

光衛星間通信実験衛星 OICETS 搭載光通信機器

豊田 雅宏*・小山 善貞**

宇宙空間において、レーザー光を信号伝送のキャリアーとして用いる光衛星間通信は、将来の宇宙通信の主要な手段に発展すると考えられている。これは、現在利用されている 30 GHz 程度までの電波による通信と比較して、理論的に伝送容量が大きくとれ、アンテナ等の通信装置の小型化が可能であり、回線間の干渉が発生しにくく匿秘性が高い等のすぐれた点を有しているためである。しかし、高い伝送レートを実現するためには、高出力なレーザー光源の利用が必須であり、また、広がり狭いレーザービームを送受信するための高精度な追尾、指向技術が必要とされる。さらに、軌道上において出射ビームに対して所望の波面精度を実現するための熱的、機械的な性能、ならびに、真空中において所望の光学性能を実現させるための光学設計技術、および、光学機器の製造・組み立て・試験に関するさまざまな工夫が要求される。

宇宙開発事業団では、光衛星間通信の要素技術を開発し、軌道上で光衛星間通信実験を行うことを目的として、平成 5 年から光衛星間通信実験衛星 OICETS (Optical Inter-Orbit Communications Engineering Test Satellite) の開発を進めてきた¹⁾。この衛星は低軌道の周回衛星であり、平成 12 年度の冬期に打ち上げ予定が組まれている。OICETS の光衛星間通信の相手となる衛星は、欧州宇宙機関 ESA (European Space Agency) が開発した ARTEMIS (Advanced Relay and Technology Mission Satellite)²⁾ と称する衛星で、この衛星は平成 12 年の初旬に宇宙開発事業団の H-2 A ロケットで打ち上げられる計画である。両衛星の主要諸元を表 1 に示す³⁾。

*宇宙開発事業団衛星システム本部 OICETS プロジェクトチーム
(〒105-6127 東京都港区浜松町 2-4-1)

E-mail: Toyoda.Masahiro@nasda.go.jp

**日本電気株式会社宇宙開発事業部光応用機器開発部 (〒224-8555 横浜市都筑区池辺町 4035)

OICETS とこれに搭載する光衛星間通信機器 LUCE (Laser Utilizing Communication Equipment) の設計および製造は日本電気(株)が主契約者として担当し、LUCE の光学機器の一部である光アンテナと内部光学部の光学部品の開発には、それぞれキャノン(株)と富士写真光機(株)が参加している。

本稿では、はじめに OICETS と ARTEMIS との衛星間光通信実験の概略を説明し、次に OICETS の概要と光通信機器 LUCE について紹介する。現在、LUCE は詳細な設計が固められつつあり、これまでに取得されたエンジニアリングモデル EM (engineering model) の試験結果の一部も併せて解説する。

1. 衛星間光通信実験の概要

OICETS が地球周回に要する時間は約 95 分であり、ARTEMIS との光通信実験が可能なパス数は最大 1 日 6 パスで、各パスの時間は最大 40 分間に定められている⁴⁾。実験時の衛星運用においては、衛星での発生電力、LUCE のジンバルの回転速度、太陽や月との干渉、地上とのコマンドとテレメトリーのデータ伝送による等の各制約条件を考慮して、実験の計画が立案される⁴⁾。両衛星による光通信機器を用いた軌道上での最初の衛星間通信実験は、OICETS 打ち上げ 2 か月後に行う予定である。

OICETS と ARTEMIS の光通信リンクの主要諸元を表 2 に示す。また、軌道上での光衛星間通信実験の概念図を図 1 に示す⁵⁾。光通信実験時の両衛星間の距離は約 3.5 万～4.4 万 km 程度である。光リンクの成立過程は互いに光ビームの捕捉追尾と指向を行いながら以下の手順で行う。

- (1) 両衛星上の光通信機器は相手衛星の方向をプログラム追尾で指向する。このとき、OICETS 側の指向精度は $\pm 0.2^\circ$ 以内である¹⁾。

