

宇宙光通信技術

荒 木 賢 一

Overview of Space Optical Communication Technologies

Kenichi ARAKI

An overview of space optical communication technologies is outlined through viewing research and development activities that have been conducted in Japan. One of important system requirements is realization of high-power optical sources and high sensitivity detectors for overcoming long range transmission in space where power transmission efficiency becomes the order from -60 dB to -80 dB. Optical link formation and maintaining by laser beam acquisition, tracking and pointing are essential functions required for communication terminals. Space optical communication experiments carried out during 1994 and 1996 using the ETS-VI satellite, development of optical inter-orbit communications engineering test satellite OICETS by NASDA are described, and other research activities are included.

Key words: space communication, intersatellite communication, optical communication, ETS-VI, OICETS, LCDE, NeLS

広大な宇宙空間は無線通信が活躍する場である。地上-衛星間、衛星-衛星間でのデータ中継距離は数千 km から数万 km に及ぶ。宇宙開発や利用におけるデータ伝送速度は年々増加してきており、地球観測などの近地球ミッションでは Gbps オーダーに及んでいる。このため、レーザーを搬送波とする光通信の宇宙への展開が期待されている¹⁻³⁾。小型・軽量の通信機で、高速・大容量データ伝送が潜在的に可能である。さらに、レーザービームの鋭い指向性のため、システム間の干渉が無視できる。

光ファイバー通信システムと異なる技術要素は、(1) -60 ~ -80 dB に及ぶ伝送効率を補償する高出力光源と高感度の受信器、(2) ビーム捕捉・追尾・指向による回線形成と維持、(3) 宇宙環境における光デバイスや機器の耐性である。そのほか、ロケット打ち上げ環境に耐える機器実装技術などがある。世界の宇宙関連機関で開発が実施されてきたが、衛星打ち上げスケジュール、予算等の問題がからみ、宇宙空間でのシステム実証に至らなかった⁴⁻⁷⁾。最近の特筆すべき実証例として、2001年11月、地球観測

衛星 SPOT4 から ESA (欧州宇宙機関 European Space Agency) の先端型データ中継衛星 ARTEMIS (Advanced Data Relay and Technology Mission Satellite) への画像データ伝送の成功がある^{8,9)}。国内では、開発済みの光衛星間通信実験衛星 OICETS (Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite) が ARTEMIS との通信実験を行うべく、2005 年ごろの打ち上げを待っている。

本稿では、国内における研究開発の例を参照しながら、宇宙光通信技術の概要を述べたい。取り上げるのは、(1) 技術試験衛星 VI 型 (Engineering Test Satellite VI, ETS-VI) 光通信実験、(2) OICETS 衛星の開発、(3) 宇宙ステーション搭載用光通信実験装置 LCDE (Laser Communications Demonstration Equipment) の研究開発、(4) NeLS (Next LEO Satellite Communication System) である。

現在、通信総合研究所 CRL と通信・放送機構 TAO との統合により情報通信研究機構 (NICT) が 2004 年 4 月に、宇宙開発事業団 NASDA、宇宙科学研究所 ISAS、航空宇宙技術研究所 NAL の統合により宇宙航空研究開発機構

表1 光通信基礎実験装置 LCE の基本仕様

送信系		捕捉/追尾/指向系	
重量	22.4 kg	捕捉および粗追尾系	
消費電力	90.4 W (max)	機構/アクチュエーター	2 軸ジンバル/ムービングコイル
光アンテナ倍率	7.5 cm 口径	捕捉追尾センサー	CCD エリアセンサー
		捕捉追尾範囲	±1.5°
		捕捉視野	8 mrad
		精度	32 μrad
受信系		精追尾系	
レーザー	LD (AlGaAs)	アクチュエーター	ムービングコイル
波長	0.83 μm 帯	追尾センサー	Si-QD
平均光出力	13.8 mW	追尾範囲	±0.4 mrad
		追尾視野	0.4 mrad
		精度	<2 μrad @ -62 dBm
ビーム広がり角	30, 60 μrad	光行差補正系	
伝送速度	1.024 Mbps	アクチュエーター	積層型圧電アクチュエーター
変調方式	マンチェスター符号化直接強度変調	補正範囲	> ±100 μrad
		分解能	<2 μrad
波長	0.51 μm		
検出器	Si-APD (直接検出)		
ビット誤り率	10 ⁻⁶ @ -62 dBm		
受信器視野	0.2 mrad		

