

5 高速光通信技術

5 *Optical Communication Technologies*

5-1 宇宙ステーションにおける光通信実験装置の検討

5-1 *Study on Laser Communications Demonstration Equipment at the International Space Station*

有本好徳
ARIMOTO Yoshinori

要旨

宇宙ステーションの船外プラットフォームにおける光通信実験装置 (LCDE) の概要とミッション解析、情報通信研究機構 (NICT) における要素技術の試作評価結果について紹介する。LCDE は 2.5Gbps の高速光通信を宇宙ステーションと地上局との間で実証する予定であったが、2002 年度の末に、開発コストの増大と打ち上げ計画の遅延のため、計画は中止された。

This paper summarizes the result of a mission analysis and a feasibility study on the Laser Communications Demonstration Equipment (LCDE) to be attached to the International Space Station. LCDE is to demonstrate the capability of high-speed optical link, whose bit-rate is 2.5Gbps, with a ground station. The development program, however, was stopped in February, 2003 due to overrun of the development cost and delay of the launch date.

【キーワード】

光通信, 宇宙ステーション, フォトンカウンティング追尾センサ, Er 添加ファイバ増幅器
Laser communication, International space station, Photon counting tracking sensor, Er-doped fiber amplifier

1 まえがき

将来の有人宇宙活動においては、現在、地上の光ファイバネットワークで導入が開始されようとしている数 Gbps の伝送速度を持った、高速かつ双方向の超高速宇宙光通信システムが必要になる。そこで、日本としては初の恒久的な有人宇宙施設となる国際宇宙ステーション取付型実験モジュール船外プラットフォーム (JEM 曝露部) に、レーザ光を用いた通信実験装置 (LCDE, Laser Communications Demonstration Equipment) を搭載し、有人宇宙環境において光

通信を実現するための要素技術を開発し、地上局との間で超高速光通信の実証を行う実験が計画された[1]。この際、光通信実験に必要なとされる捕捉追尾機能とレーザの送受信機能を活用して宇宙ステーション周辺の不要物体 (スペースデブリ) の予備的な検出実験を行うことも検討された。

超高速光通信技術を基盤とした将来の宇宙通信システムの利用形態を図 1 に、1990 年代から 21 世紀に向けての宇宙光通信の開発計画を図 2 に示す。LCDE は日本における最初のギガビットクラスの通信速度を持った光通信の実証実験であ

るとともに、超高速の衛星—地上リンク(フィーダリンク)の可能性を検証する実験であった。宇宙ステーションと地上局との通信実験においては、通信リンクの継続時間が短いこと、地上局の天候(雲、霧等)の影響を受けやすいこと等の大きな問題点があるものの、光通信の高速・大容量の特性を生かすことができれば、1分程度の短い通信時間でも衛星間通信システムの代替手段として利用できる可能性がある。

2002年度末になって、実験装置の開発予算が当初の予想を大幅に上回ることが明らかになったこと、宇宙ステーション計画全体の遅れにより搭載機器の開発計画は中止されたが、NICTでは、この間、要素技術のBBM試作評価を実施した。本稿では、LCDEを用いた実験計画、実験装置の概要とその概念設計結果、NICTにおけるBBM試作評価結果について述べる。

