデータ中継衛星(ARTEMIS)との間でレーザー伝送による光通信実験を行うために開発・運用された衛星である^{2,3)}(Fig. 2)。開発動機は地上における光ファイバ通信の普及と同様の高速大容量化であり、メリットとして小型・軽量化、通信システム間の干渉回避、高い秘匿性が挙げられる¹⁷⁾。地球観測衛星などからのデータ伝送量が観測機器の性能向上で飛躍的に増大してきており、従来のデータ中継衛星経由における240 Mbps電波通信速度に対し、近い将来1 Gbps以上の需要が見込まれている¹⁸⁾。

このポテンシャルを活かすべく、世界各国でも光空間通信の研究開発がなされている^{11,19)}。米国では、国防総省が宇宙における広帯域の軍用機関ネットワークの構築に光空間通信を計画しているといわれている。アメリカ航空宇宙局(NASA)では、火星探査などの深宇宙への利用検討の実績がある。欧州では光通信機器を搭載した地球観測衛星SPOT-4からARTEMISへの片方向光衛星間通信が実証されており、現在次世代の光衛星間通信衛星の開発が検討されている。

日本では、宇宙開発事業団(当時、NASDA)が1985年から光衛星間通信機器の調査検討を開始し、91年から93年にかけて研究モデルの試作試験を実施している。93年

Fig. 2 Overview of OICETS.

からARTEMISとの軌道上実験の検討をはじめとしてOICETSの開発に着手している。通信総合研究所(当時、CRL)は、94年から96年にかけて静止トランスファー軌道に投入されたETS-VI搭載用光通信基礎実験装置を開発し、CRL地上局及びNASAのジェット推進研究所地上局との通信実験を実施している。このほかに、80年代初頭から多くのレーザー伝送実験が行われている。最近では火星との光通信に関して情報通信研究機構(NICT)で検討が行われている²⁰⁾。

これらの中でOICETSは、軌道上の双方向光通信の実証、地上との双方向光通信の実証をそれぞれ世界で初めて実現したものである^{2,3)}。2005年8月の打上後、2006年3月までに予定した全ての実験を成功させている。ARTEMISとの通信実験は100回成功し、高精度指向制御の観点からは追尾精度 $\pm 1 \mu\text{rad}$ (3σ)以下を十分に達成し、かつOICETS自身の微小振動(X軸方向： 109 mm/s^2 、Y軸方向： 63 mm/s^2 、Z軸方向： 70 mm/s^2 (全て 3σ 軌道上実測値))が精追尾に大きな影響を与えていないことがわかっている¹²⁾。

このように欧州のARTEMISとの双方向通信を実現したことで技術力の高さが実証され、次世代の検討においては欧州の動きが活発であるものの、本稿の趣旨においてはOICETSの紹介が当該分野の解説に適していると考えられる。OICETS成功の主要因は光学系及び構体の温度制御及び振動抑制による安定性の確保である。熱歪の少ない光学系材料の選択や振動を抑えた機構設計、及び温度の能動制御が功を奏している。これらはL-SSPSにおいても重要な要素であり、より高エネルギーを取り扱う点がこれまでにない新しい課題となる。通信における重要な性能指標である信号の誤り率は地上とのリンクにおいて大気擾乱の影響が大きい。エネルギー伝送を行うL-SSPSでも、同様に大気擾乱によるレーザー光の時間・空間的擾乱が発生する。光電変換面における強度分布の時空間変化に対し、変換効率や素子への熱影響などを明らかにする必要がある、検討が始められている。

OICETSの主要諸元を示す²⁾。L-SSPSにおける技術実証衛星の想定の際に参考となる諸元である。打上げ時質量が570 kg、構体は $1.1 \text{ m} \times 0.78 \text{ m} \times$ 高さ 1.5 m 、3段式J-1

^{†1} URL: http://www.icsa.gr.jp/topics/2003/index_03020-11.htm

^{†2} URL: http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/uchuu/reports/08031301.htm

ロケットの $\phi 1.4$ mフェアリングに収納可能な大きさである。必要電力0.6 kWは2翼の太陽電池パドル(発電容量約1.4 kW以上)により供給される。L-SSPSの技術実証衛星を想定した場合、同程度の規模が現実的であるとすれば、レーザー出力は太陽光の集光面積による制約を第一としたときkW級が大まかな想定規模であると考えられる。