表1 OICETSとARTEMISの主要諸元。

衛星名	OICETS	ARTEMIS
打ち上げ時期	平成12年度冬期	平成12年初旬
打ち上げロケット	J-1ロケット	H-2Aロケット
重量	570 kg	2.6 ton
軌道	円軌道高度 600 km 軌道傾斜角 35°	静止軌道 東経 21.5°
ミッション期間	1年	10年
開発主体	NASDA	ESA
主契約メーカー	日本電気	Alenia Spazio

表2 光通信リンクの主要諸元。

	フォワードリンク ARTEMIS → OICETS	リターンリンク OICETS → ARTEMIS
波長	819 nm 801 nm(ビーコン)	847 nm
偏光	左旋円偏光	左旋円偏光
データレート	2.048 Mbps	49.3724 Mbps
信号形式	2 PPM	NRZ

- (2) ARTEMIS側では捕捉用のビーコンビームを出射しながらOICETSの方向を走査する。ビーコンビームのビーム幅は全角0.7 mradで、ARTEMISからみて約10 mradの範囲を最長250秒かけてラスターキャンを行う⁶⁾。
- (3) OICETS側でARTEMISからのビーコンビームを受光する。受光後、0.36秒以内にARTEMISの方向に光ビームを送信する。このとき出射方向に光行差補正角を付加する。
- (4) ARTEMIS側でOICETSからの光ビームを受光する。その後、0.09秒以内にビーコンビームの走査を停止する。
- (5) ARTEMIS側からOICETSに向けて通信光を出す。
- (6) 双方が互いに相手側から送信された通信光ビームを追尾しながら光通信リンクを確立する。

LUCEの開発においては、捕捉過程での受光から0.36秒以内のARTEMISへの送信光指向、および、追尾時の送信光の継続した指向の2点が主要な技術課題と捉えている。

2. OICETSの概要

OICETSは図1に示すような形状をしており、衛星本体の上部に光衛星間通信機器LUCEが設置されている。本体側面に取り付けられたSバンドアンテナは地上やARTEMISを含めた他衛星とのSバンド通信のために用

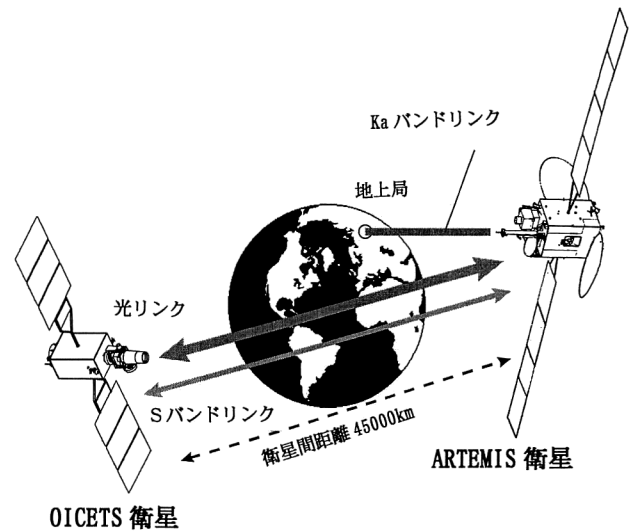


図1 光衛星間通信実験の概念図。

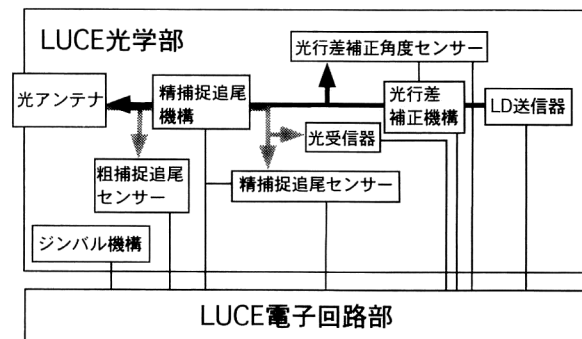


図2 LUCEの機能構成ブロック図。

いられる。OICETSの軌道は高度約600 kmで軌道傾斜角35°の円軌道であり、総重量は約570 kgとなっている。

OICETSのミッション機器は、LUCEのほかに微小振動測定装置MVE (micro vibration equipment) が搭載される。MVEは、軌道上での衛星振動環境が光リンクに及ぼす影響を評価することを目的として、太陽電池パドルやLUCEのジンバル駆動等によって発生した振動データを加速度センサーを用いて3軸方向に測定し取得する。

