

宇宙光通信技術

有本好徳

Recent Technological Trend in Optical Space Communications

Yoshinori ARIMOTO

Recent research and developments in space laser communications are described. In the USA, NASA Goddard Space Center, MIT Lincoln Laboratory and Jet Propulsion Laboratory teamed up to perform the basic design and the key-technology development for a Mars Laser Communication Demonstration, where an intensity modulation scheme as well as photon counting detection technology and the use of fiber amplifiers are featured. In Europe, a coherent laser communication terminal is waiting for future demonstration experiment. In Japan, study efforts to realize a compact laser communication terminal have been performed and the demonstration experiment was held in an airship test flight by NICT.

Key words: space laser communications, Mars laser communication, photon counting, coherent detection

宇宙光通信は、小型・軽量の機器によって高速・大容量の通信が行えること、利用できる周波数帯域が広くビームが鋭いため通信システム相互間の干渉がないなどの利点をもっており、月や火星などの遠距離にある探査機や地球観測衛星からの大容量データ伝送等を実現するための基盤技術として、米国 NASA やヨーロッパ宇宙機関 (ESA)、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 等をはじめ、多数の研究機関で要素技術の研究、システムの開発が行われてきた。ひとくちに宇宙光通信といっても、衛星の種類やその用途に応じて必要となる要素技術が大きく異なる。例えば、地球の近くを周回する人工衛星との光通信では、1000~70000 km 程度の伝送距離が必要で、1 Gbps 以上の通信速度が求められるのに対し、深宇宙、特に惑星間通信ではこの距離が 0.1~40 AU (AU は 1.49×10^8 km) と大幅に変化する。達成すべき伝送容量も 1 Gbps~1 Mbps 程度まで大幅に変化する。いずれにせよ、このような遠距離の通信において高速・大容量化を実現するためには、電波と比べて波長の短いレーザー光の特徴を活用することにより送信信号を相手の通信機に集中するアンテナ (望遠鏡) 技

術と精密な捕捉追尾技術が重要で、さらに、地上の光ファイバー通信とは異なり伝送容量が回線の信号対電力比 (S/N 比) に比例することから、高出力かつ高効率の光送信機やショット雑音限界に近い、あるいはそれを超える高感度の光受信機の研究開発が必要となる。本稿では、宇宙光通信に関する技術開発の動向、実証実験計画を、それらに用いられている要素技術を中心に解説する。

1. 米国における研究開発および実証実験計画

米国における最初の衛星搭載機器による光通信実験は、BMDO (Ballistic Missile Defense Organization) が 2000 年に打ち上げた STRV-2 (Space Technology Research Vehicle 2) 衛星によるものである。光源に 800 nm 帯の半導体レーザー (LD)、光検出器に Si-APD を用いて通信速度 500 Mbps、2 チャネルの双方向通信機能をもつ光通信装置¹⁾を衛星に搭載し、地上との間で光通信実験が試みられたが、軌道予測に基づいて地上から送信したビーコン光を衛星で捕捉することができず、さらに衛星の制御コンピューターが故障したため実験は断念された。

独立行政法人情報通信研究機構 (〒184-8795 小金井市貫井北町 4-2-1) E-mail: arimoto@nict.go.jp

2001年5月には、NRO (National Reconnaissance Office) の静止衛星 GeoLITE (Geosynchronous Lightweight Technology Experiment) が打ち上げられた。この衛星には、MIT リンカーン研究所 (MIT Lincoln Laboratory) で開発した光通信システムが搭載され、地上との伝搬データ取得を含む光通信実験が行われた。実験の性格上、詳細は公表されていない。GeoLITE の実験成功により、国防総省では増大する軍用データ伝送要求に対応するため、革新的な通信システムの枠組みである TCA (Transformational Communications Architecture) の検討が進められている。これは、多数の通信衛星群や航空機を光通信で接続するもので、光通信リンクには 10 Gbps 以上の伝送レートが想定されている。

一方、NASA/JPL では 1980 年代から、惑星探査などの深宇宙探査機との通信を目的とした光衛星間通信の研究開発が進められてきた。特に JPL では、衛星搭載用光通信機の研究開発とあわせ、光通信用の地上施設の建設も進められ、2003年7月にはカリフォルニア州 Wrightwood の Table Mountain 山頂に、太陽光の下でも静止衛星や周回衛星を追跡できる口径 1 m の光通信専用望遠鏡 OCTL (Optical Communications Telescope Laboratory) が設置されている²⁾。

