

光通信基礎実験装置の開発

荒木 賢一*¹ 鹿谷 元一*² 豊田 雅宏*² 有本 好徳*²
有賀 規*³ 鈴木 良昭*⁴

(1994年1月24日受理)

DEVELOPMENT OF LASER COMMUNICATION EQUIPMENT
OF THE ETS-VI FOR BAISIC EXPERIMENTS
ON OPTICAL INTERSATELLITE COMMUNICATIONS

By

Kenichi ARAKI, Motokazu SHIKATANI, Masahiro TOYODA, Yoshinori ARIMOTO,
Tadashi ARUGA, and Yoshiaki SUZUKI

In order to establish basic technologies in the field of space laser communications, the Communications Research Laboratory (CRL) has been engaged in development of an experimental system which consists of laser communication equipment (LCE) of the Engineering Test Satellite VI (ETS-VI) and a ground optical station. This paper describes in detail the LCE, the space part of the experimental system, including the history of its development, the functions and performance achieved, and the method of operation in space. The LCE is the first onboard model developed in Japan, which has the capability of narrow laser beam transmission and precise laser beam acquisition/tracking as well as high speed optical communications. The LCE is very compact and light, weighing 22.4 kg and consuming a maximum of 90-W electrical power. The optical sources are two laser diodes in the 0.83- μm -wavelength band and these are directly modulated at 1.024 Mbps. The LCE transmits a laser beam with divergence angle of 30 to 60 μrad and output power of about 6 dBm. The optical communication detector is a silicon avalanche photodiode that receives light of 0.5145- μm wavelength which is the oscillating wavelength of an argon ion laser installed in the ground optical station. The angular range of acquisition is ± 1.5 degrees around the direction of the CRL ground station in Koganei, Tokyo, Japan. Optical beam tracking is performed with an accuracy of 2 μrad under the satellite dynamical environment, for example, the satellite attitude variation caused by the orbit controlling maneuvers. The resolution of the laser beam direction control is better than 2 μrad . In addition, the LCE measures the bit error rate of the demodulated signal, the LCE's three-axis attitude, and the received optical power ranging from -70 to -50 dBm. The LCE is operated mainly by a telemetry/command terminal in the ground optical station.

[キーワード] 衛星間通信, 光学搭載機器, 光通信, ETS-VI, LCE.

Intersatellite communications, Optical payload, Optical communications, ETS-VI, LCE.

*¹ 電磁波技術部 光技術研究室
*² 宇宙通信部 宇宙技術研究室
*³ 宇宙通信部
*⁴ 宇宙通信部 衛星間通信研究室

1. はじめに

レーザ光はマイクロ波〜ミリ波に比べて波長が非常に

短いので、小型のアンテナでも広がり角が1/1000度以下という鋭い光ビームが容易に作り出せる。この狭ビーム性を利用すれば小さい光出力でも信号の高速・超遠距離伝送が可能である。また、半導体レーザなど小型のレーザ装置を用いればアンテナの小型化と併せて、小型軽量の通信装置による大容量データ伝送システム構築が可能となり、光衛星間通信は将来の宇宙開発に無くてはならない基盤技術になるものと期待されている⁽¹⁾⁽²⁾。

衛星は宇宙空間を秒速数 km という高速で飛翔しており、また一般にその姿勢には良くても0.1度程度の不確定さがあり、さらに衛星の種類や衛星上の場所によって振幅が0.01度程度の速い微小変動がある。姿勢変化は光ビームの広がり角よりも大きく、さらに光ビームが伝搬していく間の相手衛星の移動角度も光ビーム広がり角より大きくなり得る。このようななかで、衛星同士で安定な通信回線を形成、維持するための捕捉・追尾・指向技術の開発が重要な課題である⁽³⁾。また、数万 km の遠距離での通信が対象であるため、高出力光源、高感度検出器、通信方式等の光変復調に関する技術開発が必要である。

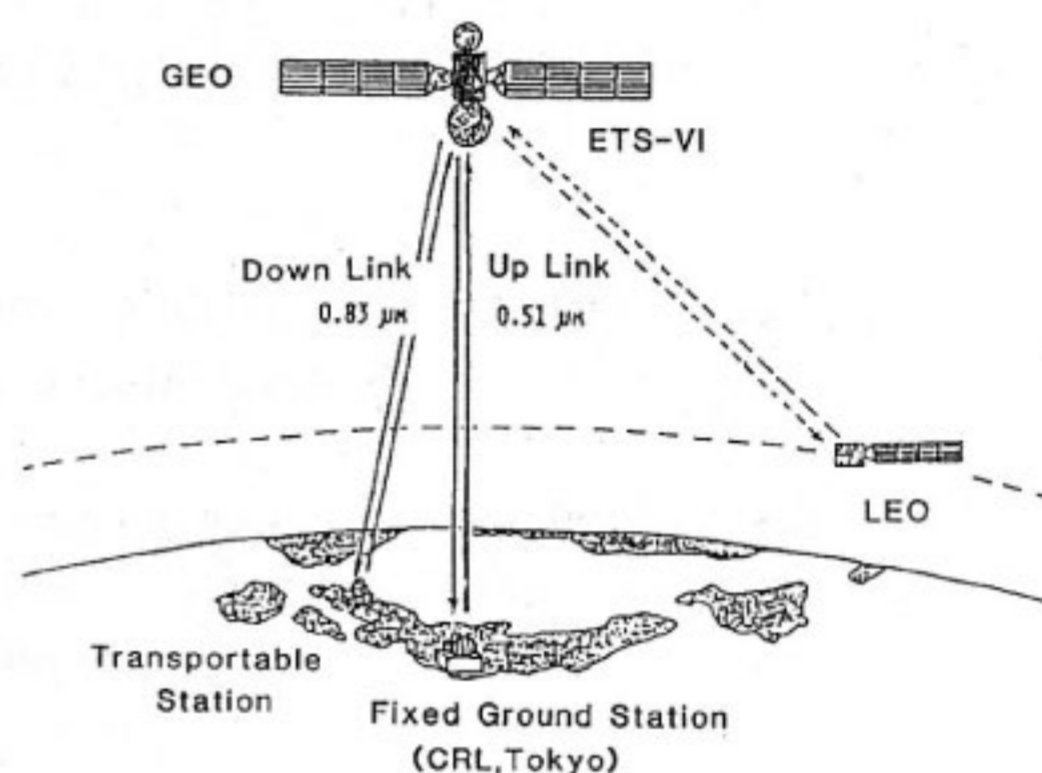
光衛星間通信技術の研究開発は、1970年代後半から各国の宇宙開発関連機関で精力的に進められてきている。光源の信頼性、小型軽量化の可能性から1980年代半ばから、半導体レーザを用いたシステムが近い将来の実用システムとして検討されている。欧州宇宙機関(ESA)では1996年に静止衛星 ARTEMIS を打ち上げ地球観測衛星 SPOT-4 との間で準実用的な光通信を行う計画である⁽⁴⁾⁽⁵⁾。米国では、Jet Propulsion Laboratory, MIT Lincoln Laboratory, NASA 等が世界を先行する形で研究開発を進めてきた⁽⁶⁾⁻⁽⁸⁾が予算削減等の影響を受け、現在宇宙での具体的な実験計画は無い。

我国では、当所(CRL)、宇宙開発事業団(NASDA)、(株)ATR 光電波通信研究所(ATR)が研究開発を進めている。当所では、1980年代前半における周回衛星 ETS-III や気象衛星ひまわりへのレーザ伝送実験の実績を背景に⁽⁹⁾⁻⁽¹²⁾、世界に先駆けた搭載用光通信実験装置の開発と実験を行うため ETS-VI 計画において光ミッションを提案し、1987年から搭載用光通信装置 LCE (Laser Communication Equipment) の開発を行ってきた⁽¹³⁾⁻⁽¹⁵⁾。NASDA は1998年頃に打ち上げる予定の周回軌道衛星 OICETS と ESA の ARTEMIS の間での光通信実験を計画、開発を進めている⁽¹⁶⁾。ATR は、将来に向けたより高度な基礎技術の研究開発とともに光衛星間通信に特有な試験評価技術の開発を行っている⁽¹⁷⁾。

本論文では、我国初の搭載用光通信装置である LCE

の開発がどのように行われてきたかを紹介すると共に、LCE で実現された機能と性能、実験運用方法について述べる。第2章では、設計と開発の概要、機器の基本構成、開発過程で生じた問題点、総合的な特性概要を示す。第3章では、LCE で実現された機能と性能について詳細に示す。第4章では、LCE の宇宙での実験運用方法について述べる。第5章はまとめである。