2.2 光衛星間通信機器(LUCE)

次にOICETSの光衛星間通信機器(LUCE:「ルーチェ」と読む)について述べる³⁾。LUCEは、対向する衛星を捕捉・追尾・指向し光信号の授受を行う光学部(LUCE-O)と、衛星バスとの電気信号の授受及び光学部との制御を行う電子回路部(LUCE-E)にわかれ、電子回路部は衛星構体内部に搭載されている。LUCEの重量は149.6 kg、消費電力は待機時130.0 W、追尾時232.0 Wである。

LUCE-O光学部は、光アンテナと内部光学部で構成されている(Fig. 3)。光アンテナはカセグレン式反射望遠鏡とそれを駆動する2軸ジンバルで構成される。カセグレン式反射望遠鏡(主鏡口径26 cm)は軌道上の熱歪みによる影響を避けるため、主鏡、副鏡、鏡筒などすべて低膨張率ガラスにより製作している。鏡面精度は $\lambda/20$ である。そのため、打上時の荷重等に耐えうる設計及び製造品の微細亀裂等の検証が必要とされた。ガラス等脆性材の事前確認方法(ブルーフ試験)が開発され、目視では発見できない微小な亀裂が潜在していないことを確認したものが衛星に搭載されている。さらに、不正光反射対策も施されている。ARTEMISからの通信光を捕捉・追尾する機構としてOICETSでは粗・精の2段構えの対応を行っている。カセグレン式反射望遠鏡をアジマス・エレベーションの2軸方向制御を行うのが粗捕捉追尾機構である2軸ジンバルである。極低速回転摩擦対策や低熱歪みフレーム構造が主たる技術的なポイントである。この粗捕捉機構による追尾精度は $\pm 170 \mu\text{rad}$ 、視野は $\pm 3.4 \text{ mrad}$ であり、次に述べる内部光学部内にあるCCDを用いた粗捕捉追尾センサからのビーム到来方向情報を用いて制御を行っている。

内部光学部^{21,22)}は、光アンテナを介してレーザービームの送受を行うものである。レーザービーム光軸の高い角度安定性、送信ビーム波面歪み $\lambda/14$ 以下、送受信光分離のための高い波長選択性が要求されている。低熱歪み

フレーム構造、温度の均一化、歪み伝達の防止機構が取り入れられている。光アンテナから内部光学部へ入力する受信ビームは、一部が粗捕捉(CP)センサへ、残りが精捕捉追尾機構(FPM)を経て精捕捉(FP)センサ及び光受信器へ集光される。粗捕捉センサはARTEMISからの送信ビームの最初の捕捉と粗追尾に用いられる。CCDを用いた粗捕捉追尾用の受信光軸角度検出器であり、2軸ジンバルによるLUCE光学部全体の指向制御に用いる。粗捕捉センサには捕捉と粗追尾の2つの計測モードがある。捕捉時は視野7 mrad、角度分解能70 μrad 、追尾時は視野0.9 mrad、角度分解能17 μrad である。精捕捉追尾センサは4分割ホットダイオードを用いた位置検出を行うことでビームの到来角を把握する。その追尾精度は捕捉時 $\pm 0.92 \mu\text{rad}$ 、追尾時 $\pm 0.64 \mu\text{rad}$ 、視野は $\pm 0.2 \text{ mrad}$ であり、精捕捉追尾機構にフィードバック信号として送られる。精捕捉追尾機構は、多層ピエゾアクチュエーターによってレバー構造を介しミラーの一方の傾きを制御している。この機構を2個擁しミラーの傾き制御方向を直交させて配置させることにより全体として2軸の方向制御を行っている。これはETS-VIのレーザー通信装置(LCE)にて開発された技術がベースとなっている。OICETSでは、使用中の引張応力発生を回避するために300 Nの負荷がピエゾ素子に与えられている。