21 世紀に入り、NASA では、将来の深宇宙探査において通信容量を増大するため、光通信システムの検討が開始された。ここで想定しているのは、有人火星探査計画における大容量データ伝送や、月との双方向 HDTV 伝送等である。このための最初の技術実証実験として、2009 年に打ち上げ予定の火星周回通信衛星 MTO (Mars Telecommunications Orbiter) に光通信装置 MLT (Mars Lasercom Terminal) を搭載し、火星から地球へ大容量のデータ伝送を行う実験が検討された。この計画は NASA Goddard Space Center が取りまとめを行いながら、JPL および MIT のチームが個々の独自技術についての研究開発を進めたもので、米国におけるこの分野の技術力を結集したものになっている³⁾。

火星-地球間の通信では通信距離が 0.1~2.4 AU 程度まで変化するため、実現可能なデータ伝送速度も 30 Mbps~1 Mbps となる。このためには、直径 5 m 程度の地上の大型望遠鏡を受信に用いることを前提として、5 W 程度の送信出力、電力効率のよい多値 PPM 変調方式やフォトン計数型検出器を用いて受信感度向上を図ることが必要となった。本計画は、2005 年の設計審査の結果、開発フェーズに進むことができなかったが、現時点では最も高性能なシステムと考えられるので、以下に設計結果の概要について

を紹介する。

1.1 地上受信システム

火星からの信号を受信する地上望遠鏡は、稼動時間を最大にするためには、日中、特に太陽入射角が 3 度まで接近しても光学系に損傷を与えることなく動作する必要がある。このため、JPL ではパロマ天文台の直径 5 m の Hale 望遠鏡を改造し (PRT: Palomar Receive Terminal)、主鏡の前面に 1.5 m の大きさのポリマー薄膜製の誘電体多層膜フィルターを並べて、太陽光の望遠鏡内部への入射を 5~10% 程度に制限する対策が検討された⁴⁾。地上で火星からのレーザー光を受信する場合、大気ゆらぎのため受光スポットが広がって受信感度が劣化することが考えられるが、通信速度が数十 Mbps 以下であれば大口径の受光デバイスを用いることですべての電力を受光できるため、特別なゆらぎ補償技術は用いていない。ただ、受光口径を大きくするに従い背景光の影響も大きくなるので、光学系の内部に適切なフィールドストップの設置と、通過帯域 0.1 nm 以下の狭帯域フィルターが必要である。火星との位置関係により、ドップラーシフトによる受信光の波長変化が 0.1 nm 以上あり、通過帯域のチューニングが可能なエタロンとブロッキングフィルターの組み合わせが採用されている。微弱な信号の受信には、フォトン計数型検出器が用いられる予定で、HPMT (Hybrid Photo-Multiplier Tube) が検討されている。

この望遠鏡には、受信系のほかにビーコン送信系が取り付けられるが、ビーコン送信系は波長 1076 nm、出力 100 W 以上の Yb 添加ファイバーレーザー出力を複数台、望遠鏡の開口で合成し、総合出力 500~1000 W を実現する。この開口合成は、大気ゆらぎの影響を平均化する効果もある。この送信レーザーには、受信の際に背景光との識別を容易にするため 500 Hz のオン/オフ変調が加えられ、この中に火星へのアップリンク信号伝送のための 1~100 bps の信号パターンが付加される。PRT とは別に、MIT では、独立な追尾機構とドームをもつ口径 0.8 m の望遠鏡を複数台用いたアレイ受信システムを用意し、受信したフォトンパルスを合成して必要な受信感度を得るシステム LDES (Link Development and Evaluation System) も検討された⁵⁾。

1.2 火星周回衛星搭載用の光通信装置

MLT の光アンテナ口径は 30.5 cm であり、波長 1064 nm のレーザーを回折限界 (3.5~4 μ ラジアン) のビーム幅) で送信する。火星との通信では、光行差に伴う送受信ビーム方向の差が 400 μ ラジアンに達するので、地球からのビーコン受信方向に対してビーム幅の 100 倍以上離れた