LCE を用いた光衛星間通信基礎実験の目的は次の3項目より成り、将来の光衛星間通信システムの構築に向けた基礎技術の修得を目指している。



第1図 光通信実験システムの概念図

第1表 ETS-VI光ミッション実験項目

- | |
|----------------------------|
| 1. 実験システムに関する基礎実験及び測定 |
| 1.1 ETS-VI光学観測 |
| 1.2 LCE機器温度モニタリング |
| 1.3 地上→LCE(ETS-VI)光ビーム伝送実験 |
| 1.4 LCE(ETS-VI)→地上光ビーム伝送実験 |
| 2. 衛星間光リンク構成に関する実験 |
| 2.1 光ビーム捕捉・追尾実験 |
| 2.2 光ビーム指向制御実験 |
| 2.3 双方向光リンク構成シーケンスの実証実験 |
| 2.4 光ビーム遠方界パターン測定 |
| 2.5 LCE姿勢及び微小振動環境の測定 |
| 3. 光通信実験 |
| 3.1 双方向光通信実験 |
| 3.2 光変復調方式に関する実験 |
| 3.3 光通信デモンストレーション |
| 3.4 サイトダイバーシティ通信実験 |
| 4. 長期データ収集・応用実験・共同実験 |
| 4.1 光デバイス動作特性データの収集 |
| 4.2 光ビーム伝搬データの収集 |
| 4.3 高輝度人工星としての利用実験 |
| 4.4 複数局光学観測による静止軌道決定実験 |
| 4.5 相互追尾・指向の安定性評価実験 |

- (1) 光衛星間通信システムのための基礎技術の確立
- (2) 宇宙空間での光デバイスに関する基礎データの取得, 解析
- (3) 衛星搭載光通信装置の有効な応用研究

本実験は世界初の地上-衛星間双方向光通信実験となるとともに, 将来の本格的な光衛星間通信への重要なステップとなるものである。LCE に割り当てられた重量は約 20 kg であり, 諸国の開発モデルと比べると数分の 1 になっている。そのため, 所要の実験が可能ないように 1988 年に建設された宇宙光通信地上センター内の地上光学系装置⁽¹⁸⁾⁽¹⁹⁾ の性能も考慮に入れ, 搭載装置の軽量化に重点を置き開発を行った。

第 1 図に LCE を用いる実験システムのプロットを示す。アップリンクには波長 $0.51 \mu\text{m}$ のアルゴンレーザー, ダウンリンクには波長 $0.83 \mu\text{m}$ の半導体レーザーを用いる。このような実験システムで第 1 表に示しているような実験を遂行する。予備・基礎的な実験から開始し, 基礎技術を修得した後光通信システムの実証実験, 各種の応用実験へと移行するような順で実験項目を示している。

2. 搭載用実験機器としての設計・開発・評価

2.1 設計と開発の概要

設計の基本方針は, 光源として半導体レーザーを使用した小型軽量の光衛星間通信実験装置を, 衛星本体とのインタフェース条件を満足し且つ実験目的を十分に達成することができる宇宙用ハードウェアとして実現させることである。約 20 kg という重量配分, 視野を確保するための搭載位置に関する制約, 当時は相手となり得る衛星が無かったことなどから, 地上と静止衛星間のリンクを主たる実験リンクとして設計を進めた。地上局では, 大型の高出力レーザー, 例えば出力 10 W 級のアルゴンレーザーを使用することができるので, 搭載機器の設計に柔軟性を持たせることができる。LCE の主たる相手となる地上光学局としては, 1988 年に建設された当所の宇宙光通信地上センターの 1.5 m 望遠鏡システムを利用することを前提とした。LCE による実験では宇宙光通信地上センター側は受信に口径 1.5 m のカセグレン反射望遠鏡, 送信には口径 20 cm の望遠鏡を用い, 光源として定格出力 10 W のアルゴンレーザーを使用することとした。この前提の基に搭載機器の仕様をほぼ定めることができ, 光学的性能と重量にインパクトを与えるものとして, 口径 7.5 cm の光アンテナ, 宇宙光通信地上センター(東京都小金井市)を中心とする $\pm 1.5^\circ$ の捕捉範囲を持つ 2 軸ジンバル機構, ピーク出力 30 mW の半導体レーザーを搭載することで実現できる見通しが得られ, 詳細設計及び製作のフェーズに移った。

電気系, 光学系設計の基本条件は, ETS-VI の軌道位置, 姿勢条件において捕捉追尾ができること, 光行差補正が可能なること, 光源は冗長系を含めて 2 系統を持つこと, 光通信が可能なること, 姿勢の 3 軸方向成分が測定できることなどである。熱構造設計の基本条件は, ジンバル等の可動機構が衛星内の振動と共振しないこと, 構体の機械的共振周波数が 100 Hz 以上であること, 衛星打ち上げ時の機械環境に耐えること, さらに静止軌道上で 3 年間の運用に耐えることである。

開発経緯の概要を以下に示す。LCE は機能的及びハードウェア的に, 主として捕捉・追尾を行う LCE-A と光通信を行う LCE-B とに分かれる。LCE-A 及び LCE-B は, LCE-A, B 間のインタフェース条件, 衛星とのインタフェース条件を考慮しながらそれぞれ別々に開発された。LCE は LCE-A と LCE-B とを機械的, 電氣的に接続したものである。光軸調整等は, 共通に使える光ビームの角度と位置の基準を与えるアライメント治具を用いて LCE-A, B で個別に行われた。

1987 年, 搭載機器の重要な要素技術である精追尾機構 (FPM: Fine Pointing Mechanism) と光行差補正機構 (PAM: Point-Ahead Mechanism) の BBM (Bread Board Model) を設計製作する一方, システム設計を開始した。1988 年から 1989 年にかけて LCE 全体の BBM の設計製作を行った。また, 1988 年には, 衛星との機械的, 熱的インタフェース確認のための構造モデル, 熱モデルを製作している。1989 年 9 月から 1990 年 4 月にかけて, LCE-A, LCE-B それぞれの BBM を組み合わせたシステム電気モデル SEM (System Electrical Model) を用いて, LCE-A, B 間のインタフェース条件, 及び ETS-VI との電氣的インタフェース条件を試験確認した。その後, SEM 試験で発生した種々の問題を考慮し, さらに A, B 間の調整を進めながら搭載用装置いわゆる EFM (Engineering Flight Model) の製作に移行した。1991 年 6 月には LCE-A と LCE-B のインテグレーションが行われ, LCE 全体が構成された。1991 年 10 月下旬には ATR と共同で LCE レーザビームの遠方界パターンを測定し, 12 月まで所要の環境試験, 電氣的な総合試験を行った。

1992 年 3 月から ETS-VI に組み込まれ, 衛星全体の性能を検証するための PFT (Proto-Flight Test) 試験に供された。機械環境試験後, 1992 年 12 月から 1993 年 2 月まで単体で試験できる機会があり, ロンチロック機構の動作調整, ETS-VI に取り付けたままでは出来なかった光学的特性の確認試験等を行った。その後, ETS-VI 熱試験が行われた。1994 年 1 月末の電氣性能試験において所期の機能が全て正常に動作することが確