(JAXA)が2003年10月に発足し、組織名称が変わっているが、本稿では当時の名称を用いることにする。

1. ETS-VI/LCE 光通信実験¹⁰⁻¹²⁾

1983年ころから、波長0.8 μm帯で出力100 mWクラスの半導体レーザーが、コンパクトディスクなどへの応用を目的として安定して製作されるようになり、この高出力光源とあわせて高い量子効率をもつ波長0.8 μm帯のシリコン系受光デバイスとでシステム構成のめどがつき、世界の宇宙開発関連機関では、波長0.8 μm帯を用いるシステム開発に乗り出した。ESAではSILEX (Semiconductor Laser Intersatellite Experiment) 計画、アメリカ航空宇宙局NASA (National Aeronautics and Space Administration) ではACTS (Advanced Communications Technology Satellite) 衛星で、宇宙実証をするべく開発を進めていた。このような中、わが国では1987年に、通信総合研究所が技術試験衛星VI型に搭載する光通信基礎実験装置LCE (Laser Communication Equipment) の開発を開始した。当時は相手となる衛星がいなかったため、地上-衛星間実験を通して、衛星間光通信システムのための基礎技術を確認することを主目的とした。搭載した光通信基礎実験装置LCEの基本仕様を表1に、機能ブロック図を図1に示す。

LCEでは、衛星間光通信の基礎実験に必要な捕捉・追尾、光行差補正、光変復調などの機能が小型・軽量(最大寸法60 cm, 総重量22.4 kg)な装置に実現されている。光源として波長0.83 μm, 光出力が30 mW (peak power)の半導体レーザー、光アンテナとして75 mm径のガリレ

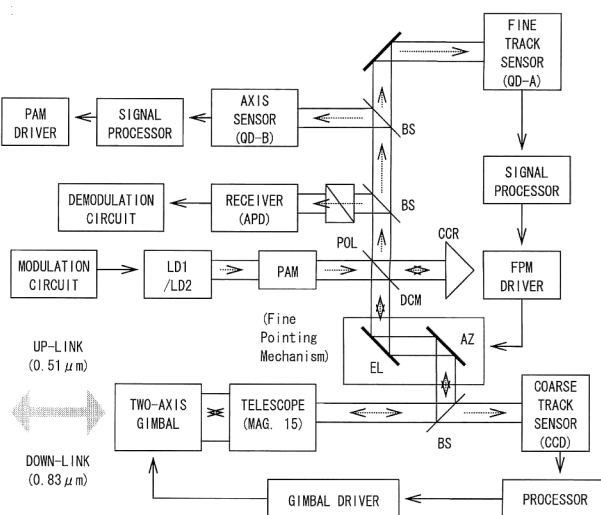


図1 LCEの機能ブロック図。FPM: fine pointing mechanism, PAM: point-ahead mechanism, BS: beam splitter, POL: polarizer, DCM: dichroic mirror, CCR: corner cube reflector.

オ式望遠鏡(倍率15)、約±1.5°の範囲を指向できる2軸ジンバル指向機構をもっている。送信ビームとしては、広がり角(全角)が30 μradと60 μradの2系統がある。受信光は波長0.51 μmのアルゴンレーザー光を前提としており、受信光を捕捉しその到来方向を検出し追尾を行うため、視野が±0.2°と広い粗追尾用アレイ型光センサー CCD (charge coupled device)、さらに高精度に追尾するための4分割光検出器による精追尾用角度センサー QD (quadrant detector) を備えている。相手が相対的に高速で移動しているため、追尾している光軸に対して送信ビームの指向には、光の伝搬時間差を考慮した補正を加える必要があ