光送信については、レーザーダイオード(LD)からの出力ビームが光行差補正機構(PAM)を通り、精捕捉追尾機構を経て光アンテナへ出力される。送信ビームの一部を用いて、光行差補正機構及び精捕捉追尾機構により制御されるビーム駆動角度をそれぞれ光行差補正(PA)センサ及び精捕捉追尾駆動機構(FP)モニタで検出する。ここで光行差とは、双方向通信相手との相対速度が大きいために生じる受光方向と送信方向のオフセット角である。これは相手からの光を受け取ったときにその方向に光を発しても相手はすでにそこにはいない、ということである。ARTEMISとの通信例で距離4万km、相対速度7 km/sとすれば光が往復する間に2 km程度、角度にして50 μrad 程度の位置変化が生じ、これを打ち消すオフセットが双方向通信には必須である。OICETSでは通信相手と相対速度が通信中に変化するため常にそれをモニタしながら光行差補正値を制御している。L-SSPSでは静止軌道と地上の間の相対速度が一定なため、光行差は固定値(17 μrad)となる。

この他の機能として、コーナーキューブリフレクタ(CCR)前のシャッタを開放することにより、送信ビームの一部を用いて光行差補正センサ・精捕捉追尾センサ間の送受信軸のアラインメント確認を可能にしている。疑似光源(OS)は各受光センサの感度や光学素子の損失劣化、精捕捉追尾機構の制御特性等、内部光学部内の各機能のセルフチェックを行うものである。

これら精密な光学系の性能を最大限に引き出すためには、熱歪や振動を抑制するとともに、それらの影響を把握しておく必要がある。OICETSでは、熱歪をビームの収差に置き換えた解析を行って光空間通信時のビームアラインメントへの影響を解析し²³⁾、システム光学特性試

Fig. 3 Functional block diagram of the Inner Optics in the LUCE.

Table 1 Comparison of specifications between L-SSPS and inter satellite communication system.

Element	Comp.*	Problem	L-SSPS spec.	Inter satellite system spec.
Distance	○		36,000 km GEO-Ground	500~70,000 km LEO-LEO, GEO-GEO
Wavelength	○		1.06 μm	0.8~1.6 μm
Power	●	Heat Large optics	10 MW/beam	0.1~1 W
Beam diameter	●	Large optics	~1 m	0.1~0.5 m
Beam	○		1~5 μrad	3~20 μrad
Wavefront precision	●	Large optics Vibration Heat	~ $\lambda/10$ (with large size)	$\lambda/10 \sim \lambda/20$
Adaptive optics	●	Large optics Vibration Heat	Used	Not used
Pointing precision	●	Large optics Vibration Heat	$\pm 1 \mu\text{rad}$ (with large size)	$\pm 1 \sim 4 \mu\text{rad}$
Pointing control	●	Large optics Vibration Heat	Closed loop	Open loop
Point ahead	○		17 μrad fixed	~100 μrad variable

*Comparison between both specs; ○ similar ● different

験装置により組み上げたLUCEの光学特性評価を行っている¹³⁾。加えて衛星全体のシミュレータを開発して衛星内でのLUCEの動作確認などを行っている²⁴⁾。

このようにOICETS光学系の特徴は、光学系の波面歪を補正する補償光学系等は用いていないことと、指向に関してはオープン制御であることである。光学系の波面歪に関しては、高精度の光源及び光学素子の使用、機構(光学系の締め付け)の工夫、光学ベンチ熱歪低減のための恒温能動制御(目標 $\pm 2^\circ\text{C}$ 、軌道上 $\pm 1^\circ\text{C}$ 以下実績)を中心に対応し、光学的には補償を行っていない。L-SSPSにおいてはパワーレベルが大きく異なり、ビーム品質の要求仕様に対して補償光学系を付加する必要性が考えられる。

一方、指向制御に関しては、OICETSはオープン制御である。通信相手からの信号光を捕捉・追尾する光学系をそのまま用い、光行差補正を加えて逆方向へ信号光を発信し、相手のどこに届いているかはモニタしないオープン制御によって双方向通信を実現している。L-SSPSにおいては安全性の観点からビームの到達位置のモニタリングは必須であると考えられ、複数ビームの各到達位置モニタリングとその情報を利用したフィードバック制御システムの構築が課題となる。