3. 光衛星間通信機器LUCE

LUCEはARTEMISとの光通信実験に必要な機能を備えた装置である。LUCEの機能構成ブロック図を図2に示す⁷⁾。

LUCEは、光学機器や機械駆動装置で構成される光学部(LUCE-O)と、捕捉追尾や通信系の各種制御を司るプロセッサが組み込まれている電子回路部(LUCE-E)とに分かれる。LUCE光学部はさらに、光アンテナ、内部光学部、2軸ジンバルに区分けして設計が行われている。内

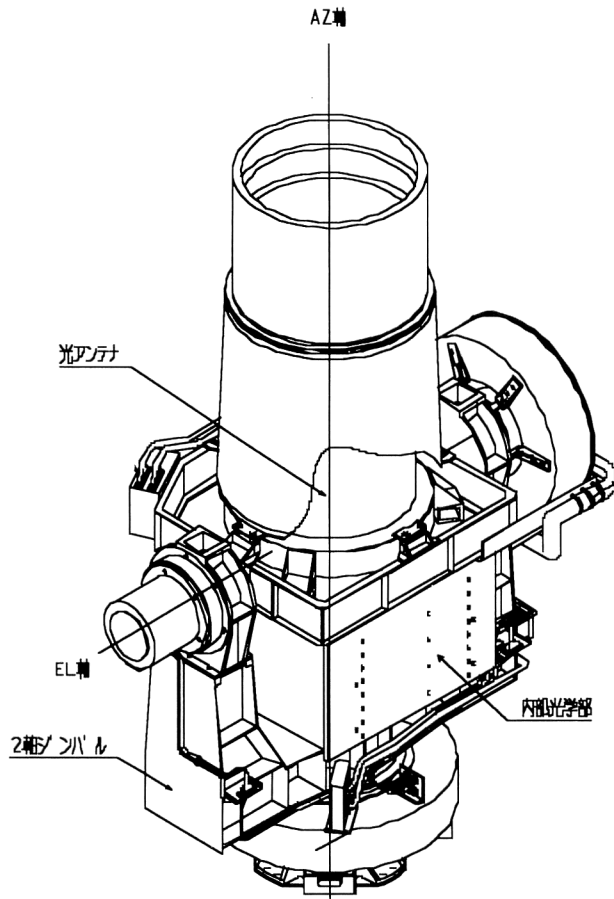


図3 LUCE光学部の外観図。

部光学部内には捕捉追尾や通信に用いる光学部品が配置され、光アンテナを介して光ビームの送受信を行う。内部光学部と光アンテナは締結され一体となり、2軸ジンバルに搭載される。ジンバルの直交2軸周りの動作によって光アンテナの光軸方向を制御する。LUCEの重量は約140kgで、消費電力は捕捉時ピーク約490W、光通信時に約280Wである。LUCE光学部の外観を図3に示す。LUCEの機能としては、光アンテナ系、捕捉追尾指向系および通信系に大別でき、以下に各機能ごとに解説する。

3.1 光アンテナ系

光アンテナはARTEMISとの光通信リンクを成立させるために必要な受光電力を得るとともに、送信光の放射強度を達成すべくその性能が定められている。この光アンテナの特徴は主鏡、副鏡のほかに鏡筒および副鏡支持体の構造部材にも線膨張係数 5×10^{-8} 以下の低膨張ガラス材料を採用している点にある。これは、軌道上での熱環境において波面精度の劣化を抑えるためである。総ガラス構造である光アンテナの熱および振動環境下での性能を評価するために、光アンテナの熱構造モデルを製作し詳細な性能確認