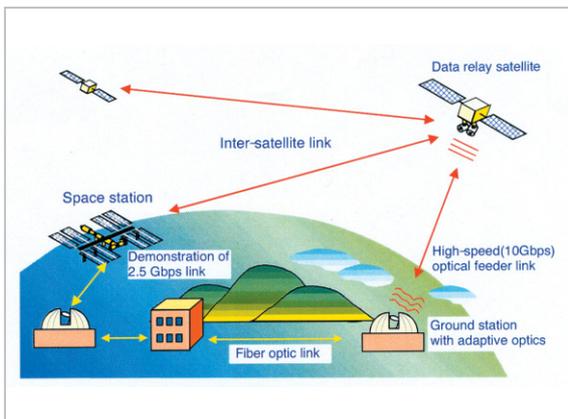


図1 将来の光宇宙通信システムの利用形態

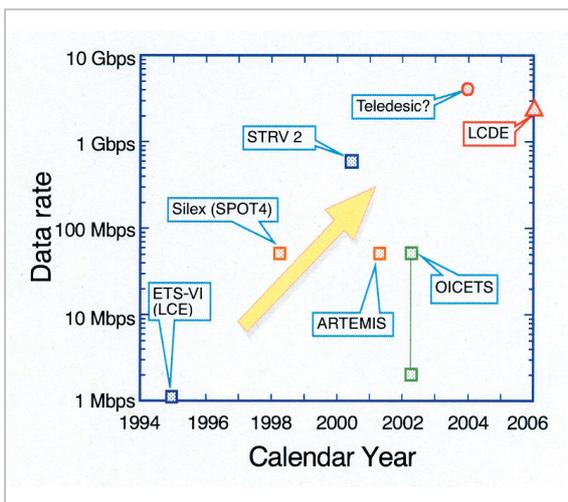


図2 宇宙光通信の開発

2 実験項目

宇宙ステーションにおいて当初予定していた実験項目を以下に示す[2]。

2.1 光通信の実証実験

宇宙ステーションの船外実験プラットフォーム(JEM曝露部)に高感度の捕捉・追尾系、2.5Gbps程度の光送信機、振動アイソレータ[3]を備えた小型・軽量の光通信機を設置し、恒星を用いて精密な捕捉・追尾機能を評価し、JEM曝露部の振動環境下においても光通信が実現可能であることを実証する。さらに、JEM曝露部の光通信機と光通信地上局、あるいは利用可能な光通信実験衛星があれば、その衛星との間で双方向通信実験を行い、ビット誤り特性や受信レベル変動、追尾誤差等の基礎データを取得する。この際、地上局での受信には大気ゆらぎの影響を実時間で補償し、安定な光通信を実現するための補償光学技術[4]を用いる。

2.2 光通信デバイスの宇宙環境における評価実験

曝露部において実験に使用した装置を地上に持ち帰り、超高速光通信デバイスや光学系表面の宇宙環境における寿命・劣化等の測定評価を行う。

2.3 デモンストレーション実験

宇宙ステーションで発生するデータ、例えば圧縮された高精細動画データを、誤り訂正符号を付加した後、間欠的に地上に伝送し、2.5Gbpsの高速光リンクの有効性を実証する実験を行う。

2.4 スペースデブリ検出実験

光通信機の捕捉・追尾系による対象物体の精密な角度(方向)検出の機能と、高出力パルスレーザー光の対象物体からの反射光を検出して距離及び視線速度を求めることにより、宇宙ステーション周辺を飛行している0.1~10cm程度の大きさを持ったスペースデブリの位相空間(位置・速度)における分布を観測する。最初に、逆反射鏡(コーナキューブ)を搭載した衛星を対象として捕捉追尾の検証実験を行い、実験装置の感度、距離測定データ等の校正を行う。次に、光通信

装置を天頂からJEMの進行方向後方に向けて観測を行う。光通信実験装置を利用するための制約から、捕捉・追尾が行えるのは、対象となる物体(デブリ)が太陽光に照らされている状態で捕捉センサの視野(±0.3°程度)内にあり、追尾速度が毎秒5°以下の場合である。また、1cm程度の大きさの物体では、最大検出距離が2km程度となるが、本実験により将来の実用的なデブリ検出センサ開発のための基礎データが取得できる。

3 実験装置の外観・構成

LCDEの構成を図3に、外形を図4に示す。LCDEの構体の地球方向及び天頂方向のパネルに窓を設け、構体内部の2軸ジンバル上に取り付けられた光アンテナから、この窓を通して地球局及び天頂近くを通る恒星、衛星を追尾する。地球方向の窓は約45cmの四角形で、±30°の視野があり約1分間の光通信が可能である。実験装置は宇宙ステーションの進行方向に対して後ろ側に当たるJEM曝露部装置交換機構#8(EFU#8)に取り付けることを想定している。