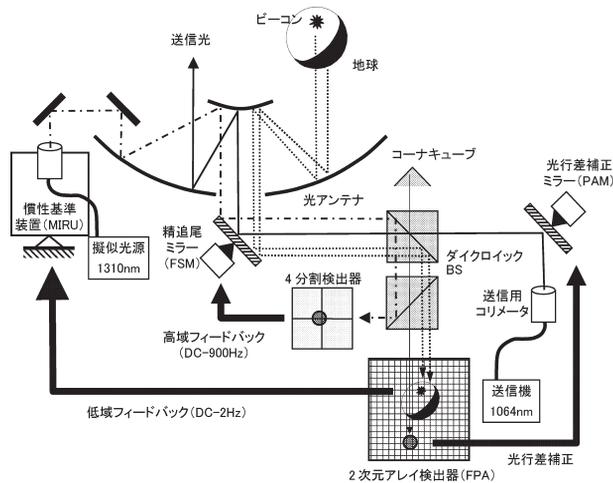


図1 火星周回衛星搭載用の光送信機構成。

方向に安定に送信ビームを指向させる必要がある。このため、受け持つ外乱の周波数帯域を分割し、ビーコンの受信強度や外乱の大きさで適応的に制御方法を切り替える指向追尾システムが設計された⁶⁾。

図1にMLTの内部構成を示す。光アンテナおよび指向追尾光学系はパッシブな振動減衰機能をもった6本の支柱(hexapod)で衛星に固定され、これで300 Hz以上の周波数成分の外乱を減衰させる。アクティブな制御系のうち、最も高い周波数を受け持つのは精追尾ミラーFSM (fine steering mirror) と四分割検出器で構成される精追尾系で、これは光アンテナの横に設置された慣性基準装置MIRU (magnetohydrodynamic inertial reference unit) 内の擬似光源 (波長1310 nm) を追尾し、DC から900 Hzまでの振動外乱を抑圧する。低い周波数領域の外乱は、二次元アレイ検出器FPA (focal plane array) を用いて、遠距離の場合は地球の太陽反射光の方向を検出し、近距離の場合は地上局からのビーコン光の方向を検出し、これらの誤差信号により、慣性基準装置MIRUの姿勢、すなわち擬似光源の指向方向を安定化する。この追尾系の制御帯域は2 Hzである。地上からのビーコン光の方向は、追尾系の絶対基準としても用いられる。一方、送信ビームの方向を制御するため、専用の光行差補正機構PAM (point ahead mechanism) が用意され、送信光の一部をコーナークューブ反射器で折り返してFPAで検出することにより、400 μ radの補正角を安定に制御できるようにしている。これらの制御には、宇宙用のシングルボードコンピューターとCompact PCIバスが採用されている。

光アンテナは15倍の倍率をもち、1.5 mrad (0.09度)の視野内で回折限界かつ低ディストーションとなるよう設計されている。光アンテナを含む光学系は衛星とは熱的に独

立しており、アクティブな熱制御により $21 \pm 2^\circ\text{C}$ に維持される。地上受信系と同様に、MLTも太陽光の入射角2度で正常に動作する必要があり、光アンテナおよび光学系に対する太陽光の熱入力を軽減するため、光アンテナ開口には太陽光遮断フィルターが設けられている。

通信用光源には、回折格子で波長安定化したYb添加ファイバーレーザーを用いており、この光源を市販のLiNbO₃外部光変調器で変調する。この際、MLTでは通信速度が変化するので、変調パルス幅を1.6 ns, 3.2 nsあるいは4.8 nsに切り替えて32値あるいは64値のパルス位置変調(PPM)を行う。変調された信号を、ダブルクラッド型の高出力Ybファイバーアンプにより、平均出力5 W, ピーク出力320 Wとして光アンテナより送信する。MLTで採用されたダブルクラッド型のファイバーアンプは、マルチモードファイバーを介して複数のLDで励起することにより、15%を超える良好な電力効率(wall-plug efficiency)と高い信頼性を得ている⁷⁾。また、変調信号には符号化率2分の1のターボ符号による誤り訂正を付加することにより、理論的なチャネル限界に対して1 dBの劣化という高感度を達成する。例えば、MITのLDESの受信システムでは、8×8のガイガーモードInGaAs-APDアレイを用いて独立にリフレッシュを行うことにより不感時間を短縮し、50~150 kbpsの通信速度で2~3 bits/photonという良好な受信感度を達成している。一方、JPLでは、HPMTを用いることにより、チャネル限界に対して2 dB劣化の感度をもったフォトン計数型の受信系を想定している。