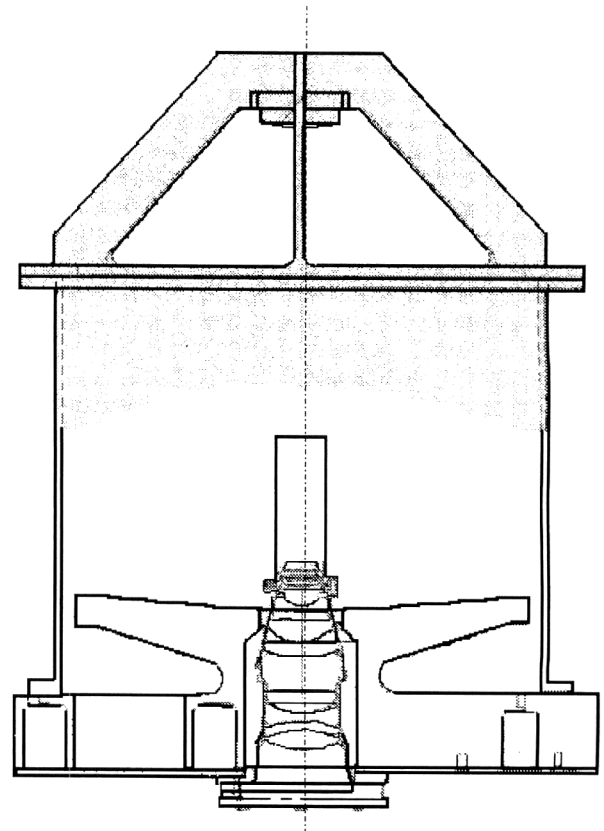


図4 光アンテナ光学系。

を行った。その中で構造強度の保証を目的として、短時間の正弦波振動加速度を付加する方法を適用し、その有効性を確認している⁸⁾。

光アンテナは有効径が約27cmのカセグレン型反射望遠鏡であり、主鏡および副鏡には銀蒸着が施され、送信ビームの波面精度は $\lambda/20$ ($\lambda=847\text{ nm}$) が達成されている。光アンテナ全体としては、倍率が約20のアフォーカルな光学系をなしている。主鏡の中心部にはコリメーターレンズ系が設置され、これは、送信ビームの指向精度を維持するために射出瞳の位置を精捕捉追尾機構の中間へずらすことを主な目的としている。一部のレンズには放射線による透過率劣化対策として酸化セリウムを添加したガラスを採用している⁹⁾。図4に光アンテナ光学系を示す¹⁰⁾。主鏡には重量を抑えるために軽量化加工が施されている。

光アンテナから出射された送信光のFFP (far field pattern) の大気中での測定結果を図5に示す。送信光は $1/e^2$ 幅全角で約 $8\ \mu\text{rad}$ の広がり角を示し、ピーク値および広がり角はともに計算値とほぼ一致する結果が得られている。

3.2 捕捉追尾指向系

捕捉追尾指向系は光リンクを成立させるために光ビーム

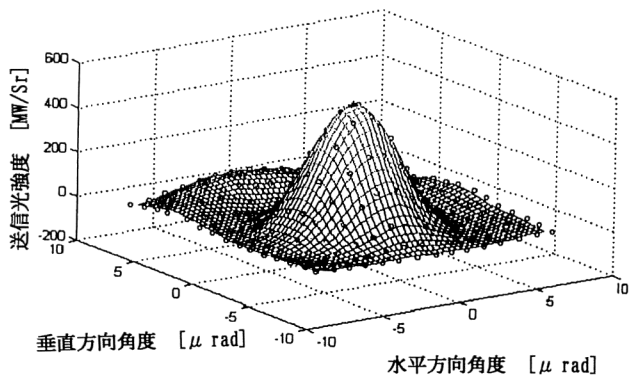


図5 FFP 測定結果.