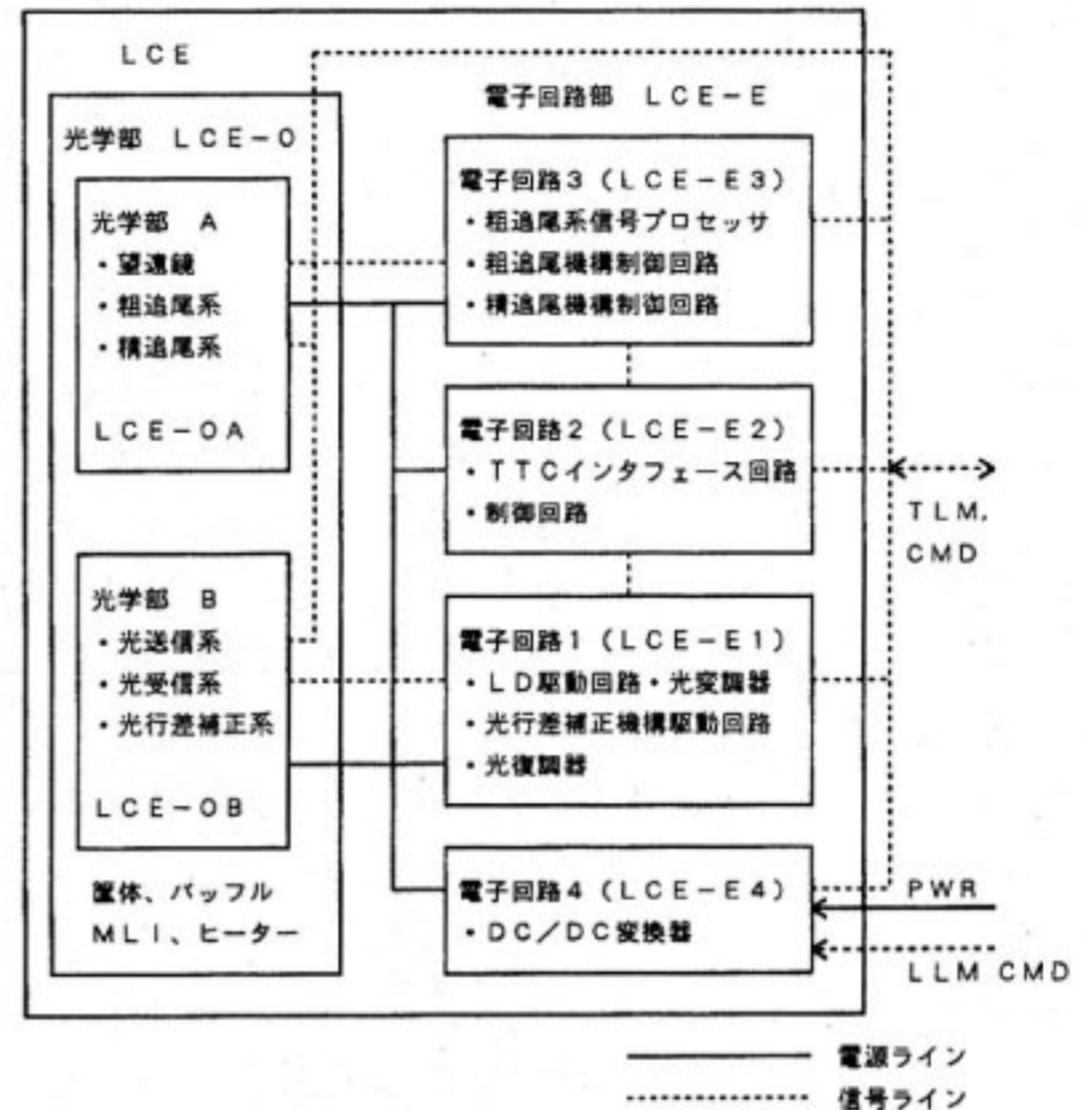
認されている。ETS-VI の打上げは本年8月に予定されており、LCE の軌道上初期チェックアウトが11月頃行われることになっている。その後は種々の調整のもとにユーザが機器の運用を行う。LCE を用いた実験は、初期チェックアウト後すぐの気象条件の良い冬期に集中的に行うことになる。

2.2 機器の基本構成と試験評価装置

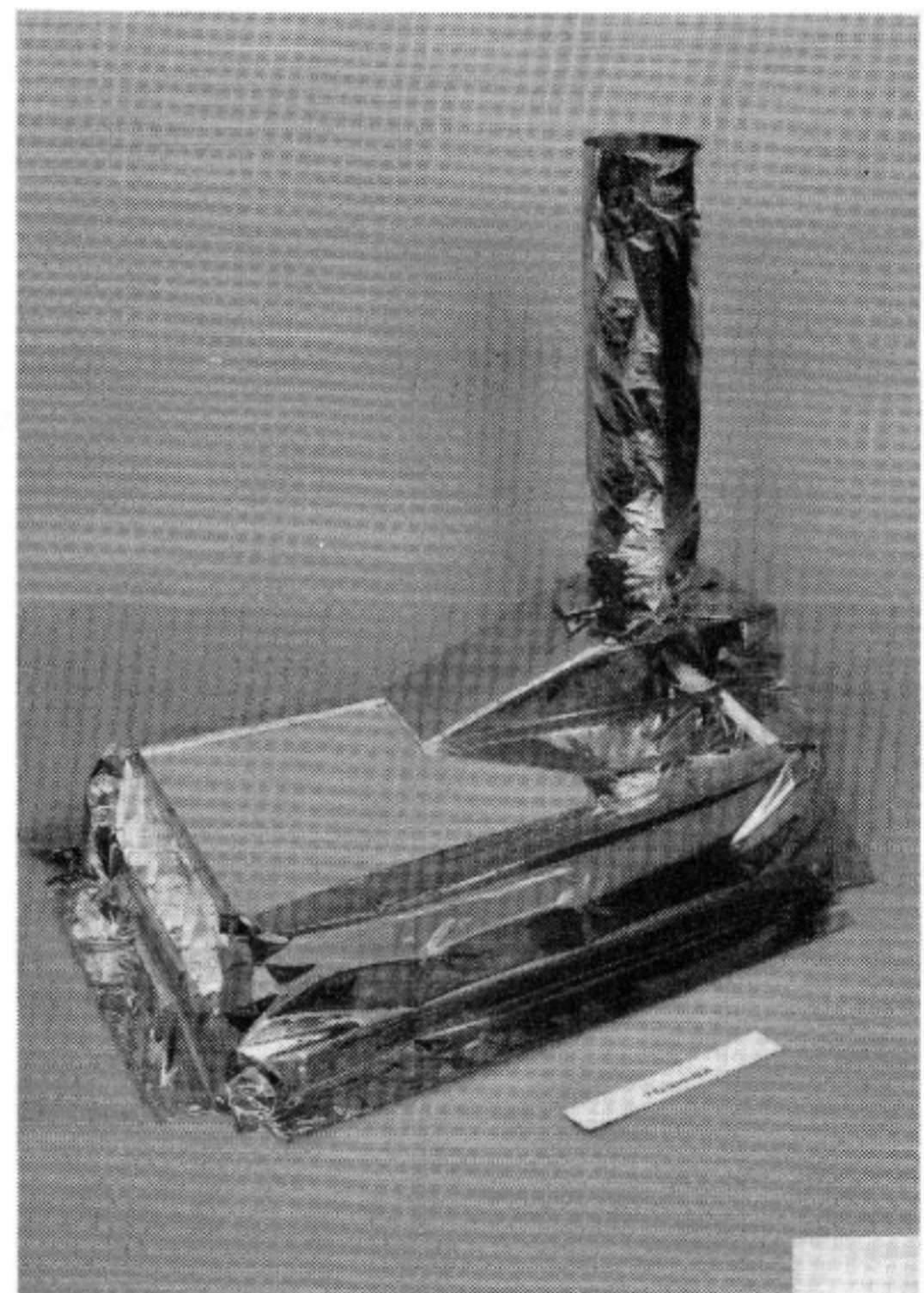
第2図に構成概要を示すように、LCE のハードウェアは光学部と電子回路部からなる。電子回路部は衛星本体内に、また光学部は地球指向面パネル上北東端に配置される。光学部 (LCE-O) の内、送受兼用望遠鏡、粗追尾系、精追尾系を光学部 A (LCE-OA) と呼び、光送信系、光受信系及び光行差補正系を光学部 B (LCE-OB) と機能区分を行っているが、光学部は1つの筐体内に全て収納されている。LCE は衛星本体から常時電力を供給されるが、衛星の軽負荷モード (LLM: Low Load Mode) 発生(発生電力が低下し復旧の為に負荷を切り離さざるを得ない状態)のときは、全ての電力が遮断される。

電子回路部は4つのコンポーネントから構成される。電子回路部1 (LCE-E1) は、光送信器、光受信器、送受信光軸モニタ用センサ信号処理、PAM ドライバ等の各コンポーネントを一体化したものである。電子回路部2 (LCE-E2) は、TTC インタフェース回路、制御回路からなり、主にコマンドデータの解読とリアルデータの編集、観測データの蓄積及び、LCE-OB と電子回路部1で得られたテレメトリデータのインタフェース回路を有する。電子回路部3 (LCE-E3) は、捕捉・粗追尾系制御回路、精追尾系制御回路及び光学部で得られるテレメトリデータのインタフェース回路を有する。電子回路部4 (LCE-E4) は、DC-DC コンバータであり、LCE を構成する各コンポーネントへ電力の供給を行う。

第3図に光学部の外観図を示す。LCE の視野中心から21.5° のコーン角内の妨害光を防止するためのフードを備えている。ベースプレートはCFRP スキンアルミハネカムサンドウィッチ構造であり、厚さは当初の15mm から SEM 試験の結果を反映して30mm に変更されている。LCE 光学部は断熱スペーサを介して地球指向面パネル上に取り付けられ、ETS-VI 本体とは熱絶縁されている。LCE 自身で温度制御を行うためのヒータがベースプレート下部に装備されている。光学部の重量はおおよそ13kg である。また、LCE 基準座標軸と取付面座標軸とのアライメント誤差は $\pm 0.1^\circ$ 以内に収められる。放射線対策としては、筐体の厚みを確保する一方、光デバイス (CCD 等) に関してはさらにアルミ板によるシールド増強を施している。