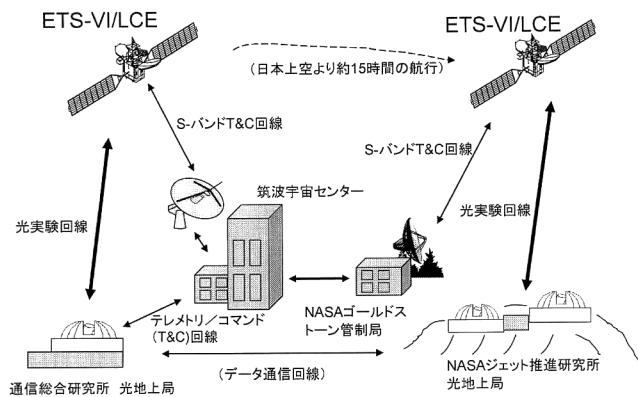


図2 ETS-VI/LCE 光通信実験システムの構成。

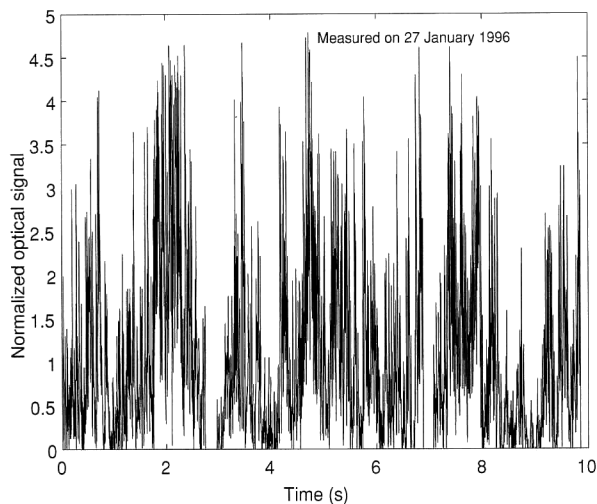


図3 アップリンク光受信強度。

る。これを行う光行差補正機構 (point ahead mechanism) には、圧電素子アクチュエーターを用いた。受信信号の復調には、なだれ増倍型光検出器 Si-APD (avalanche photodiode) による光受信器が用いられ、1.024 Mbps の双方向光通信が可能である。

米国ジェット推進研究所 JPL (Jet Propulsion Laboratory) との国際共同実験を含む実験システム構成を図2に示す。光回線の距離は時間によって変化し、約 25000~40000 km の範囲である。LCE 運用のためのコマンドは NASDA 筑波宇宙センター (TKSC) 経由で ETS-VI へ送られ、テレメトリーはその逆の経路で光地上局へ送られてくる。JPL 地上光学局は米国カリフォルニア州の Table Mountain の山頂 (標高 2300 m) にあり、60 cm 送信望遠鏡、1.2 m 受信望遠鏡を使用した。ETS-VI が米国の上空に来たときに、CRL が JPL とのデータ通信を行いながらテレメトリー・コマンド回線を通して LCE の運用を行い、JPL が ETS-VI との間の光回線を構成し、通信実験データ、伝搬データ等を取得・解析するものである。CRL 光地上局

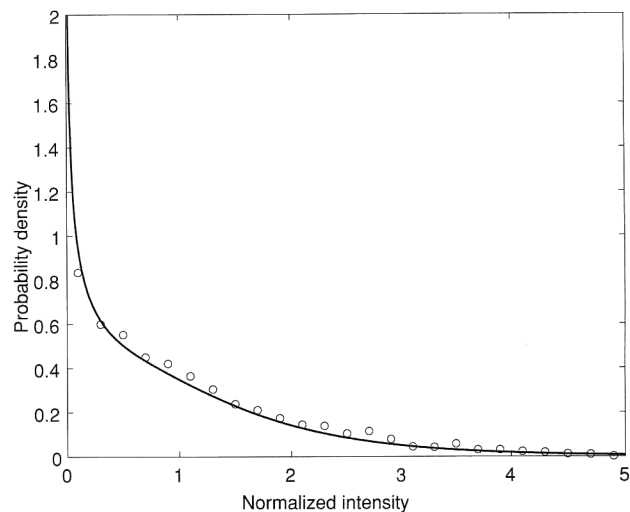


図4 確率密度関数。

は東京都小金井市にあり、高精度の 1.5 m 望遠鏡追尾システム、10 W 級アルゴンレーザーと送信光学系、光変復調器、データ収集装置、LCE 管制端末などから構成された。

実験は 1994 年 12 月に開始され、12 月 7 日の双方向レーザー伝送実験の成功を皮切りに、アップリンクレーザー伝送、光ビーム捕捉・追尾・受信、ダウンリンクレーザー伝送、地球背景光の測定、ダウンリンク信号解析に関する実験が約 1 年半にわたって行われた。大気ゆらぎの影響が大きいものの、衛星間光通信装置に必要とされる捕捉・追尾・指向の基本機能が、開発した光通信装置において十分実現されていることを地上-衛星間の双方向光回線を用いた実験によって確認された。