2. ヨーロッパにおける研究開発および実証実験計画

欧州では、1985年から欧州宇宙機関(ESA)を中心として、SILEX (Semiconductor Laser Inter-satellite Link Experiment) 計画が進められてきた。1998年3月には、光通信機器を搭載した地球観測衛星SPOT-4が最初に打ち上げられた後、光通信の相手となる静止衛星ARTEMISが2001年7月に打ち上げられた。2001年11月20日には、ARTEMISとSPOT-4間で世界初の衛星間光通信リンク実験が行われた⁸⁾。SILEX計画では、直径25 cmのカセグレン型の光アンテナを用いており、アンテナ後部に光送受信機や捕捉追尾センサー等を含む光学ベンチを配置し、周辺電子回路とあわせて直交2軸ジンバル上に搭載している。800 nm帯のLD光源とSi-APDによる検出器を組み合わせた強度変調/直接検波方式が用いられ、ARTEMISから2 Mbps, SPOT-4から50 Mbpsの光信号を伝送する。最大通信距離は約45000 km, 搭載用光通信機の総重量は

157 kg, 消費電力は 150 W である。

ESA の SILEX 計画とは別に、ドイツにおいて、SOLA-COS (Solid state Laser Communications in Space) 計画⁹⁾ とよばれる Homodyne PSK 方式による独自のコヒーレント光通信システムの研究開発が進められてきた。この方式を用いた光通信機器 (LCTSX) を、2006 年に打ち上げられる TerraSAR 衛星に搭載する計画が進められている。ここでは、レーザー光源にコヒーレント通信用に開発された波長 1064 nm の $\text{Cr}^{3+}:\text{Nd}:\text{YAG}$ NPRO (non-planer ring oscillator) が用いられ、予備系を含む複数の半導体 LD 励起 (波長 808 nm) により 10 年後の信頼度 0.9998 を得ている。ファイバー出力が 20~150 mW, 長期周波数ドリフトが ± 500 MHz/10 年である。波長チューニングは温度制御により 80 GHz 以上をカバーし (帯域 > 0.1 Hz), さらに、 piezoelectric actuator (PZT) 制御により ± 100 MHz (帯域 > 50 kHz) を実現している。この光源からの信号を LiNbO_3 の位相変調器により 5.5 Gbps で変調した後、ファイバー増幅器により 1 W まで増幅し、光アンテナから送信する。これらの装置の内部接続には、偏光保持型のシングルモードファイバーを用いている。

LCTSX の構体内部には直径 12.7 cm のカセグレン型光アンテナが設置されており、構体外部に設置された 2 枚の平面鏡による潜望鏡型の駆動機構により送受信ビーム方向を制御する。内部光学系は、精追尾用の FSM (fast steering mirror), 光行差補正用の FSM, 送信用ファイバーコリメーター, 精追尾誤差検出と Homodyne PSK 信号復調を行う受信ユニットから構成される。送信と受信の分離には偏光 (直線偏光) を用いており、光アンテナからは内部光学系の 1/4 波長板により円偏光のレーザー光が送受信される。内部光学系と送信部, ローカル光源とはおのおのファイバーで接続されている。LCTSX は、通信ビームだけで捕捉追尾を行うのが特徴で、受信ユニットからの追尾誤差信号により、捕捉・粗追尾および精追尾を行う。送信レーザービーム幅は狭いので、捕捉の際には最初に片側の通信機 (slave) の指向方向を固定し、もう一方の通信機 (master) の指向方向をスパイラル型にスキャンし、送信レーザービームが相手 (slave) 側の捕捉センサーの視野を横切る瞬間ごとに、slave 側で master から受信したレーザーの方向を検出し、自身の指向方向を少しずつ修正してゆく。この動作を一定時間繰り返した後は、master と slave を入れ替えて同じ捕捉動作を繰り返す。これにより、双方の指向誤差が小さくなり、捕捉センサーにある一定の頻度でレーザー光が受信できるようになるので、さら

に、スキャン範囲を狭めたうえで同時に master と slave の指向方向をスキャンし、両方の捕捉センサーで安定にレーザー光の受信ができるようにする。以上の捕捉動作終了後は、通信信号復調用の検出器で受信光が検出できるようになるので、この信号をもとに精追尾誤差を検出し、追尾誤差を収束させる。以上の捕捉・追尾機能および信号受信部の機能は、1 ビット当たり 40 フォトンの受信信号電力の条件で試験され、正常に動作することが確認されている¹⁰⁾。