3. L-SSPSエネルギー伝送システムの課題と展望

3.1 開発課題

OICETSの成果を中心とした光衛星間通信システムの

仕様と想定されるL-SSPSの仕様をTable 1に比較する。エネルギー伝送を行う点から、送信ビームのパワーとビーム径に大きな違いがみられ、これらがL-SSPSの開発課題となる。前節までに述べた各課題に加え、考えられる開発項目と要求機能・性能を以下に列挙する。

①大型光学素子

1. 大口径($\leq 1\text{ m}$ 程度): (送光ビームの波面精度達成と指向制御実現との両立が必須)
2. 波面精度 $\lambda/10$ 以下(剛性(たわみが少ないこと)、ビーム損失による発熱対応)
3. 軽量(指向制御の負担軽減、指向制御駆動時の振動抑制、打ち上げ重量の低減)
4. 表面コーティング(大口径、高品質、低コスト)
5. 耐宇宙環境性(放射線、帯電、デブリ)
6. コンタミネーション管理(地上作業時及び軌道上環境下)
7. ビーム損失による発熱処理(波面精度確保の要件)

②大型光学機構の追尾・指向制御システム

1. 指向精度 $\pm 1 \mu\text{rad}$ (受光基地にて36 m相当)(大型光学機構対応)
2. フィードバック指向制御(受光基地のビーム位置情報の取得と利用)
3. 振動対策(擾乱除去のための指向制御周波数帯域の確保、衛星内の振動源・伝達対応、駆動部からの振動発生の抑制)
4. 熱対策(光学素子からの損失熱による駆動系等への影響低減など)

¹³⁾URL: http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/uchuu/reports/08031301.htm

③大型光学系の波面補償制御技術

1. 波面精度 $\lambda/10$ (大型光学系対応)
2. 波面計測 (大型光学系対応, 最終段付近に設置, 高出力対応)
3. 波面補償制御 (可変形鏡等ハードと制御ソフト, 大型光学系対応)
4. 振動対策 (擾乱除去のための波面補償周波数帯域の確保, 可変形鏡等駆動部からの振動発生抑制)
5. 熱対策 (可変形鏡等のレーザーによる熱負荷対応, 可変形鏡のアクチュエータ発生熱対応)

これらのほとんどは宇宙における光学系利用にとって共通した課題でOICETSのような各ミッションで解決済みのものであり, それらの知見を元にキーとなる技術課題をさらに抽出して研究開発が進められるところである。エネルギー利用を目的にしたこういった総合的な検討の報告例は見当たらず, 公表されている限りでは日本が最も精力的に取り組んでいるものと思われる。

3.2 月面ミッションへの利用

L-SSPSが目指す静止軌道上から地上へのエネルギー供給には, 地上の既存それから今後登場する様々な新エネルギー源とのコスト競争に耐えることで事業化が可能になる。打ち上げコストをはじめとした大きなコスト要因をいかに低減していくかが事業化への鍵であり, そのための戦略的な研究開発が重要である。例えば打ち上げを含まない, 地上でのエネルギー利用案があったとした場合, より小さい規模で中期的に採算性が確保できる事業化案を推進することは, 技術と事業の実績を積んで次の段階へステップアップするひとつの有効な手段である。この案のリスクは, 課題の多い宇宙用技術の蓄積から距離を置くことでL-SSPS本体の開発にとって効率的でない可能性である。ステップアップの一段というよりは, 本来宇宙用であるL-SSPSのスピンオフとして位置づけた方が妥当である可能性が高い。従って宇宙をベースにし, 技術的にも, 可能であれば事業的にもステップアップできるシナリオを描くことが, L-SSPSによる地上への大規模エネルギー供給事業の実現性を大きくするものと考えられる。

今後の中長期的な宇宙開発の方向性から, 無線エネルギー伝送の需要が見込まれるミッションとして月面探査関連が挙げられる。2009年11月にNASAが月面上の水の存在を発表して月面活動への期待が膨らむ中, 月面基地の建設提案やそのための探査計画など, 世界各国の動きが活発化している。かぐやに代表される日本の先駆的で活発な活動のアドバンテージは今後の月面探査における様々なフェイズにおいても一層強化される必要がある。その手段として無線エネルギー伝送技術の利用可能性があり, L-SSPSの「第一顧客」として位置づけることも考えられる。その可能性を考慮すれば, L-SSPSでの検討実績を利用して月面探査における無線エネルギー供給ミッションの仕様を検討する価値がある。月面におけるレーザーを用いたエネルギー伝送についても, 他国から