地上-衛星間伝搬の場合、大気ゆらぎの影響が問題になる。実験で得られた LCE で受信されたアップリンク光の受信レベルを図3に示す¹³⁾。かなりの強度変動があることがわかる。しかしながら、図4に強度の頻度分布と理論的に得られた確率密度関数を示しているように、強度変動を予想することができる。図の曲線は、正規化強度分散 $\sigma_i^2 = 0.27$ 、指向誤差のバイアス 0、RMS 指向誤差 $\sigma_j = 3.8 \mu\text{rad}$ 、送信光ビーム幅 $w_0 = 6 \mu\text{rad}$ とした、大気ゆらぎによる対数正規分布関数と指向ゆらぎによる正規分布関数のコンボリューションである。理論的な予想が可能であることから、大気ゆらぎの影響を軽減する光ビーム伝送方式の研究が行われている。例えば、ビームを空間的に平行に分割してダイバーシティ効果を計るマルチビーム伝送、実時間で測定した受信光の波面に送信光の波面を合わせるアダプティブ光学技術がある¹⁴⁾。

2. OICETS/LUCE の開発

NASDA は 1992 年から、ARTEMIS との軌道上実験を主目的とする光衛星間通信実験衛星 OICETS の概念設計を開始し、OICETS に搭載される光衛星間通信機器 LUCE (laser utilizing communications equipment) のフライトモデルの製作および各種の試験を終了し、2001 年 3 月に OICETS 衛星システムとして開発を終了している。LUCE を搭載する OICETS は、重量 550 kg の 3 軸姿勢制御衛星であり、高度約 610 km、軌道傾斜角約 35° の円軌道に打ち上げられる予定である。軌道上実験の想像図を図 5 に示す。ARTEMIS に搭載されている光通信機器との間で、捕捉追尾指向実験、通信実験を行う。LUCE のフライトモデルは、初期性能確認試験、音響試験、振動試験、熱平衡・熱真空試験を経て、2001 年 7 月に最終性能確認を終えた。

OICETS 搭載光通信機器 LUCE の基本仕様を表 2 に示す¹⁵⁾。0.8 μm 帯の光デバイスを用いたシステムである。平均出力 100 mW の半導体レーザーを搭載して、周回軌道から静止軌道までの 50 Mbps データ伝送、2 Mbps のデータ受信実験を行う。光回線形成の手順は以下の通りである。ARTEMIS は、角度 0.3° 半径の領域を、広がり角 700 μrad のビーコンビームをラスタ走査し照射する。滞留時間は 0.75 s である。OICETS にビーコンビームが当たれば、OICETS は到来方向を検出し、光行差補正を行って通信ビームを送出する。その時間は 0.36 s 以内と規定されている。これは衛星間の光の伝搬時間、捕捉・追尾機構の動作制御時間からきている。OICETS からの光が ARTEMIS に届けば、ARTEMIS はビーコン走査を停止し、通信ビームを OICETS に向けて送信して双方向の光回線が成立する。その後、一定時間を経て指向方向を微調整した後、通信状態に移行する。

2003 年 9 月に、OICETS の LUCE 開発モデルをモロッコ沖のテネリフェ島 (スペイン・カナリア諸島) にある

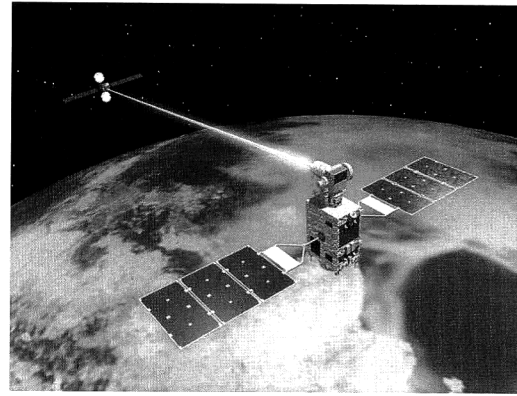


図 5 OICETS と ARTEMIS との通信実験想像図 [© JAXA].

ESA 光地球局に設置し、静止軌道上にある ARTEMIS との間でのレーザー光を用いた光通信実験を行い、38000 km 以上の距離を隔てての双方向通信に成功した¹⁶⁾。

3. 国際宇宙ステーションを用いた光通信実験計画^{17,18)}

国際宇宙ステーション ISS (International Space Station) の日本実験棟 JEM (Japanese Experiment Module) 曝露部に搭載し、地上局との間で光通信の実証実験を行うために、CRL および NASDA で搭載機器の開発に向けた共同研究が 1997~2002 年まで実施された。現在、ISS 組立てスケジュールの遅延、予算等の問題で研究開発は中断されている。

搭載用光通信実験装置は LCDE と称され、その基本仕様を表 3 に示す。地上光ファイバー系と同等な通信速度 2.5 Gbps を、宇宙空間で実現することを目指している。使用波長は地上系と同様の 1.5 μm 帯であり、飽和出力 400 mW のエルビウム添加ファイバー増幅器 EDFA を用いた光送信部、受信部には雑音指数が数 dB の低雑音 EDFA を用い、RZ 変調方式で受信感度 70 photons/bit をねらっている。

表 2 OICETS/LUCE の基本仕様.