第2図 LCE の構成



第3図 LCE 光学部の外観図

第2表 LCE 試験評価装置

種類	装置類
電氣的性能試験装置	LCE-A部付属外装置、LCE-B部付属外装置
光学的試験評価装置	LCE試験用光源・光学装置、アライメント治具、光軸モニタ
汎用光学機器	オートコリメータ、高速度カメラ、光パワーメータ等
調整試験治具	光軸調整用高精度ベースプレート、傾斜台、旋回台等
FFP測定装置	自由空間レーザ伝送シミュレータ(ATR所有)
環境試験装置	振動試験装置、スペースチェンバ、衝撃試験装置
その他	輸送用コンテナ、除振台、安定化電源、電流電圧計

第2表に LCE 開発のために用いられた試験評価装置を示している。機器の製作、試験等はクラス 10 万のクリーンルーム内で行われた。光学的試験評価装置の内、LCE 試験用光源・光学装置は、小型のアルゴンレーザ、光変調器、偏光方向回転装置、角度センサ、APD 受光素子、ビーム方向調整機構等を備えており、最大で口径 10 cm の平行光を送出または受信することができ、LCE の光学的特性の計測評価に用いられた。アライメント治具は、LCE-OA、OB の光軸調整評価に用いられた。OB 部と同じ外形であり、内部には入射するビームの角度と位置を精密に測定出力するセンサが備えられている。小型アルゴンレーザと一緒に用いられ、基準光軸に合ったレーザビームを発生させることができる。光軸モニタは一旦発生させた基準ビームの位置と方向をモニタ、維持すると同時に比較的広い範囲での視野測定などに用いられた。特に、OB 部の調整では受信軸モニタの他に送信軸モニタも用いられた。ATR 所有の自由空間レーザ伝送シミュレータは、鋭い光ビームの遠方界パターン (FFP; Far-Field Pattern) を実時間で高分解能で測定できる計測システムである。そのほか、特徴的なものに高速度カメラがあり、これは 2 軸ジンバルロンチロック機構の複雑な高速動作の解明に威力を発揮した。

2.3 開発過程において生じた問題点と対策

LCE の開発過程では様々な不具合や問題が起こった。ここでは、小型軽量の精密な光通信装置に特有である光学的問題の例を取り上げ、処置対策の概要について述べる。

(1) 光軸インタフェース調整の問題

LCE は A 部と B 部とに分かれ、A、B 間のインタ

フェース条件を考慮しながらそれぞれ別々に開発されたことは前に述べた。光学部でも同様に OA 部と OB 部に分かれており、独自に光軸調整を行いそのあとで機械的に組み合わせる開発方式である。組み合わせたとき両者の光軸が十分に合っていないと、捕捉・追尾はできても光信号の送受信ができない、あるいは粗追尾しかできないなど機能が大幅に制限され所期の目標を達成できなくなるため、送受信光軸調整は重大な問題である。そのため、関連コンポーネントの製作許容誤差、光軸調整許容誤差を細かく規定するなど、慎重な体制で臨んだ。

しかし、BBM を用いた組み合わせ試験では、LCE-OA、OB 間の光軸誤差が予想よりも大きく出て、許容範囲を越えていることがわかった。調査検討の結果、光軸調整の手順、ベースプレートの平面度、アライメント治具の誤差等が相加的に関係したものであることがわかり、EFM では改善して組み合わせを行うこととした。EFM ではさらにアライメント治具の使用法、光軸の調整方法に改良を加え、最終的には所期の目標通り光軸を合わせることができた。光学系を分割して開発する LCE のような方式は、方法が確立されれば開発期間を短くし信頼性を上げるために各部をモジュール化して単に組み合わせれば良いような機器を作るときに有力になると考えられる。

(2) 送信ビームパターンの問題

LCE が送信する光ビームは、設計値で広がり角が e^{-2} 幅で約 $30\mu\text{rad}$ (半値幅にして約 0.001°) と非常に鋭いビームであり、その指向性利得の最大値は 105.5 dB にも達する高指向性ビームである。このようなビームを実現するために、倍率 15 の望遠鏡を用いているので原理的に外側では内部光学系の広がり角の 1/15 になるの

第3表 LCE 主要性能諸元

重量	22.4 kg	捕捉・追尾・指向系	
電力	90.4 W(最大値)	捕捉粗追尾系	
望遠鏡口径	7.5 cm	検出器	CCD
倍率	15	捕捉範囲	$\pm 1.5^\circ$
送信系		視野	8 mrad
レーザー	LD(AIGaAs)	精度	$32 \mu\text{rad}$
波長	$0.83 \mu\text{m}$ 帯	精追尾系	
平均出力	13.8 mW	検出器	QD
ビーム広がり角	$30/60 \mu\text{rad}$ (LD2重化)	追尾範囲	$\pm 0.4 \text{ mrad}$
		視野	0.4 mrad
伝送速度	1.024 Mbps	精度	$2 \mu\text{rad}$
変調方式	強度変調 (マフリス符号化)	光行差補正系	
		駆動角度範囲	$\pm 100 \mu\text{rad}$ 以上
受信系		精度	$2 \mu\text{rad}$
波長	$0.51 \mu\text{m}$		
検出器	APD(直接検波)		
視野	0.2 mrad		

で、内部光学系で LD (Laser Diode) のビームの広がり角をその 15 倍のおよそ $450 \mu\text{rad}$ となるように調整している。実際問題として OB 部から出るビームの横方向分布には多重反射や回折の効果と見られる波打ちがあり、近似的にはガウスビームとみなせるもののビーム広がり角が実際にどうなっているのか正確にはわからなかった。また、内部光学系における e^{-2} ビーム径は 5 mm であるが、望遠鏡で 15 倍に拡大された後周辺部がけられてしまうこと、ビームの位置誤差によって望遠鏡開口での分布が非対称になることがある。当初、理想的なガウスビームとしてダウンリンクの回線設計がなされていたが、回線マージンが十分では無かった。上述の LCE のビームで実際どのくらいのマージンが見込めるのかを正確に評価するため、送信の FFP を実際に測定する必要が生じた。場合によっては地上光学系の受信感度を大幅に高めることが必要になってくる。測定の困難さと内部光学系でのビームを正確に計れば十分ということで、FFP 測定は当初の開発の条件には入っていなかったが、ATR 所有の自由空間レーザー伝送シミュレータを利用することで可能になった。

FFP 測定は ATR の協力を得て行われ、次章に示すように測定結果は良好でほぼ所期の性能を有していることが確認された。この測定を通じて、LCE では屈折型望遠鏡を用いているため、その構成レンズ材質の大気中と真空中での屈折率の僅かな差(相対誤差:約 0.0003)が狭ビームの生成に大きく影響を及ぼすことを再認識した。LCE 送信ビームは、大気中では約 $200 \mu\text{rad}$ の広

がり角であるが、真空中ではほぼ $30 \mu\text{rad}$ の広がり角となる。なお、温度によってもレンズの屈折率、構造寸法が変わりビームの広がり角が変化するが、解析の結果では LCE の場合は殆ど問題にならないことが分かっている。

2.4 総合評価

開発された機器は目的とする実験項目を遂行するのに十分な機能と性能を持っている。第3表に搭載機器 LCE の主要性能諸元を示す。不具合対策のための改修等で重量と消費電力は設計値よりも若干増加している。衛星本体とのインタフェース条件は、ETS-VI にインテグレートされたあとの一連の PFT で確認されている。特に、機械環境試験及び熱平衡・熱真空試験を通じて、打ち上げ環境、軌道上環境において運用が十分に可能であることが確認されている。

これまでの開発の過程で得られたデータを基にして、予定している実験における代表的な回線設計例を第4表(1/4)~(4/4)に示している。天候や大気の透過率、シンチレーション等に影響されるものの、所期の実験が十分に可能である。今年1月から3月にかけて、気象衛星センターの協力の基にアップリンク光伝送の予備実験として、静止気象衛星ひまわり4号へ広がり角が $20 \sim 100 \mu\text{rad}$ の狭ビーム伝送実験を行った。結果は良好で、得られた到達光強度、ビームアライメント等に関するデータは、地上-ETS-VI 間実験に向けた有益な基礎データとなっている。

第4表 (1/4) 光通信実験回線設計例 (アップリンク捕捉・追尾実験)