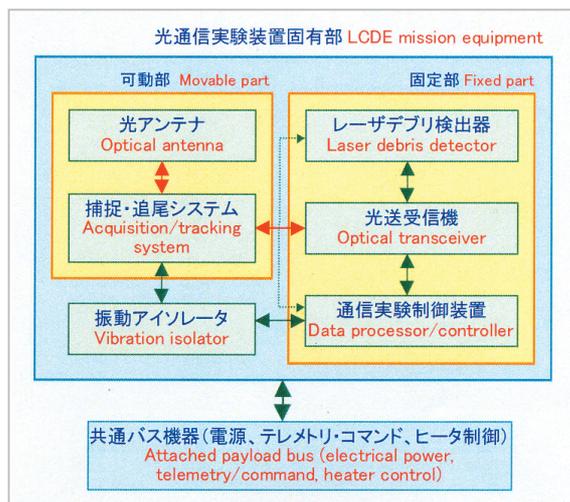


図3 光通信実験装置の構成

4 概念設計結果

LCDEは概念設計開始時点では、スペースデブリ検出用のレーザレーダと光通信装置を独立に持つ構成であったが、概念設計の過程で幾つかの項目について仕様の見直しを行った。見直し

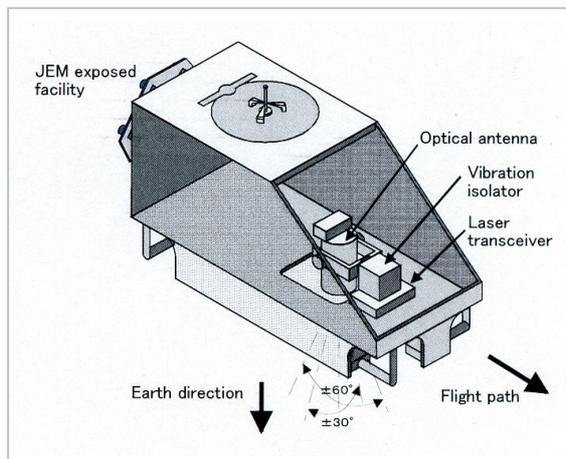


図4 光通信実験装置の外観

後のLCDEの諸元を表1に示す。

(1) 受信波長及び通信速度

スペースデブリ検出ミッションと光通信ミッションとの共通化を進め、開発費を削減した。光通信の受信波長を1.562 μm、スペースデブリの距離・速度検出を光送信機と同じ波長(1.552 μm)で行い、光通信用の送受信機を用いてスペースデブリの検出実験を実施することにした。地上局との光通信実験の際の回線設計例を表2に示す。

(2) クーデ光学系

光アンテナ及び2軸ジンバル等の可動部重量を削減し、光学系と機構部を分離するためにクーデ光学系を採用することにした。

(3) 熱設計

当初、光通信実験時の排熱(280W程度)が困難と思われたが、実験装置の消費電力の削減及び放熱面の拡大により定常運用の見通しが立った。

(4) 振動アイソレータの見直し

開発経費を削減するため、捕捉・追尾系の性能向上(制御帯域の拡大等)により振動アイソレータを省略することにした。

(5) 実験時間及びデータレコーダ容量

LCDEの地球指向面にある窓の大きさに制約があるため、地上局との光通信リンクが維持できる時間は約1分程度になることが分かった。これに対応してデータレコーダの容量を128Mバイト程度まで削減することにした。

表1 JEM曝露部搭載用光通信装置(LCDE)の主要諸元(見直し後)

光アンテナ方式	カセグレン(リッチ・クレチアン)方式+クーデ光学系	
光アンテナ口径	15cm(主鏡F/D:1.0, TBD)	
光アンテナ 追尾方式	粗追尾	2軸(Az, El)ジンバル及び高感度CCDセンサ、視野:±0.3°以上 ジンバル駆動角 Az:-30~210° El:-30~120° 追尾速度:5°/秒以上
	精追尾	4分割型電子管及び2軸一体型精追尾ミラー、視野:0.02°以上
追尾誤差	1μラジアン以下(rms、光通信)、5μラジアン以下(rms、デブリ検出、衛星追尾)	
捕捉追尾系感度	-62~-92dBm(TBD、アンテナ開口)	
捕捉追尾系光フィルタ帯域	レーザー追尾:0.801/0.68μm±0.002μm、デブリ・衛星追尾:0.65μm±0.15μm	
光送受信方式及び速度	送信:強度変調(RZパルス)2.48832Gbps、受信:EDFAによる直接検波1.24416Gbps	
送受信レーザー波長	送信1.552ミクロン、受信1.562ミクロン	
レーザー送信出力	400mW(EDFA出力)、255mW(アンテナ開口、クラス3A相当)	
デブリ検出感度	2km先の直径1cmのスペースデブリをS/N=10で検出可能	
消費電力	115W以下(共通バス機器を除く光通信実験装置固有部の値)	
ミッション機器全重量	90kg以下(構体及び共通バス機器を除く光通信実験装置固有部の値)	