光アンテナ	カセグレン型望遠鏡, 口径 26 cm
追尾精度	±0.64 μrad (通信時)
指向精度	±1.85 μrad (通信時)
追尾系	粗追尾 2 軸ジンバルと CCD センサー, 視野 ±0.2 degrees
	精追尾 4 分割光検出器, 視野 ±200 μrad, 2 軸高速偏向ミラー
伝送速度	送信: 49.3724 Mbps, 受信: 2.028 Mbps
変調方式	強度変調, NRZ フォーマット
復調方式	Si-APD 直接検出, 2PPM フォーマット
通信波長	送信: 0.847 μm, 受信: 0.819 μm
光出力	100 mW (変調時の平均値)
受信感度	10 ⁻⁶ @ -71.4 dBm
消費電力	約 220 W (通信時)
ミッション重量	約 140 kg

表3 光通信実験装置 LCDE の基本仕様.

光アンテナ	カセグレン型またはリッチークレチエン型望遠鏡, Coude 光学系, 口径 15 cm
追尾誤差	1 micro-radian-rms 以下
追尾系	粗追尾 2 軸ジンバルと CCD センサー, 視野 ± 0.3 degrees 以上 ジンバル追尾角 Az: $-30 \sim 210$ degrees, El: $-60 \sim 90$ degrees
	精追尾 4 分割光検出器, 視野 0.02 degrees, 2 軸高速偏向ミラー
追尾波長	通信時: $0.68 \pm 0.002 \mu\text{m}$, 衛星追尾時: $0.55 \pm 0.15 \mu\text{m}$
所要追尾感度	$-65 \sim -95$ dBm, 光アンテナ開口において (TBD)
伝送速度	2.48832 Gbps (OCS48, 送受信とも) ビット誤り率: 10^{-9} 以下 (99.9% 稼働率)
変調方式	RZ (return-to-zero) パルスによる強度変調
復調方式	偏波保持 EDFA (Er-doped fiber amplifier) 後の直接検出
通信波長	送信: $1.552 \mu\text{m}$, 受信: $1.562 \mu\text{m}$
光出力	通信時: 400 mW (CW, 高出力 EDFA 出力端において) 衛星検出時: 50 W (ピーク値, 高出力 EDFA 出力端において)
受信感度	70 photons/bit (EDFA 入力端において)
衛星検出波長	$1.552 \mu\text{m}$ (通信用送信波長と同じ)
消費電力	115 W 以下 (LCDE ミッション装置部)
ミッション重量	90 kg 以下 (LCDE ミッション装置部)

4. 次世代 LEO システム (NeLS)^{19,20)}

通信・放送機構川崎次世代 LEO リサーチセンター (現, 情報通信研究機構本郷次世代 LEO リサーチセンター) では, 「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」を実施している. この次世代 LEO システムの衛星軌道コンステレーションのパラメーターは, 衛星総数 120, 軌道面数 10, 1 軌道面に 12 個の衛星を配置し, 軌道高度は 1100 km である.

システム実現のための要素技術には, 衛星アンテナ技術, 衛星間通信技術, 衛星間通信ネットワーク制御技術, ユーザー端末変復調技術の 4 つがあり, 特に衛星間通信は必要不可欠であり, ネットワークの高速化のために光衛星間通信技術を想定している. 光を用いて, 小型・軽量の装置で高速のデータ伝送が期待される. 光衛星間通信の基本実験装置として, $1.55 \mu\text{m}$ 帯の光送信機, 外部光変調器および光受信機で構成された光衛星間通信シミュレーターを開発している. DPSK 自己ホモダイン検波方式を用いており, 受信感度として $\text{BER} = 1 \times 10^{-6}$ で 33.7 photons/bit, $\text{BER} = 1 \times 10^{-9}$ で 56.0 photons/bit が得られている.

宇宙光通信技術に関して, 国内における実験や開発動向を通してその概要を述べた. ETS-VI 光通信実験, OICETS/LUCE の開発, LCDE, NeLS の研究開発状況を紹介した. OICETS は 2005 年ごろの打ち上げを目指しているが, 双方向光通信とともに, これまで開発した高度な捕捉・追尾・指向技術の実証を行ってほしい.