3. 日本における研究開発

日本では、1994 年に、通信総合研究所 (CRL, 現 NICT) が開発した波長 $0.83 \mu\text{m}$ の半導体レーザーを用いた光通信実験装置 (LCE) を宇宙開発事業団 (NASDA, 現 JAXA) の技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) に搭載して、世界初の光通信実験が CRL および JPL の地上局との間で実施された¹¹⁾。この実験の後、CRL では、1998 年から NASDA の公募に応じる形で、宇宙ステーションから地上に 2.5 Gbps の信号を伝送する光通信実験のための装置開発を進めていたが、2003 年に開発を中止している。

一方、JAXA では、ESA との国際協力により、ARTEMIS との間で光衛星間通信実験を実施する計画を 1992 年から開始した。このための光衛星間通信実験衛星 OICETS は、2005 年 7 月に打ち上げられ、ARTEMIS および地上局との間で光通信実験を実施している。OICETS に搭載された光衛星間通信機器 (LUCE: laser utilizing communications equipment) は、直径 26 cm のカセグレン型光アンテナをもち、質量は 149.6 kg, 消費電力はスタンバイ時には 130 W, 追尾時には 232 W である。詳細は別項の解説をご覧ください。また、通信・放送機構 (現 NICT) 川崎次世代 LEO リサーチセンター (NeLS: Next-generation LEO System Research Center) でも、「グローバルマルチメディア移動体衛星通信技術の研究開発プロジェクト」において、多数の周回衛星通信システム向けの光衛星間通信技術の研究開発が行われた。ここでは、波長 $1.5 \mu\text{m}$ 帯を用いて伝送距離 ~ 3000 km, 伝送速度 2.5 Gbps をもったシステムが検討された¹²⁾。

4. 成層圏プラットフォーム定点滞空試験における光通信実験

NICT の光宇宙通信に関する技術開発成果を活用した地上における最初の応用実験として、高度 4 km を実験飛行する成層圏プラットフォーム定点滞空試験機に光受信機を搭載し、地上から波長 $1.5 \mu\text{m}$ 帯のレーザー光により地

上デジタル放送信号を伝送する（光フィーダーリンク）実験が行われた¹³⁾。搭載用の光受信機構成を図2に示す。光フィーダーリンクの減衰を補償するため、光受信機では、Er添加ファイバー増幅器（EDFA）で増幅した光信号をフォトディテクターにより電流に変換し、この電流が一定になるようにEDFAの利得を制御する。図の点線矢印がレーザービームの伝送経路を、実線の矢印が電気系の信号伝送経路を示す。安定な光フィーダーリンクを確保するためには、地上局と飛行船の両方に高精度の追尾が必要で、光受信機側からもビーコン光を送信して、地上の光送信機で追尾する。

図3に、平成16年11月22日の定点滞空試験の状況を示す。この実験では、CCDカメラによるビーコン光の初期捕捉、2軸ジンバルの駆動による双方向の光アンテナ追尾実験のみが実施できた。初期捕捉の状況を図4に示す。(a)はビーコン光捕捉直前を、(b)はビーコン光捕捉追尾後を示し、地上局の光アンテナ内に設置したCCDカメラで撮影したものである。試験機・地上局間の双方向のビ

ーコン光の捕捉追尾に成功している様子がわかる。光アンテナモジュールは、図5に示す3枚のプラスチック製、軸外し非球面鏡を用いた小型軽量設計で、有効径4cm、超小型の追尾ミラー駆動機構を内蔵している。重量は約2.4kgである。粗追尾に使用したCCDの対角視野は±0.8度である。ビーコン光のビーム幅は上り2度、下り0.5度であり、対向する送受信機が、この視野の中に入るように光アンテナの初期角を制御する必要がある。このため、機体の位置、姿勢データをリアルタイムで処理し、搭載光受信機および地上の光送信機のアンテナ初期角を計算・表示するシステムを用意し、必要に応じて初期角をコマンドにより送信した。アンテナの駆動には市販のL字型2軸ジンバルを使用した。