表2 地上局とJEMとの回線設計

	JEMから地上	地上からJEM
レーザー波長	1.552 μm	1.562 μm
送信出力	0.4 W	1 W
送信アンテナ	15 cm	10 cm
アンテナ利得 ^(a)	106.64 dB	103.06 dB
伝搬距離	1,000 km	1,000 km
伝搬損失	-258.17 dB	-258.11 dB
受信アンテナ	50 cm	15 cm
アンテナ利得 ^(a)	117.09 dB	106.58 dB
大気損失	-10.1 dB ^(b)	-19.6 dB
受信電力	-18.51 dBm	-38.07 dBm
受信感度	90 photons/bit	90 photons/bit
伝送速度	2.5 Gbps	1.2 Gbps
所要電力	-45.41 dBm	-48.62 dBm
マージン	26.9 dB	10.6 dB

(a) アンテナ開口効率を50%と仮定。

(b) 大気吸収損失= 3.0 dB, 大気ゆらぎによる残留ストレーリング = 0.27, 波面検出のための分岐損失= 0.5 dB.

5 要素技術試作評価結果

5.1 フォトンカウンティング追尾センサ

距離が1,000km以上離れた相手からのレーザー光を捕捉・追尾するためには、高速・高感度の光センサが必要である。LCDE計画では、相手衛星からの太陽光の反射を基に捕捉・追尾を実施することを検討した。このためには、量子限界に迫る感度を持ち、数kHz程度の応答速度を持った追尾センサを実現することが望ましい。今ま

でこのような用途には、Si-APDが用いられることが多かったが、LCDEにはⅢ-V族の半導体光電面を持った光電子増倍管の一種であるHPD(Hybrid Photo Detector)^[5]を採用することにし、4象限検出器の性能評価を実施した。

図5に今回評価した電子管(HPD)の動作原理を示した。Ⅲ-V族(GaAsP)光電面に入射した1個のフォトン、最大40%程度の確率で光電子に変換され、その後、8kVの電場により加速されてSi-APDに打ち込まれる。この時、約1,200個の電子、ホール対を発生し、このうちの電子がAPDのアバランシェ効果により更に50倍程度増幅される^[5]。この結果、光電面に入射したフォトン1個に対して約60,000個の電子電荷出力が得られ、この電荷を高速、高感度プリアンプ(トランスインピーダンスアンプ)で増幅することによりフォトンパルス(電圧)を検出する。今回評価した電子管は、APDを4分割型に変更して光電面に入射したレーザービームの位置誤差を検出できるようにしたものである。したがって、光電面に入射した単一フォトンによるパルス出力は4分割APDの四つの出力ピン(アノード)のどれかに現れる。

図6に評価した4分割型光センサユニットの外観を示す。左端に電子管(HPD)があり、受光部の有効直径が約5mmである。HPDの直後に初段のプリアンプに使用しているトランスインピー

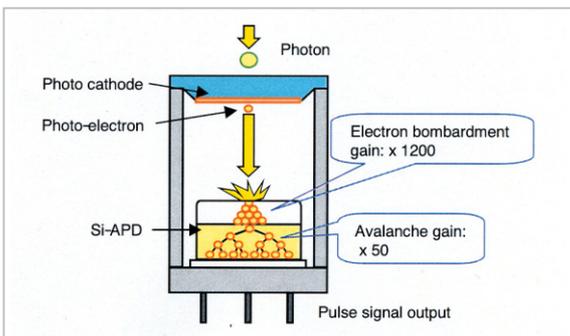


図5 HPDの動作原理



図6 HPDユニットの内部構造

ダンスアンプが見える。中央から右側に見えるのは、APDのバイアス電圧を発生するD-Dコンバータでこの裏側に、電子打ち込み用の加速電圧(8kV)を発生するD-Dコンバータがある。