表3 捕捉追尾系の主要諸元.

	粗捕捉追尾系	精捕捉追尾系
駆動方式	2軸ジンバル	1軸駆動ミラーを2個直交して配置
駆動レンジ	Az. 0~370° El. 0~120°	±500 μrad
追尾精度	±0.01°	±1 μrad
制御帯域	2 Hz	200 Hz
光学素子	CCD	QD
視野	±0.2°	±200 μrad
アクチュエーター	DD モーター	積層圧電素子
捕捉時間	250 ms	90 ms

の指向制御を行う装置で、ARTEMIS からの光ビームを捕捉追尾する機能と、ARTEMIS へ光ビームを照射するために光行差補正角を制御する機能を有する。

捕捉追尾系は内部光学部の一部と2軸ジンバル部で構成され、粗捕捉追尾系 CP (coarse pointing) と精捕捉追尾系 FP (fine pointing) の2系統のシステムを協調して動作させることにより、捕捉範囲、捕捉時間等の捕捉性能ならびに、高精度な追尾性能の実現を図っている。両系の主要性能諸元を表3に示す^{5,11,12)}。両系の機能分担は機械的な駆動範囲、制御周波数帯域、制御精度で特徴づけられている。

CP系は角度検出センサーとして CCD を使用しており、受信ビームが CCD の中心に入射するように2軸ジンバルを駆動し制御する。2軸ジンバルは、大きな駆動角度を確保するために Az. El. (azimuth, elevation) マウント方式を採用し、直流モーターで駆動する。ジンバルの駆動角度は各軸に配置された光学式エンコーダーで検出され角度制御が行われる。

FP系では、受信光を4分割型のフォトダイオード QD (quadrant detector) のほぼ中央部に結像させ、FP系への入射角を検出する。検出した入射角度を基に精捕捉追尾機構 FPM (fine pointing mechanism) を駆動し、QD の

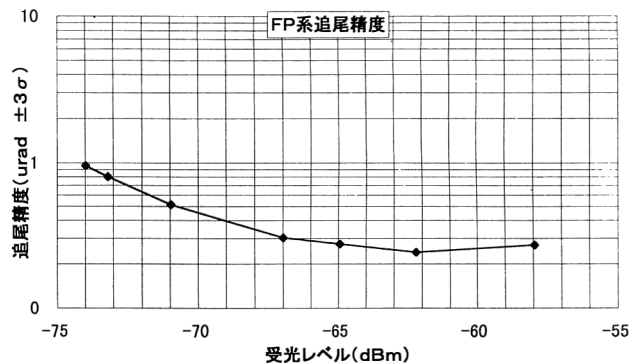


図6 FP系追尾精度の測定結果.

中央で継続して受光することによって精追尾を行う。この精追尾制御によって、送信光の方向を受光ビームの到来方向に合わせる機能を果たすと同時に、受光ビームを光受信器にまで導く。FPM は2軸方向に光軸を制御するが、LUCE では2個のミラーを各軸個々に駆動する方法をとっている。FPM は2個の積層圧電素子の伸縮によって直径2 cm ほどの小型ミラーの向きを可変させる方式をとっている。EM 試験での FP 系の追尾精度の測定結果を図6に示す。これは FP 系の追尾時に FPM を介して出射された送信光の方向変動を測定した値で、QD での受光強度が -71 dBm のときに 1 μrad (3σ) 以下の変動を示し要求精度を満足している。