	粗捕捉I	粗捕捉II	粗追尾	精追尾
レーザー出力 (dBm)	40.0	40.0	40.0	40.0
光学系損失 (dB)	-5.2	-5.2	-5.2	-5.2
ビーム幅 (μ rad)	100	20	20	20
送信利得 (dB)	95.1	109.0	109.0	109.0
指向損失 (dB)	-0.5	-2.0	-2.0	-2.0
空間損失 (dB)	-299.3	-299.3	-299.3	-299.3
大気透過率 (dB)	-3.0	-3.0	-3.0	-3.0
受信口径 (cm)	7.5	7.5	7.5	7.5
受信利得 (dB)	113.2	113.2	113.2	113.2
光学系損失 (dB)	-11.3	-11.3	-11.3	-8.2
受信電力 (dBm)	-71.0	-58.6	-58.6	-55.5
受信感度 (dBm)	-83.5	-83.5	-75.0	-62.0
マージン (dB)	12.5	24.9	16.4	6.5

第4表 (2/4) 光通信実験回線設計例 (ダウンリンク捕捉・追尾実験)

	捕捉		追尾	
レーザー出力 (dBm)	11.4	11.4	11.4	11.4
光学系損失 (dB)	-5.3	-6.1	-5.3	-6.1
ビーム幅 (μ rad)	30	60	30	60
送信利得 (dB)	104.6	101.5	104.6	101.5
指向損失 (dB)	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5
空間損失 (dB)	-295.2	-295.2	-295.2	-295.2
大気透過率 (dB)	-2.0	-2.0	-2.0	-2.0
受信口径 (cm)	150	150	20	20
受信利得 (dB)	135.0	135.0	117.5	117.5
光学系損失 (dB)	-10.5	-10.5	-6.0	-6.0
受信電力 (dBm)	-62.5	-66.4	-75.5	-79.4
受信感度 (dBm)	-92.1	-92.1	-80.0	-80.0
マージン (dB)	29.6	25.7	4.5	0.6

第4表 (3/4) 光通信実験回線設計例 (通信実験)

Data Rate = 1.024 Mbps, BER = 10^{-6}

	アップリンク		ダウンリンク	
	追尾回線	通信回線	追尾回線	通信回線
レーザー出力 (dBm)	37.0	37.0	11.4	11.4
光学系損失 (dB)	-5.2	-5.2	-5.3	-5.3
ビーム幅 (μ rad)	20	20	30	30
送信利得 (dB)	109.0	109.0	104.6	104.6
指向損失 (dB)	-2.0	-2.0	-0.5	-0.5
空間損失 (dB)	-299.3	-299.3	-295.2	-295.2
大気透過率 (dB)	-3.0	-3.0	-2.0	-2.0
受信口径 (cm)	7.5	7.5	20	150
受信利得 (dB)	113.2	113.2	117.5	135.0
光学系損失 (dB)	-8.2	-10.1	-6.0	-4.4
受信電力 (dBm)	-58.5	-60.4	-75.5	-56.4
受信感度 (dBm)	-62.0	-62.0	-80.0	-58.0
マージン (dB)	3.5	1.6	4.5	1.6

第4表(4/4) 光通信実験回線設計例(伝搬データ取得,
ヨ一角検出実験)

	精追尾	伝搬	精追尾	ヨ一角
レーザー出力 (dBm)	40.0	40.0	37.0	37.0
光学系損失 (dB)	-5.2	-5.2	-5.2	-5.2
ビーム幅 (μ rad)	20	20	20	20
送信利得 (dB)	109.0	109.0	109.0	109.0
指向損失 (dB)	-2.0	-2.0	-2.0	-2.0
空間損失 (dB)	-299.3	-299.3	-299.3	-299.3
大気透過率 (dB)	-3.0	-3.0	-3.0	-3.0
受信口径 (cm)	7.5	7.5	7.5	7.5
受信利得 (dB)	113.2	113.2	113.2	113.2
光学系損失 (dB)	-8.2	-10.1	-8.2	-10.1
受信電力 (dBm)	-55.5	-57.4	-58.5	-60.4
受信感度 (dBm)	-62.0	-70.0	-62.0	-64.3
マージン (dB)	6.5	12.6	3.5	2.9

3. 光通信基礎実験装置の機能と性能

LCE では光衛星間通信の基礎実験に必要な全ての機能が小型軽量の装置の中に凝集されて実現されている。さらに、姿勢検出、伝搬測定などの応用実験も可能になっている。搭載機器の遠隔制御、状態モニタも重要な機能である。ここでは、LCEで実現されている多くの機能と性能の概要を示すとともに、解析や機器の制御が必要となってくる基本数式も示す。

3.1 光学系、光軸、座標系

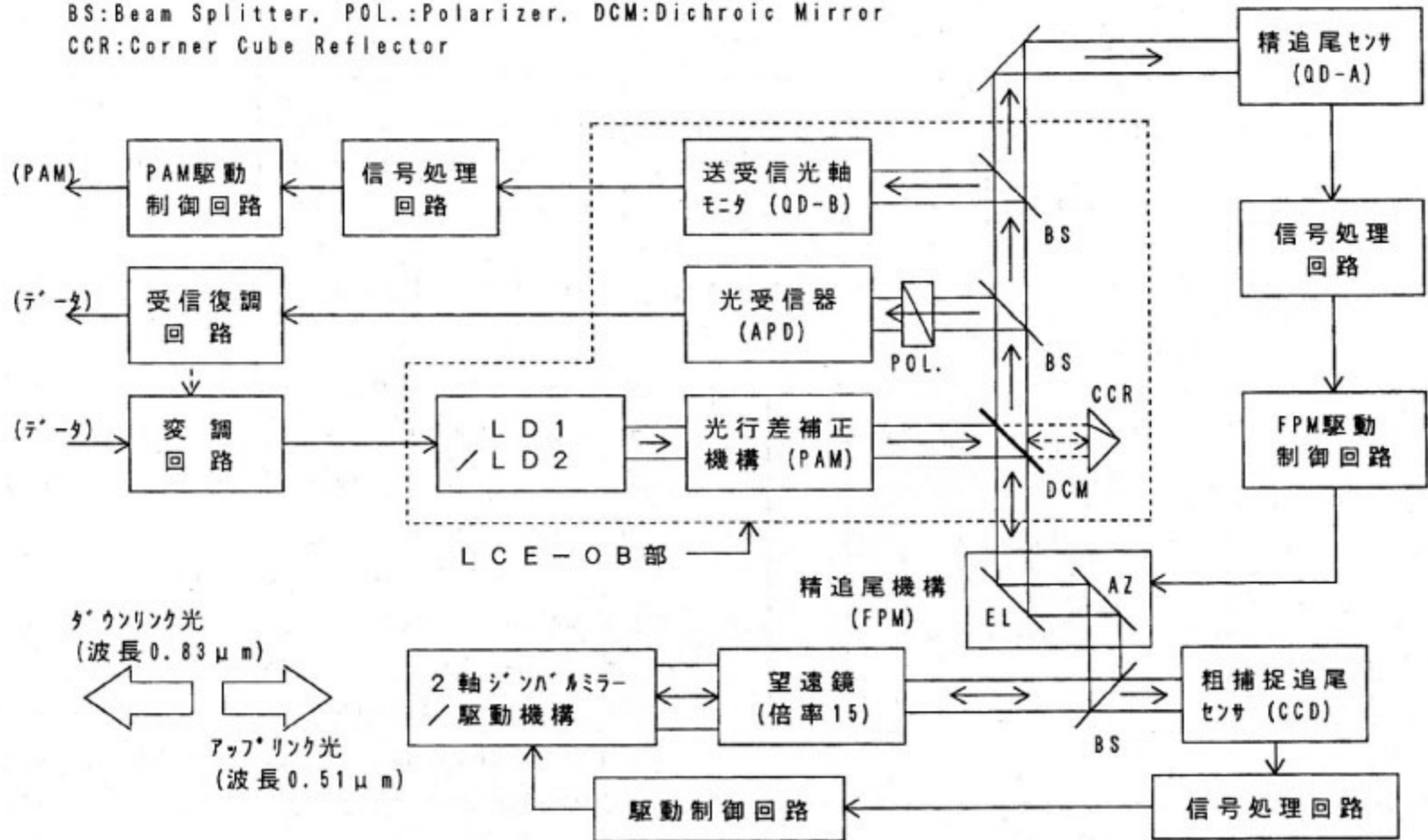
光学系のベースプレートは、凹凸の高低差が $30\mu\text{m}$ 以下という高精度の堅い平面であり、その上に光学素子を配置している。光学系全体はアルミ合金製筐体に覆われており、太陽光や放射線から保護されている。また、筐体、ヒータ、熱制御材によって熱入出力の制御が行われ、ベースプレート上で運用初期において温度変化範囲が $5\sim 10^\circ\text{C}$ である。ただし、口径約 10cm のパッフル開口から放射線の入射、季節及び時間帯によって太陽光の直接入射がある。