光アンテナの直径を4cmとすると、波長1.5μmの信

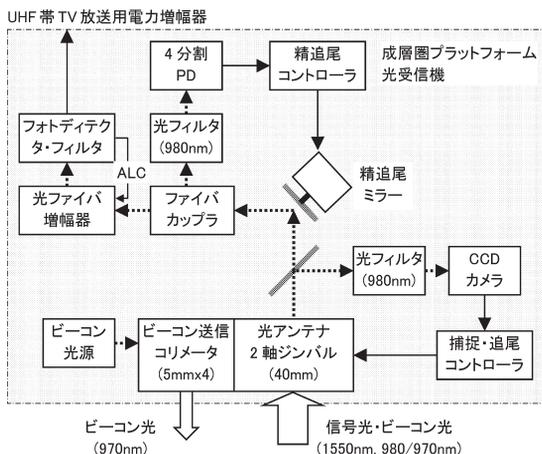


図2 成層圏プラットフォーム定点滞空試験機に搭載した光受信機の構成。

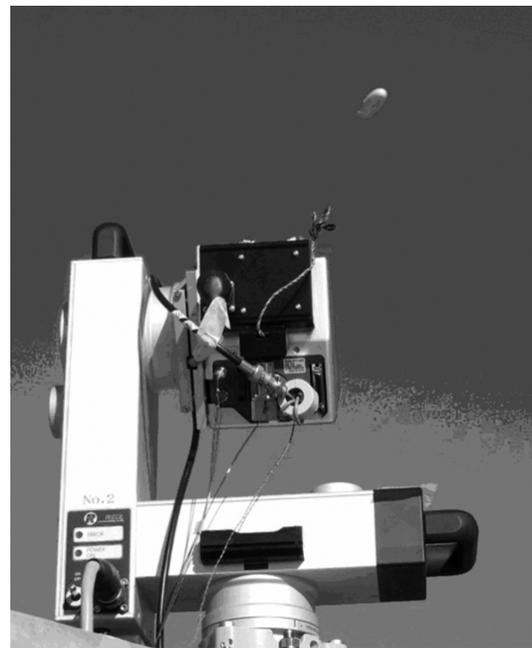


図3 地上局の光アンテナおよび2軸ジンバルの外観。

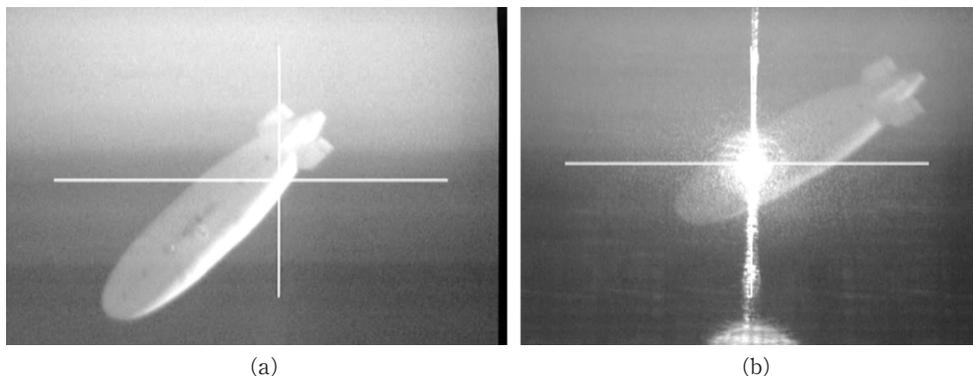


図4 定点滞空試験におけるビーコン捕捉追尾。(a) ビーコン光捕捉直前、(b) ビーコン光捕捉追尾後。

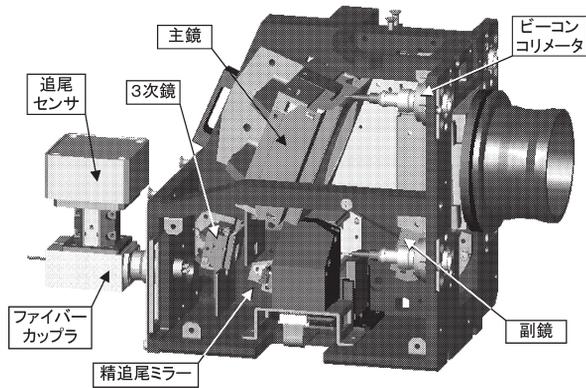


図5 光アンテナモジュールの内部構造。

号光のビーム広がり θ は $49.4 \mu\text{rad}$ となり、受信点でのビーム直径は 24.6 cm で、 100 mW の送信出力を仮定すると、大気ゆらぎによる損失（シンチレーション）、光アンテナの鏡面精度や反射率の影響、ファイバーへの結合を含む内部損失を考慮しても、受信電力は -6.8 dBm と予想される。一方、フィーダーリンク伝送系の C/N 比を 40 dB 以上確保するために必要なEDFA入力端での最小受信電力は -24.0 dBm である。したがって、十分大きな回線マージンが得られており、仮に成層圏プラットフォーム高度（ 20 km ）に光受信機をもっていったとしても回線が成立する。