図7に評価したHPDに用いられているGaAsP光電面の分光感度特性を示す。量子効率の低下する波長は $0.7\ \mu\text{m}$ であり、可視光(太陽スペクトル)に対して高い感度を持っており、最大の量子効率は0.4以上である。図8に、フィードバック抵抗を3種類(82k Ω 、150k Ω 、330k Ω)変化させた時の、トランスインピーダンスアンプの出力波形を示す。この評価に用いた組合せでは150k Ω が最適であることが分かった。この時のパルス波高分析結果を図9に示す。HPD打ち込みバイアス電圧は8.5kV、APDのバイアス電圧は153.0Vである。図の縦軸は10秒間の計測時間内のパルス波高分布、横軸は、パルス波高(電圧)である。図のパルス波高が100~200mV程度の所にシングルフォトンピークが現れている。100mV以下は雑音である。また、毎秒数十個の頻度で数Vの波高を持ったパルスが発生している。この結果からフォトンカウントのダイナミックレンジは少なくとも30dB程度は期待できることが分かった。波長650nmのLEDをパルス駆

動した光源を用いて、シングルAPDを組み込んだHPDの計数特性を測定した結果を図10に示す。フォトカソード(GaAsP)の分光感度に近い20%程度の量子効率を得られている。

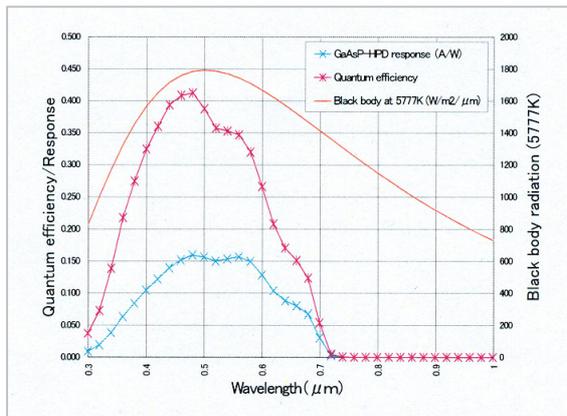


図7 GaAsP光電面の分光感度と太陽スペクトルの比較

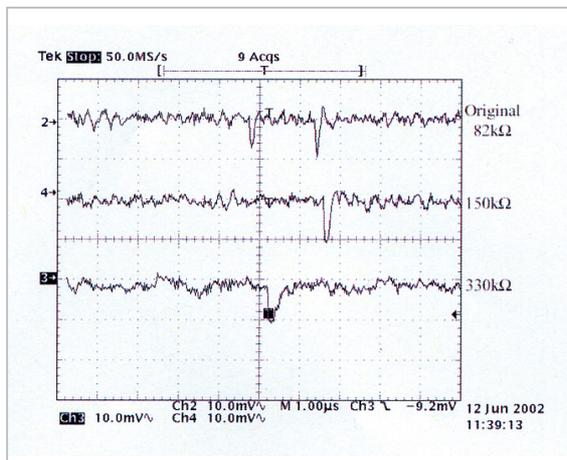


図8 フィードバック抵抗を変えたときのトランスインピーダンスアンプの出力波形

5.2 Er-添加ファイバアンプを用いた光送受信機

地上の光ファイバ通信の技術を活用して短期間に高性能な光送受信機を開発するため、Er-添加ファイバアンプ(EDFA)を送受信機に採用した[6]。図11に光送受信機の基本構成を示す。光送信機においては、LN外部変調器によって変調された微弱な光信号を、高出力EDFAにより数百mW近くまで増幅する。このため、EDFAには30dB以上の電力利得が必要になる。