LCE の機能ブロック図を第4図に、LCE 光学部の構成を第5図に示す。アップリンク光は、最初2軸ジンバルに入射し、口径 7.5cm のガリレオ式望遠鏡に入る。望遠鏡から出た光は、 5mm 径であり一部はビームスプリッタを透過して捕捉・粗追尾センサ CCD に導かれ、残りの大部分は反射の後、精追尾機構 FPM と LCE-OB 部を経由して精追尾センサ QD-A に導かれる。LCE-OB 部内ではビームスプリッタにより、光受信の APD (Avalanche Photo-Diode) 光学系及び送受信光軸モニタ用の QD-B 光学系へ導かれる。他方、LCE 送信ビームは LCE-OB 部内 LD 光学系からダイ

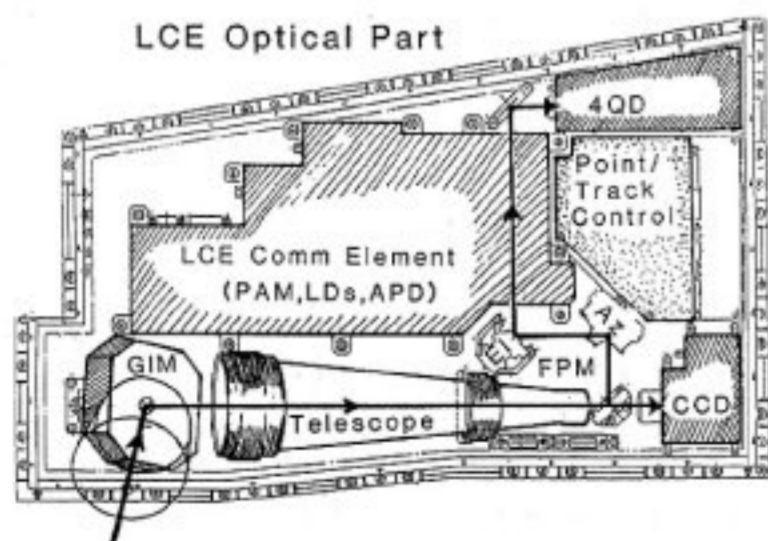
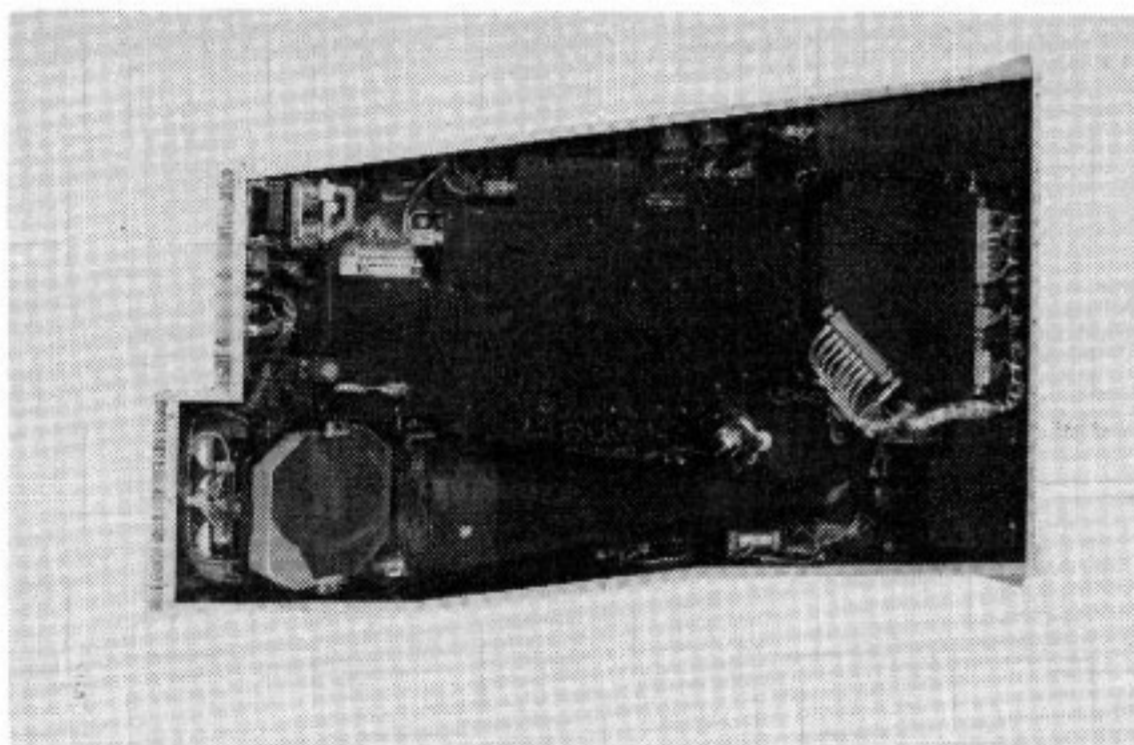
クロイックミラを通して受信光軸へ重ね合わされる。受信と同様な経路を通り、望遠鏡により15倍に拡大されダウンリンク光として送出される。光学部の寸法上の制約から、望遠鏡は長さが短くなるガリレオ型を用いると共にベースプレートに対して 9° (設計値) 傾けて配置している。そのためジンバルから CCD に至る光軸は 9° 傾いており、一方、CCD の前のビームスプリッタから OB 部、QD-A に至る光軸はベースプレートに平行になっている。QD 光学系、APD 光学系、PAM 光学系の光軸はベースプレートに平行である。APD 光学系には偏光ビームスプリッタが入っており、ベースプレートに平行な偏光が透過する。QD-A 光学系、QD-B 光学系、APD 光学系の光軸間の相対的な関係は、測定によってもとめられており、各光学系の光センサの有効視野内に他の光センサの視野中心が含まれている。

2軸ジンバルから各光センサに至るまでの光伝送効率を第5表に示している。光センサに至るまで 10dB 内外の光電力の減衰があるが、反射素子、透過素子による減衰は小さく、減衰は主としてビームスプリッタによる光分配、狭帯域の光干渉フィルタによるものである。QD-A、QD-B、APD 各センサの所要電力がほぼ同じであるため、伝送効率もほぼ同じになるようにビームスプリッタの分配比を設定している。捕捉追尾センサ CCD の前のビームスプリッタは偏光特性を持っており、反射率、透過率が偏光によって変化する。特に、CCD への透過率が大きく変化するが、これは偏光方向によって CCD への入射光量を制御できることを示しており、実験上有利な性質である。なお、高出力の LD 光と高感度の捕捉追尾センサ CCD、QD との光学的アイソレーションは狭帯域光フィルタによって十分にとれており、LD 光

FPM: Fine Pointing Mechanism, PAM: Point-Ahead Mechanism
 BS: Beam Splitter, POL.: Polarizer, DCM: Dichroic Mirror
 CCR: Corner Cube Reflector