成層圏プラットフォーム定点滞空試験では、実験時間の制約からフィーダーリンク信号伝送実験までは実施できなかったため、長時間のより安定した設置環境が期待できるビル間において、残された光アンテナモジュールおよび精追尾システムの動作評価を実施した。2006年1月には、NICTで新たに製作した通信速度 10 Gbps の光送受信機を実験系に組み込み、双方向のデータ伝送実験を実施した。その結果、2時間以上にわたって全く誤りのない高品質伝送ができることを確認した。ここで用いられた送受信機は、EDFAと組み合わせて最適動作するように設計されており、最小受信感度 -37 dBm 、ダイナミックレンジ 35 dB を達成している。

これらの成果は、将来、宇宙空間だけではなく、高速大容量通信を必要とする地上の移動体（飛行機や船舶、車

両）への光通信や、光ファイバー通信と同じ伝送路を必要とする空間通信に有効に活用されると考えられる。

文 献

- 1) I. I. Kim, B. Riley, N. M. Wong, M. Mitchell, W. Brown, H. Hakakha, P. Adhikari and J. Korevaar: "Lessons learned for STRV-2 satellite-to-ground lasercom experiment," Proc. SPIE, **4272** (2001) 1-15.
- 2) K. E. Wilson, M. Britcliffe and N. Golshan: "Progress in design and construction of the Optical Communications Telescope Laboratory (OCTL)," Proc. SPIE, **3932** (2000) 112-116.
- 3) D. M. Boroson, C.-C. Chen and B. Edwards: "Overview of the Mars laser communications demonstration project," IEEE LEOS Newslett., **19**, No. 5 (2005) 8-11.
- 4) C.-C. Chen, A. Biswas, W. T. Roberts and M. J. Britcliffe: "Turning Palomar into a deep-space optical receiver," IEEE LEOS Summer Topical Meeting, MA1. 3 (2005) pp. 7-8.
- 5) L. M. Candell: "LDES: A prototype array optical receiver for the Mars laser communications demonstration Program," IEEE LEOS Newslett., **19**, No. 5 (2005) 15-16.
- 6) J. J. Scozzafava, D. M. Boroson, R. S. Bondurant, A. D. Pillsbury, J. W. Burnside, N. W. Spellmeyer, P. L. Ward, F. K. Knight, M. L. Stevens and D. R. Bold: "The Mars lasercom terminal," IEEE LEOS Newslett., **19**, No. 5 (2005) 12-14.
- 7) N. W. Spellmeyer, D. O. Caplan and M. L. Stevens: "Design for a 5-Watt PPM transmitter for the Mars laser communications demonstration," IEEE LEOS Newslett., **19**, No. 5 (2005) 22-23.
- 8) T. Tolker-Nielsen and G. Oppenhauser: "In orbit test result of an operational optical intersatellite link between ARTEMIS and SPOT4, SILEX," Proc. SPIE, **4635** (2002) 1-15.
- 9) K. Pribil and J. Flemming: "SOLACOS YKS—An optical high datarate communication system for intersatellite link applications," Proc. SPIE, **2381** (1995) 83-89.
- 10) R. Lange and B. Smutny: "Highly-coherent optical terminal design status and outlook," IEEE LEOS Newslett., **19**, No. 5 (2005) 34-36.
- 11) 荒木賢一, 有本好徳: "光通信実験の概要", 通信総合研究所季報, **43**, No. 3 (1997) 493-520.
- 12) Y. Koyama, E. Morikawa, M. Ohkawa, S. Motoyoshi, H. Watanabe, R. Suzuki and Y. Yasuda: "Space demonstration experiments plan of a next-generation LEO system for global multimedia mobile satellite communications," 54th International Astronautical Congress, IAC-03-M.4.02 (2003).
- 13) 有本好徳, 勝尾双葉, 木内 等: "飛行船との光捕捉追尾実験", 第5回成層圏プラットフォームワークショップ (2005) pp. 223-229.

(2006年4月17日受理)