の提案は現在のところ見られない。

最初に考えられるミッションは月面探査車(ローバー)へのエネルギー供給であり, JAXAのL-SSPS検討グループでも検討された経緯がある。将来的には月面基地や天文台などへのエネルギー供給, 有人探査計画の推進系エネルギー源などが考えられる。月面上の任意の一地点に常時エネルギーを供給することを想定すると, 月周回軌道で半径6,000 km程度とすれば, 3機の衛星で連続的なエネルギー供給が可能であることがこれまでの検討でわかっている。H-IIAで打ち上げ可能な規模の衛星(2.2 ton)でも実用的なエネルギー供給を可能とすることが開発目標となる。その仕様案としては, 集光鏡面積100 m², 収集太陽エネルギー126 kW, レーザー出力25 kW, 月面受光装置面積2 m², 月面装置への供給電力100 W以上である。レーザーで照らされた大きめのエリア内をローバーが動き回るというイメージである。大気がないため大気による散乱広がりなどは考慮する必要がないミッションである。

月面におけるエネルギー供給の競争相手は, 従来の太陽光発電や原子力電池などももちろん存在はするが, 2週間の夜, 限られた極域の常時日照領域, 極域に限定されない活動領域, という境界条件を考えれば, 無線伝送は極めて有利であり指向性の点でレーザーは最有力候補であると考えられ, この機会を利用することは地上へのエネルギー伝送L-SSPSの実現にとって大きなステップになると考えられる。

4. まとめ

太陽光励起レーザーのエネルギー伝送技術の現状と展望を述べた。1章ではレーザー宇宙太陽光発電システム(L-SSPS)と太陽光励起レーザーエネルギー伝送システムの概要について述べた。システム規模の大きさと事業性から重要な課題である安全性とコストに対して, 軌道上における高精度レーザー指向制御の重要性を指摘した。2章では宇宙実証されているレーザー伝送の最新技術を紹介しながら, L-SSPSの開発課題の抽出を行った。光学系のシステムとしては波面歪を補正する補償光学系等は用いていないことと, 指向がオープン制御であることがL-SSPSの想定との大きな違いであることを示すと共に, 各種モニタ類などの基本機能は同様に利用できることがわかる。3章は, 2章における問題抽出点に加え, L-SSPSが高パワー大口径のレーザーシステムであることから考えられる問題点を整理し, 宇宙実証された現状技術仕様との比較を行った。熱, 大口径, 振動に対する課題がベースとなり, 安全かつ高精度な指向制御システムの実現が開発目標となる。

これらはいずれもチャレンジングな課題であり, L-SSPSが2030年から50年に実現されるといわれる所以でもある。地道な研究開発も必要ではあるが, 開発途上で採算性が得られるようなスキームが得られれば開発継続がより容易になりうる。そういったテーマを探索することも重要であろう。採算性までは届かなくとも, 宇宙

におけるより短期的なミッションを利用して技術の蓄積を図ることも重要である。

謝 辞

本解説をまとめるにあたり、宇宙航空研究開発機構を中心としたL-SSPS検討グループ各位に感謝します。

参考文献

- 1) M. Mori, H. Kagawa, and Y. Saito: *Proc. 56th International Astronautical Congress, 2005*, IAC-05-C3.1.03.
- 2) 山脇 敏彦, 荒井 功恵, 間瀬 一郎, 佐藤 尚樹, 池辺 憲一: 日本航空宇宙学会誌 **55** (2007) 9.
- 3) 池辺 憲一, 佐藤 尚樹, 間瀬 一郎, 空野 正明, 藤原 勇一, 荒井 功恵: 日本航空宇宙学会誌 **55** (2007) 102.
- 4) G. C. Anderson, D. A. Quinn, G. A. Reals, J. D. Nelson, and G. S. Nurre: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 1992, AIAA 92-4616.
- 5) G. S. Nurre, J. P. Sharkey, J. D. Nelson, and A. J. Bradley: *J. Guidance, Control, and Dynamics* **18** (1995) 222.
- 6) L. C. Andrews and R. L. Phillips: *Laser Beam Propagation through Random Media* (SPIE Press, Bellingham, Wash., 2005).
- 7) R. K. Tyson: *Appl. Opt.* **35** (1996) 3640.
- 8) 豊嶋 守生, 國森 裕生, 城野 隆, 高山 佳久, 荒井 功恵: 信学技報 **SAT2006-37** (2006) 119.
- 9) 高遠 徳尚: *光学* **23** (1994) 183.
- 10) V. E. Sherstobitov, V. I. Kuprenyuk, D. A. Goryachkin, V. P. Kalinin,