第4図 LCEの機能ブロック図



第5図 LCE光学部のレイアウト

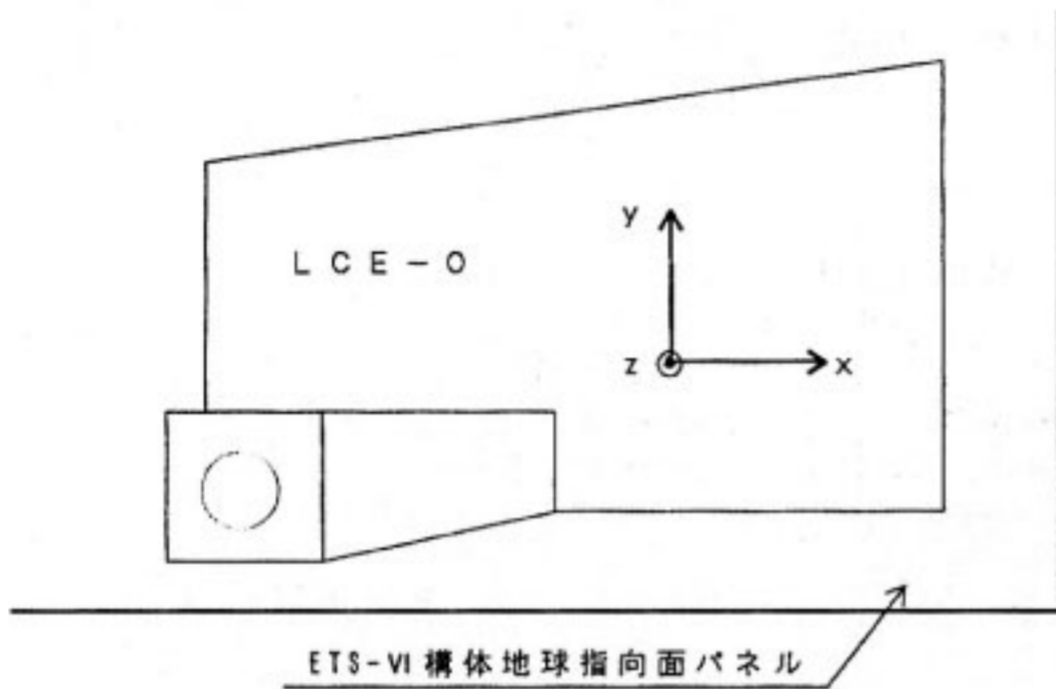
送信が捕捉追尾に影響を及ぼすことはないことが確認されている。

LCE 光学部の座標系 x, y, z を第6図に示している。 z 軸が地球方向、 x 軸が進行方向、 y 軸が右手系で x, z 軸と垂直な方向という衛星座標系と同様な定義である。光学系では、 y 軸は FPM の EL ミラーから LCE-OB 部を通して精追尾センサ QD へ行く光路に平行で、 z 軸はベースプレートに垂直であり、地球方向を向いている。 LCE では望遠鏡が傾いていること、2軸ジンバルの回転軸が座標軸に沿っていないことなどで、データ解析や実験運用に際して必要である内部と外部空間での角度や方向の対応がやや複雑になっている。第6表に、ジンバルミラーの法線ベクトル n_G 、CCD の前のビームスプリッタの法線ベクトル n_{BS} 、FPM と PAM ミラーの法線ベクトル n_{AZ} 、 n_{EL} の xyz 座標系における成分を示す。これらのベクトルは、入射方向の解析、角度制御データの作成、偏光方向、姿勢角等の解析に利用される。備考欄の角度の数値は設計値である。製作公差等により実際の値は多少異なるが、その差は小さく角度センサのバイアス補正などで対処できるため、設計値を用いて特に問題になることは無く実用上十分な精度で解析及び運用に供することができる。ジンバルミラーの法線ベ

第5表 LCE 内光センサまでの光伝送効率

受信光の偏光	P 偏光				S 偏光		
	光センサ	CCD	QD-A	QD-B	APD	CCD	QD-A
伝送効率(dB)	-11.31	-8.16	-7.29	-10.09	-18.58	-7.88	

P 偏光：光学部ベースプレートに平行な偏光 S 偏光：P 偏光に垂直な偏光



第6図 LCE 光学部座標系

クトルの導出を付録 A1 に示している。

LCE における光の入射方向，出射方向，偏光方向，内部光学系の光センサ視野と外部空間との対応関係等を上記のベクトルを利用して以下に示す。CCD 光学系の光軸は，主光学系と同様にベースプレートから $\theta_c = 9^\circ$ 傾いている。CCD センサで検出された CCD 光学系における光の入射方向が (θ_x, θ_y) であったとき，LCE 座標系における方向ベクトル β_{CCD} は次のように表される。

$$\beta_{CCD} = (1 + \tan^2 \theta_x + \tan^2 \theta_y)^{-1/2} \cdot [(\cos \theta_c - \sin \theta_c \tan \theta_y) i + \tan \theta_x j - (\sin \theta_c + \cos \theta_c \tan \theta_y) k] \quad \dots\dots(1)$$

ここで， i, j, k は，それぞれ x, y, z 軸方向の単位ベクトルである。このとき LCE に対する入射方向 α_R はジンバルミラーの法線ベクトル n_G を用いて，付録 A2 に示した入射方向と出射方向との関係から

$$\alpha_R = \beta_{CCD} - 2(\beta_{CCD} n_G) n_G \quad \dots\dots(2)$$

と求められる。ここで， $(\alpha\beta)$ はベクトル α と β の内積を表す。

LCE 受信方向が α_R のとき OB 部への入射方向 β_R を求める場合，反射面が 4 個あることから次の一連の式を計算すればよい。

$$\beta_{R1} = \alpha_R - 2(\alpha_R n_G) n_G \quad (3.1)$$

$$\beta_{R2} = \beta_{R1} - 2(\beta_{R1} n_{BS}) n_{BS} \quad (3.2)$$

$$\beta_{R3} = \beta_{R2} - 2(\beta_{R2} n_{AZ}) n_{AZ} \quad (3.3)$$

$$\beta_R = \beta_{R3} - 2(\beta_{R3} n_{EL}) n_{EL} \quad (3.4)$$

逆に，LCE 座標系における送信方向 β_T が与えられたときの OB 部からの送信方向 α_T は，上式で α_R を β_T に， β_R を α_T に置き換えれば求めることができる。

OB 部入射光の偏光方向を β_p とすると，それに対応する LCE 入射光の偏光方向 α_p は各反射面での偏光方向の変化を順次求めていけばよく，次式で与えられる。

$$\beta_{p1} = -\beta_p + 2(\beta_p n_{EL}) n_{EL} \quad (4.1)$$

$$\beta_{p2} = -\beta_{p1} + 2(\beta_{p1} n_{AZ}) n_{AZ} \quad (4.2)$$

$$\beta_{p3} = -\beta_{p2} + 2(\beta_{p2} n_{BS}) n_{BS} \quad (4.3)$$

$$\alpha_p = -\beta_{p3} + 2(\beta_{p3} n_G) n_G \quad (4.4)$$

β_p を x 方向の単位ベクトルとし， n_{EL}, n_{AZ}, n_G で回転角を 0 とすれば， α_p は LCE への基準入射偏光方向となる。LCE の xyz 座標系と地上座標系との関係を用いれば，地上送信点における基準偏光方向がわかる。簡単な計算の結果，OB 部入り口においてベースプレートに平行な偏光方向に対応する地上送信ビームの偏光方向は，LCE を指向している地上送信ビームの後方より見たとき鉛直方向より約 17.8° 左に傾いた方向となる。

LCE の光センサは結像光学系に組み込まれており，その光学系へ入射する光の方向を検出する機能を持っている。LCE に入射する光はジンバルミラー等の反射面を経由してセンサ光学系に達するので，そのセンサの出力が外部空間のどの方向に対応するのか明らかにしておくことは重要である。また，ジンバルを駆動したとき外部空間でどのような方向を指向することになるのか明らかにしておく必要がある。

光センサが反射面を介して設置されているとき，そのセンサ出力をもとに反射面に達する以前の入射方向を求める場合がある。反射する前の方向と後の方向とは鏡対称の関係が成り立つので，それぞれの視野を定義する二次元座標の単位ベクトルに対して付録 A2 に示した入射方向と反射方向の変換関係をそのまま用いることができる。一方，ジンバルの回転角と外部空間での指向方向

第6表 LCE 内光学素子の法線ベクトルの成分

		x 成分	y 成分	z 成分	備 考
ジンバルミラーの 法線ベクトル	n_G	$\sin\theta_{EL}\sin\theta_x\cos\theta_y$ $+\sin\theta_{AZ}\cos\theta_{EL}\sin\theta_x$ $+\cos\theta_{AZ}\cos\theta_{EL}\cos\theta_x$ $\sin\theta_y$	$\sin\theta_{EL}\sin\theta_x\cos\theta_y$ $-\sin\theta_{AZ}\cos\theta_{EL}\cos\theta_x$ $+\cos\theta_{AZ}\cos\theta_{EL}\sin\theta_x$ $\sin\theta_y$	$-\sin\theta_{EL}\sin\theta_y$ $+\cos\theta_{AZ}\cos\theta_{EL}\cos\theta_y$	$\theta_y=48.845^\circ$ $\theta_x=-5.962^\circ$
BS* の法線ベクトル	n_{BS}	$-2^{-1/2}\cos\theta_c$	$-2^{-1/2}$	$2^{-1/2}\sin\theta_c$	$\theta_c=9^\circ$
FPM, PAM の AZ 軸, EL 軸回転ミラーの 法線ベクトル	n_{AZ}	$-\sin(\theta_{a0}+\theta_{FAZ})$	$\cos(\theta_{a0}+\theta_{FAZ})$	0	$\theta_{a0}=135^\circ$
	n_{EL}	$\cos\theta_{e0}\cos\theta_{FEL}$	$\cos\theta_{e0}\sin\theta_{FEL}$	$\sin\theta_{FEL}$	$\theta_{e0}=45^\circ$

* CCD センサの前のビームスプリッタ

θ_{AZ} : ジンバル AZ 軸回転角; θ_{EL} : ジンバル EL 軸回転角, θ_{FAZ} : FPM, PAM の AZ 軸回転角, θ_{FEL} : FPM, PAM の EL 軸回転角