一方、受信機においては、光アンテナで集光した-50dBm程度の微弱な光信号を0dBm以上まで増幅するため、低雑音EDFAには50dB以上の

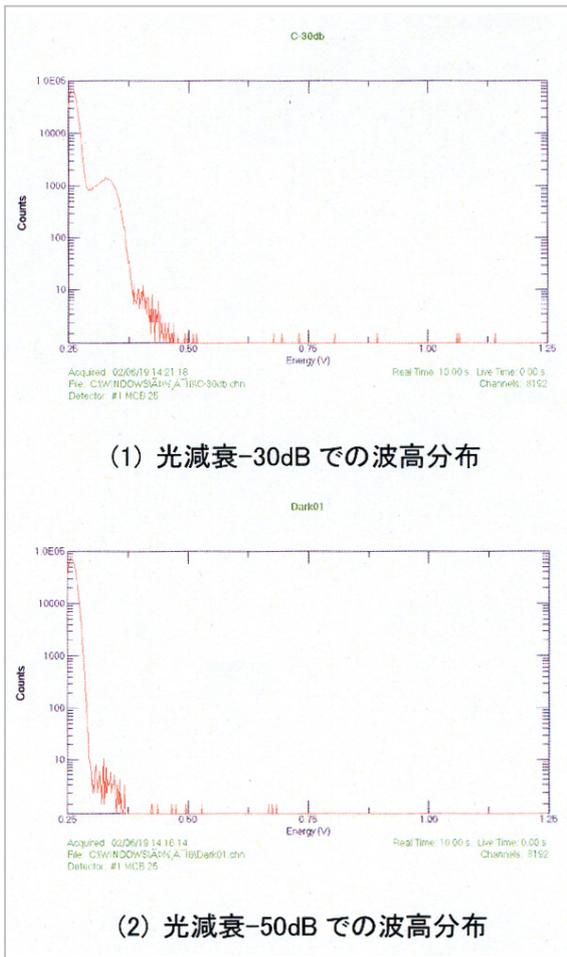


図9 パルス波高分布の測定結果

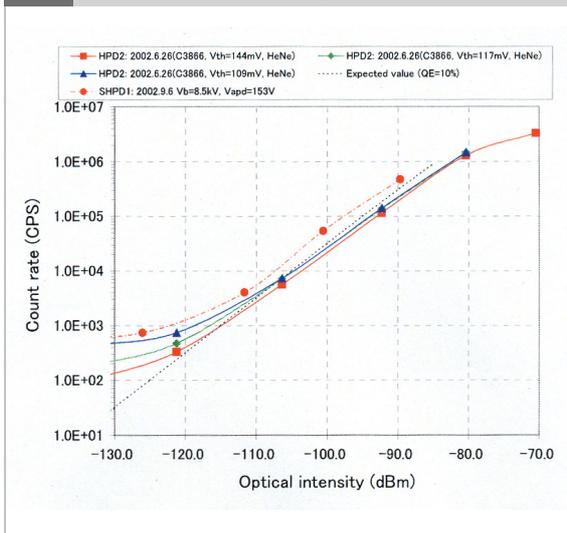


図10 4分割HPDと評価用シングルHPDの計数特性

利得が必要になり、少なくとも2段構成の増幅器が用いられる。この場合、初段の増幅器には低雑音特性が要求されるので、励起用のレーザー波長を雑音指数(NF)の良好な $0.98\ \mu\text{m}$ 帯として

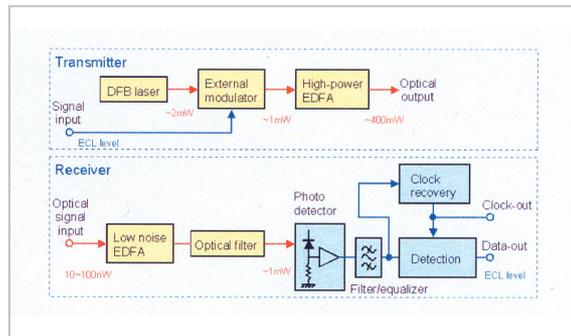


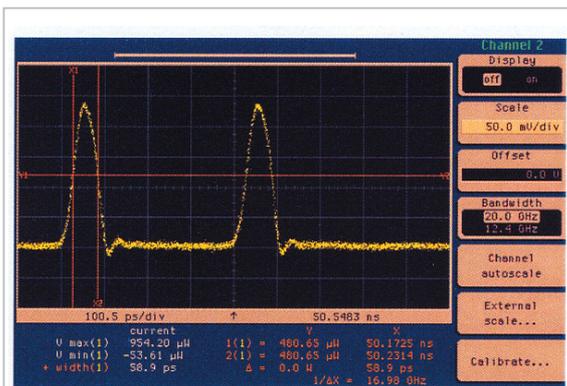
図11 Er-添加ファイバアンプを用いた光送受信機構成

NF最良の設計を行う。一般に、EDFAでは自然放出光の存在により原理的にNFを3dB以下にすることができない。また、入力部のファイバコネクタ、アイソレータ、励起光の合波回路等の損失が、直接、受信機のNFを劣化させる。このため、評価実験で使用した低雑音EDFAのNFは3.8dB程度であった。また、受信機を受信感度を改善するためにパルス幅60psの短パルスRZ方式を用いている[7]。