光行差補正とは、送信光を相手側に照射するために、両衛星の相対的な速度差に応じた微小角を相手衛星の方向に付加することであり、ビーム広がり角の狭い光衛星間通信では必須の項目である。LUCE では光行差補正角は、オンボードの計算機によって 8 Hz の周期で計算される。光行差補正系のミラー駆動機構は、FPM と同様に積層圧電素子をアクチュエーターに用いており、ミラーの駆動角度は光行差補正系専用の QD で検出する方式をとっている。光行差補正の最大誤差は 1.6 μrad に配分しており、ARTEMIS への指向誤差は、CP系とFP系の追尾誤差の 1 μrad (3σ) と合わせて 2.6 μrad 以内と設計されている。光行差補正精度の向上のためには、内部光学部における光軸のアライメントの変動を抑えることが重要である。特に、熱歪みの対策として、内部光学部の光学ベンチの低熱膨張化を図るため、ベンチの材料として CFRP (carbon fiber reinforced plastics) を採用している。

3.3 光通信系

OICETS と ARTEMIS 間の光通信方式は波長 800 nm 帯の強度変調/直接検波方式 IM-DD (intensity modulation-direct detection) を採用している。LUCE では光源、および、受光器に本通信方式に適した、レーザーダイオー

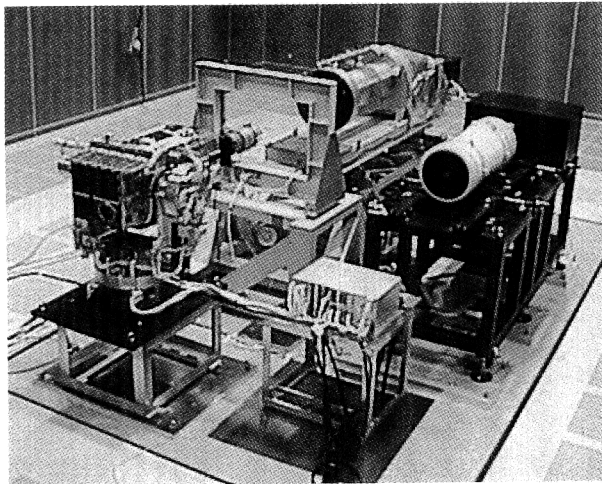


図7 LUCE-EMの大気中試験。

ドLD (laser diode) とアバランシフォトダイオードAPD (avalanche photo diode) を用いている。光通信用の送受信器は内部光学部内に配置されている。LD (AlGaAs) は出力が200 mWと高く、かつシングルモード出力のLDを使用しており、出力の安定を保つための制御回路を備えている。このLDは2系統が搭載され、冗長構成をなしている。LDはビーム整形用のプリズムやコリメーターとともに組み上げられている。搭載用のLDには厳格なスクリーニングと認定試験が行われた¹³⁾。

受光素子には、受信波長を考慮してSi-APDを使用している。受信データレートは2 Mbpsであり、ノミナル受信電力においてビットエラーレートは 1×10^{-6} 以下が得られることを試験により確認している。

3.4 LUCEの試験経過

LUCEの各機器は、それぞれ単体で特性評価を実施した後、それらを一体としてLUCE-EMに組み上げ、捕捉追尾指向特性と通信特性を主体とした特性試験を実施している¹⁴⁾。ここでの試験結果を基に詳細設計が固められ軌道上モデルの製造に移行する。

現在のところ、図7に示すLUCE-EMの大気中での性能試験が終了しており、真空環境や振動ならびに音響環境に対する試験は今後執り行われる。真空環境での性能試験は、LUCEおよびその光学特性を評価する光学試験装置を取めることが可能な真空チャンバー内で両者を対向させて実施する。本試験では、LUCE内部光学部の光学素子を真空環境用に変更して、送信ビームの波面精度を干渉計により、FFPは合成焦点距離約20 mの望遠鏡結像面を光ファイバーで精密にスキャンすることにより測定される。このほかに、波長、偏光度、捕捉時間、追尾精度等についても測定する。

捕捉追尾指向性能については計算機シミュレーションで、OICETSとARTEMIS側双方の捕捉追尾指向特性を模擬したモデルを用いて、光リンク構成時における相互の受光レベルとその時間変化を計算した。このシミュレーションにおいては光リンクが成立し、安定して継続するとの結果を得ている。