21 世紀におけるグローバルな情報通信社会を支えるインフラストラクチャーとして, また宇宙開発および人類の宇宙活動を支えるものとして, 国際協調を図りながらの宇宙光通信技術の進展が期待される.

文 献

- 1) M. Katzman, ed.: *Laser Satellite Communications* (Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1987).
- 2) 古濱洋治 (監修): 光衛星間通信 (オーム社, 1995).
- 3) S. G. Lambert and W. L. Casey: *Laser Communications in Space* (Artech House, Boston/London, 1995).
- 4) J. H. McElroy, N. McAvoy, E. H. Johnson, J. J. Jegnan, F. E. Goodwin, D. M. Henderson, T. A. Nussmeier, L. S. Stokes, B. J. Peyton and T. Flattau: "CO₂ laser communication systems for near-earth space applications," *Proc. IEEE*, **65** (1977) 221-251.
- 5) M. Ross, P. Freedman, J. Abernathy, G. Matassov, J. Wolf and J. D. Barry: "Space optical communications with the Nd:YAG laser," *Proc. IEEE*, **66** (1978) 319-346.
- 6) J. R. Lesh: "Status and challenges for application of laser communication deep-space missions," *Proc. IEEE/LEOS '89*, E05.1 (1989) pp. 358-361.
- 7) V. W. S. Chan: "Intersatellite optical heterodyne communication systems," *The Lincoln Lab. J.*, **1** (1988) 169-186.
- 8) T. Tolker-Nielsen and G. Oppenhausser: "In-orbit test result of an operational optical intersatellite link between ARTEMIS and SPOT4, SILEX," *Proc. SPIE*, **4635** (2002) 1-15.
- 9) M. Reyes, G. Talavera, Z. Sodonik, P. Lopez, A. Alonso, T. Viera and G. Oppenhausser: "Preliminary results of the in-orbit test of ARTEMIS with optical ground station," *Proc. SPIE*, **4635** (2002) 38-49.
- 10) 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** (Sep. 1997) 493-520.

- 11) 荒木賢一, 鹿谷元一, 豊田雅宏, 有本好徳, 有賀 規, 鈴木良昭: “光通信基礎実験装置の開発”, 通信総合研究所季報, **40** (June 1994) 153-180.
- 12) K. Wilson, J. Lesh, K. Araki and Y. Arimoto: “Preliminary results of the ground/orbiter laser-communications demonstration experiment between Table Mountain and the ETS-VI satellite,” Proc. SPIE, **2699** (1996) 121-132.
- 13) M. Toyoshima and K. Araki: “Effects of time averaging on optical scintillation in a ground-to-satellite atmospheric propagation,” Appl. Opt., **39** (2000) 1911-1919.
- 14) 有本好徳, W. Klaus, 早野 裕: “能動光学を用いた超高速光衛星通信システム”, 電子情報通信学会技術研究報告, **SANE 96-8** (1996) 51-58.
- 15) M. Toyoshima, S. Yamakawa, T. Yamawaki and K. Arai: “Reconfirmation of the optical performances of the laser communications terminal onboard the OICETS satellite,” *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation*, IAC-03-M.1.05 (September 30, 2003).
- 16) M. Toyoshima, S. Yamakawa, T. Yamawaki, K. Arai, M. Reyes, A. Alonso, Z. Sodonik and B. Demelenne: “Ground-to-satellite optical link tests between the Japanese laser communications terminal and the European geostationary satellite ARTEMIS (Invited Paper),” Proc. SPIE, **5338A** (2004) 1-15.
- 17) 有本好徳: “きぼう船外実験プラットフォーム初期利用ミッション(2): 光通信実験装置”, 日本航空宇宙学会誌, **48** (2000) 459-461.
- 18) J. Uchida and Y. Arimoto: “Feasibility study on the tracking of geodesic satellites in laser communications demonstration experiment,” Proc. SPIE, **4272** (2001) 28-37.
- 19) 鈴木龍太郎, 桜井啓市, 西山 巖, 安田靖彦: “低軌道衛星を用いるマルチメディア移動体衛星通信の研究一次世代 LEO システムの研究開発状況報告”, 電子情報通信学会衛星通信研究会, **SAT-2000-57** (2000) 00-00.
- 20) Y. Koyama, E. Morikawa, K. Shiratama, R. Suzuki and Y. Yasuda: “Optical terminal for NeLS in-orbit demonstration,” Proc. SPIE, **5338A** (2004) 29-36.

(2004年5月31日受理)