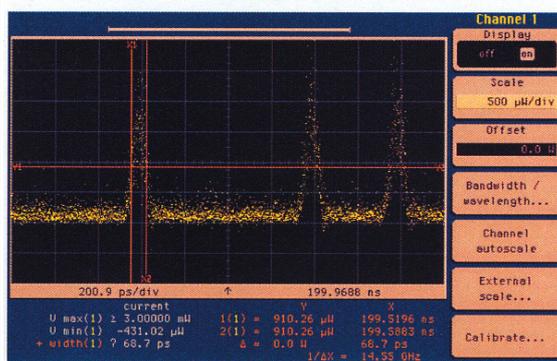
図12に変調器直後及び受信機フォトディテクタの直前の光信号波形を示す。低雑音EDFA直後の信号には、自然放出光による雑音とアンテナで信号と一緒に受信した背景光雑音が含まれている。これらの雑音成分を効率的に除去するため、光フィルタには信号スペクトルの広がり整合した特性が要求される。2.5Gbpsの伝送速度の場合、この光フィルタの通過波長帯域は0.1nm以下になり、評価実験ではファブリペロー型の狭帯域光フィルタを用いている。送信機レーザー光源の波長安定度及び狭帯域光フィルタの安定度を考慮すると、最良の受信感度を達成するためには、光フィルタは信号スペクトルに合わせて自動的に調整する必要がある。

また、光受信機はショット雑音限界での動作となるので、光信号のない(スペース受信)時には雑音の分散が小さい。光信号が存在する(マーク受信)場合には、雑音の分散が信号強度によって変化するため、符号判定の際のしきい値を信号強度に合わせて動的に変化させることも必要になる。

図13に、以上のような最適化を行う過程における光受信機の感度評価結果の推移を示す。NF=3dBのEDFAを用いた光受信機のショット



(1)光変調器直後の信号波形



(2)フォトディテクタ直前の光信号波形

図12 送受信光信号波形の例

雑音限界は、 10^9 の誤り率に必要なフォトン数に換算すると 36 photons/bit となるが、この値に近い 54 photons/bit の感度が達成できたことが分かる。この劣化の主な要因は、評価に用いた EDFA の NF (=3.8dB) が理論値を達成できないこと、光フィルタの通過帯域幅が整合フィルタよりも広がっているためである。

送信機に用いる高出力 EDFA には、良好な電力効率求められる。このため、励起用の波長 $1.48 \mu\text{m}$ のレーザに、ファイバブラッグリフレクタを用いた波長安定化により、温度制御用のペルチェ素子を用いない方式を採用した。図14に高出力 EDFA の内部構成を示す。1台当たり8波の波長多重化した励起光ユニット (HPU) を2台用いて双方向の励起を行っている。図15に高出力 EDFA の光出力特性と電力効率特性の測定結果を示す。EDFA は 800mW 以上の飽和出力を持っているが、電力効率を最良にするため、400mW の光出力で動作させたときに 8% の電力効率が達成できた。ただし、この効率は EDFA の温度に大きく依存するため、搭載に当たって