OICETSに搭載される光衛星間通信機器LUCEを中心に解説をした。LUCEは、現在、詳細設計段階にあり、平成12年度冬期の打ち上げに向けて、各種の試験、および、製造が執り行われている。光衛星間通信機器には軌道上において高精度の光ビームの指向精度が要求されることから、その開発の過程では多くの困難に遭遇してきたが、宇宙開発事業団とメーカーの協力により問題を着実に克服してきており、2年後の軌道上での実証実験が確実に進行することを確信している。

文 献

- 1) K. Nakagawa and A. Yamamoto: "Preliminary design of Laser Utilizing Communications Experiment (LUCE) installed on Optical Inter-Orbit Communications Engineering Test Satellite (OICETS)," Proc. SPIE, **2381**, Free-Space Laser Communication Technologies VII (1995) 14-25.
- 2) G. Oppenhäuser: "Silex program staatus—A major milestone is reached," Proc. SPIE, **2990**, Free-Space Laser Communication Technologies IX (1997) 2-22.
- 3) 城野 隆, 中川敬三, 鈴木良昭, 山本昭男: "光衛星間通信機器 (LUCE) の開発状況", 電子情報通信学会技術研究報告, SANE (1996) pp. 59-65.
- 4) K. Nakagawa, A. Yamamoto and Y. Suzuki: "OICETS optical link communications experiment in space," Proc. SPIE, **2886**, Semiconductor Lasers II (1996) 172-183.
- 5) Y. Suzuki, K. Nakagawa, T. Jono and A. Yamamoto: "Current status of OICETS laser communication terminal development," Proc. SPIE, **2990**, Free-Space Laser Communication Technologies IX (1997) 31-39.
- 6) M. Faup, G. Planche and T. Nielsen: "Experience gained in the frame of Silex programme development and future trends," AIAA 16th International Communications Satellite System Conference, AIAA-96-1078-CP (1996) 779-792.
- 7) T. Jono, K. Nakagawa, Y. Suzuki and A. Yamamoto: "Optical communications system of OICETS," AIAA 16th International Communications Satellite System Conference (1996) pp. 793-801.
- 8) 山本昭男, 武内由成, 山脇敏彦, 佐藤彰典, 勝山良彦, 村山直樹: "脆性材料機器の強度補償試験(その2)", 第41回宇宙科学技術連合講演会 (1997) pp. 1313-1318.
- 9) 武内由成, 市田謙一, 清水行晴, 佐藤彰典, 平松 優, 勝山良彦, 小山善貞: "光衛星間通信機器 (LUCE) 用光学系の開発", 第39回宇宙科学技術連合講演会 (1995) p. 511.
- 10) 山本昭男, 豊田雅宏, 武内由成, 清水行晴, 小山善貞, 横田秀夫, 松田 融: "OICETS LUCE 光アンテナの開発", 第41回宇宙科学技術連合講演会 (1997) pp. 879-884.

- 11) 中川敬三, 市田謙一, 相菌充江, 東野 勇, 木村友紀, 白玉公一: “OICETS LUCE 内部光学部の開発”, 第 40 回宇宙科学技術連合講演会 (1996) p. 193.
- 12) 中川敬三, 白玉公一, 田中利幸, 勝山良彦, 佐藤彰典, 相菌充江, 河原哲雄: “光衛星間通信機器 (LUCE) の捕捉追尾系開発”, 第 39 回宇宙科学技術連合講演会 (1995) p. 513.
- 13) 中川敬三, 鈴木良昭, 城野 隆: “光衛星間通信実験衛星用半
導体レーザーの評価確認試験”, レーザー研究, **24** (1995) 1324-1331.
- 14) K. Nakagawa and A. Yamamoto: “Engineering model test of LUCE (Laser Utilizing Communications Equipment),” Proc. SPIE, **2699**, Free-Space Laser Communication Technologies VIII (1996) 114-120.

(1999 年 3 月 8 日受理)