- V. M. Irtuganov, V. V. Sergeev, A. Yu. Rodionov, N. A. Romanov, S. A. Diamakov, and Yu. A. Rezunkov: *Proc. SPIE* **3684** (1998) 34.
- 11) 豊嶋 守生, 國森 裕生, 城野 隆, 高山 佳久, 荒井 功恵: 2007年電子情報通信学会総合大会講演集(2007) 302.
 - 12) R. R. Beland: *The Infrared and ElectOptical Systems Handbook* (SPIE Optical Engineering Press, Bellingham, Wash., 1993), Vol. 2, Chap. 2.
 - 13) L. C. Andrews, R. L. Phillips, and P. T. Yu: *App. Opt.* **34** (1995) 7742.
 - 14) 藤田 和久, 内田 成明, 橋本 和久, 木皿 且人, 新野 正之: 第51回宇宙科学連合講演会講演集(2007) 3D08.
 - 15) 高山 佳久, 宮下 直己, 莊司 洋三, 豊嶋 守生, 木村 真一: 第53回宇宙科学技術連合講演会講演集(2009) 1204.
 - 16) 板垣 昭彦, 山田 智久, 青島 武, 齊藤 泰治, 大谷 謙仁, 飛田 雄二: 太陽/風力エネルギー講演集(2009) p. 56.
 - 17) G. Hyde and B. I. Edelson: *Space Policy* **13** (1997) 47.
 - 18) M. Toyoshima: *J. Opt. Networking* **4** (2005) 300.
 - 19) 有本 好徳: *オプトニュース* **137** (2003) TOPICS-03020.
 - 20) Y. Arimoto, T. Iida, and Y. Suzuki: *Proc. 60th International Astronautical Congress, 2009*, IAC-09-B.2.4.4.
 - 21) K. Shiratama, Y. Koyama, and M. Aizono: AIAA ISCC, 1998, AIAA 98-1243.
 - 22) 市田 謙一, 相蘭 充江, 東野 勇, 木村 友紀, 白玉 公一, 小菅 勇司, 中川 敬三: 第40回宇宙科学技術連合講演会講演集(1996) p. 193.
 - 23) 豊嶋 守生, 高橋 伸宏, 城野 隆, 山脇 敏彦, 中川 敬三, 山本 昭男: 信学技報 **SANE2000-64** (2000) 37.
 - 24) 豊嶋 守生, 高橋 伸宏, 城野 隆, 山脇 敏彦, 中川 敬三, 荒井 功恵, 松井 照夫, 白玉 公一: 2003年電子情報通信学会総合大会講演集(2003) p. 316.

レーザーワード

Hufnagel-Valley (H-V) モデル (Hufnagel-Valley (H-V) model)

大気揺らぎの強度を表す屈折率構造定数 $C_n^2 (m^{-2/3})$ の高度依存性を示す代表的モデル。大気揺らぎは、暖かい空気(低密度・低屈折率)と冷たい空気(高密度・高屈折率)が混合する乱流状態にあって大気中の大小の屈折率分布が空間的・時間的に揺らぐことである。その中を光が屈折を受けながら進むと強度が揺らぐことから天体観測や光空間通信では問題となり、その高度依存性も重要となる。地表付近の C_n^2 は太陽光による地表加熱の影響

が大きく高度依存性の中では最大値を取り、その値は気象条件や昼夜で大きく増減する。その地表付近の増減の影響は高度1 km程度まで及ぶがそれ以上にはあまり影響しない。高度4 km程度以上では風速依存性が見られ、対流圏(高度11 km以下)と成層圏との境目である対流圏境界では風速依存性を持って少々値が上昇し、高度20 kmまで再び単調減少する。H-Vモデルの他にはSLC 昼・夜モデルなどがある。(藤田 和久)