は最適な動作を図るための温度設計が重要になる。

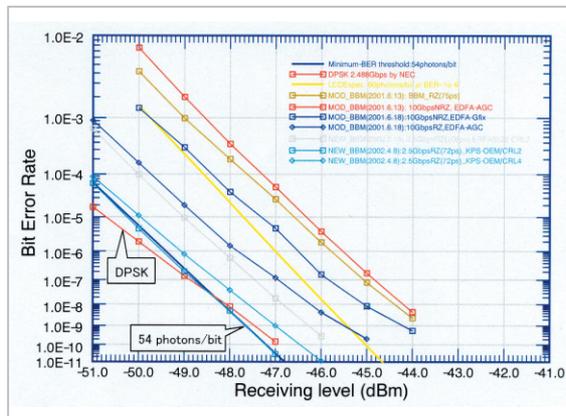


図13 光送受信機 (LCDE-BBM 評価モデル) の受信感度

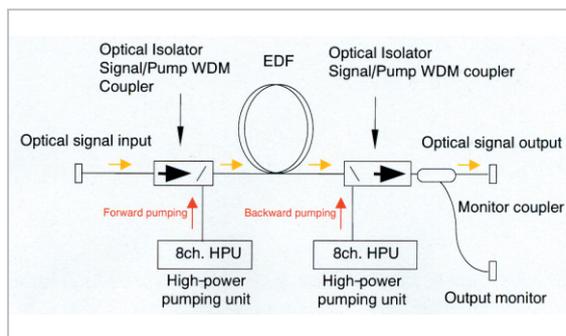


図14 高出力EDFAの内部構成

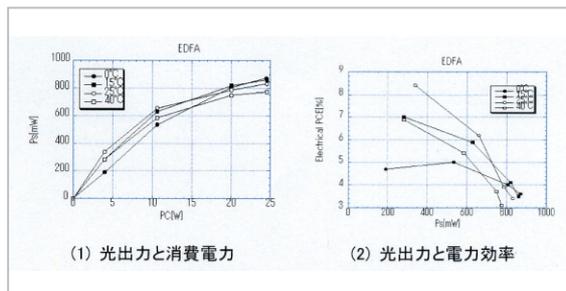


図15 高出力EDFAの電力効率評価結果

6 むすび

宇宙ステーションの船外実験プラットフォームにおける光通信実験について搭載実験装置の主要な要素技術の試作結果について報告した。LCDEの開発は2002年度を持って中止されたが、本稿で紹介した要素技術は、宇宙ステーションだけでなく静止衛星や一般の周回衛星における光宇宙通信システムに共通に用いられるもので

ある。この成果を将来の超高速空間光通信のために活用していきたいと考えている。

本実験計画はNICTを中心とする研究グループからの提案により開始されたものであり、宇宙開発事業団：NASDA（現宇宙航空研究開発機

構：JAXA）とNICT等の密接な協力の下に搭載機器の設計検討が進められた。最後に、これらの作業に協力頂いたNICT及びNASDAの関係者、概念設計に協力頂いた衛星関連メーカーの技術者の皆様に謝意を表します。

参考文献

- 1 清水順一郎, "JEM 曝露部のミッション", 信学技報, SANE97-32, 77-81, 1997-6.
- 2 有本好徳, "JEM 曝露部初期利用ミッション装置の開発(2):光通信実験装置", 宇宙ステーション講演会, 1998-4.
- 3 小出来一秀, 柏瀬俊夫, 有本好徳, 荒木賢一, "衛星間光通信用振動アイソレータの設計・評価", 日本航空宇宙学会誌, 47, 542, 122-129, 1999.
- 4 有本好徳, ウェルナー・クラウス, 早野裕, "能動光学を用いた超高速光衛星通信システム", 信学技報, SANE96-8, 1996-04.
- 5 M. Suyama, K. Hirano, Y. Kawai, T. Nagai, A. Kibune, T. Saito, Y. Negi, N. Asakura, S. Muramatsu, T. Morita, "A Hybrid Photodetector (HPD) with a III-V Photocathode", IEEE Transaction on Nuclear Science, Vol. 45, No. 3, 572-575, June 1998.
- 6 J. Livas, E. Swanson, S. Chinn, E. Kintzer, "High Data Rate Systems for Space Applications", SPIE, Vol. 2381, Feb. 1995.
- 7 S. Tanikoshi, K. Ide, T. Onodera, Y. Arimoto and K. Araki, "High Sensitivity 10Gb/s Optical Receiver for Space Communications", 17th AIAA International Communications Satellite Systems Conference, AIAA-98-1244, 1998.



ありもと よしのり
有本 好徳
無線通信部門 光宇宙通信グループ
グループリーダー
衛星通信、空間光通信