の関係は、第6表に示した法線ベクトルを回転角に関して微分して得られるベクトルで与えられる。即ち、AZ 軸回りにジンバルを回転させたとき指向方向の変化を表すベクトル β_{AZ} は次式で与えられる。

$$\beta_{AZ} = -2(\mathbf{a}_0 dn_G / d\theta_{AZ})n_G - 2(\mathbf{a}_0 n_G)dn_G / d\theta_{AZ} \dots\dots(5)$$

このとき β_{AZ} の大きさは駆動角度に対する指向方向変化の割合を示している。EL 軸回りに回転させる場合も、同様に θ_{EL} に関して微分して求めればよい。

LCE から CRL 地上光学局を見た視線方向、軌道面に水平な方向、及びこれらの二方向に垂直な方向で構成される座標系 vhp を定義する。この座標におけるジンバル回転角に対する指向方向の変化、CCD 視野座標、FPM, PAM 指向方向の変化、QD-A, B センサの視野座標を模式的に第7図に示す。方向や座標軸の極性は光センサ出力、角度センサ出力に一致するようになっている。ジンバルの二つの軸回りの回転に対して、指向の変化方向は直交していない。また、CCD の視野軸とも完全には対応していないこともわかるが、追尾制御上は問題にならない程度のずれである。ジンバル AZ 軸回転角に対する指向方向の変化の比率は約 1.3、EL 軸については約 2.0 である。FPM, PAM 指向方向の変化、QD-A, B センサの視野座標の二軸は外部空間でも直交しており、また、独立した二軸とも指向方向の変化する軸と視野軸とは同一の方向に沿っている。FPM の AZ 軸回転角に対する指向方向の変化の比率は 2 であり、EL 軸に対しては $2^{1/2}$ である。CCD の視野軸と QD-A, B センサの視野軸との間には、角度にして 9° のずれがある。

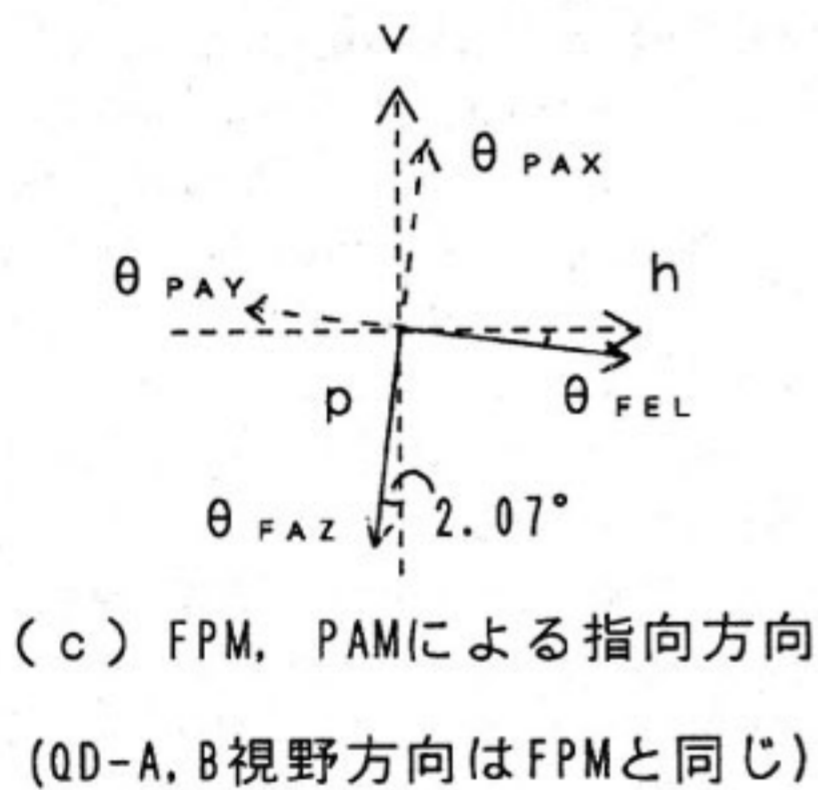
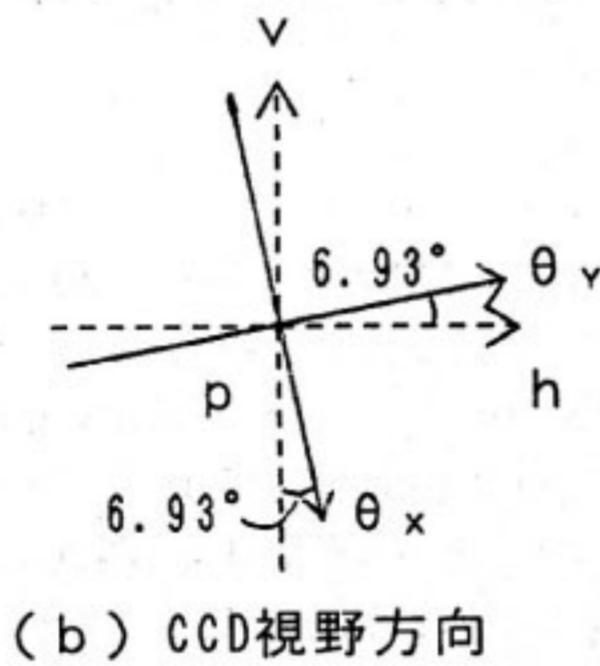
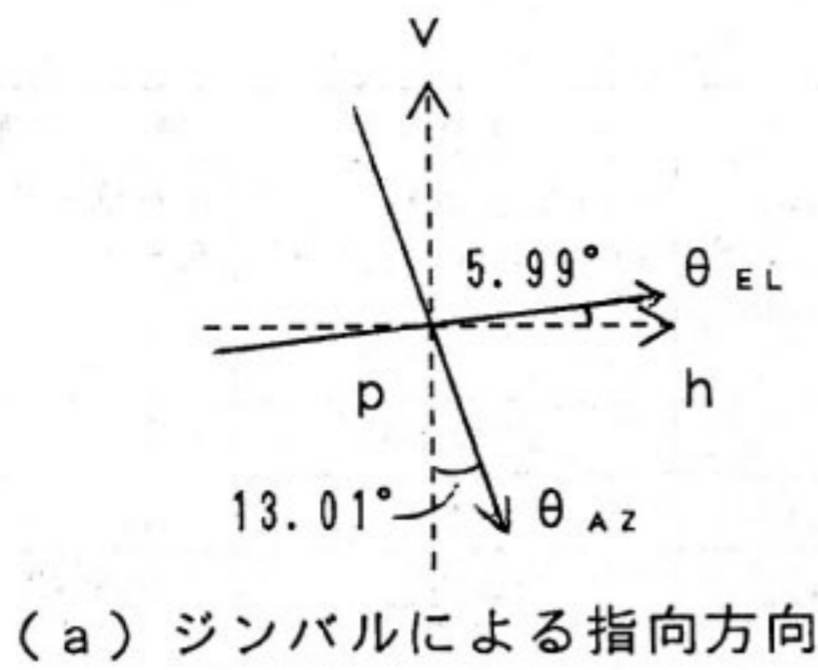
3.2 送受信光ビームの特性

搭載している送信用光源は、発振波長が $0.83\mu\text{m}$ 帯の AlGaAs 系半導体レーザである。ピーク出力 30 mW で駆動している。偏光方向が直交している二系統を備え

ており、偏光ビームスプリッタで同一光軸上にアライメントしている。また、1/4 波長板で円偏光に変換した後送信している。内部光学系におけるビーム径は約 5 mm である。望遠鏡によってそれが 15 倍に拡大されるとともに、望遠鏡の 75 mm 径の開口によって端がけられている。光学素子による多重反射光、開口による回折などの影響で実際のビームの横方向二次元分布には干渉パターンが生じている。不要波の電力割合は小さくとも、振幅で干渉するため強度分布には無視できない影響を与える。例えば、電力にして 3% 程度の不要波しか含まれていなくとも、強度パターンには最大 $\pm 35\%$ 程度の凹凸が生じ得る。主要波だけが遠方に到達するので実際上は問題にならないが、近傍でのビーム測定に対して精度を悪化させる大きな要因である。また、LD コリメータ光学系の調整の限界から、完全な円形ビームパターンではなく多少楕円形になっている。

開口面上の光強度分布だけからは実際の遠方界がどのようなになるか推定することは困難なので、LCE 総合試験の一環として ATR 所有の自由空間レーザ伝送シミュレータを利用して送信光ビームの遠方界パターンを測定した⁽²⁰⁾⁽²¹⁾。第一系統の光源 LD-1 についての測定結果を第8図に示す。遠方界パターンは楕円率が約 3:2 の楕円形パターンになっているが指向性利得の最大値は 104.6 dB であり、当初の設計値 105.5 dB に対して僅かに低くなっているが実験上許容できる値である。なお、測定誤差としては 1 dB 以下が見積もられている。

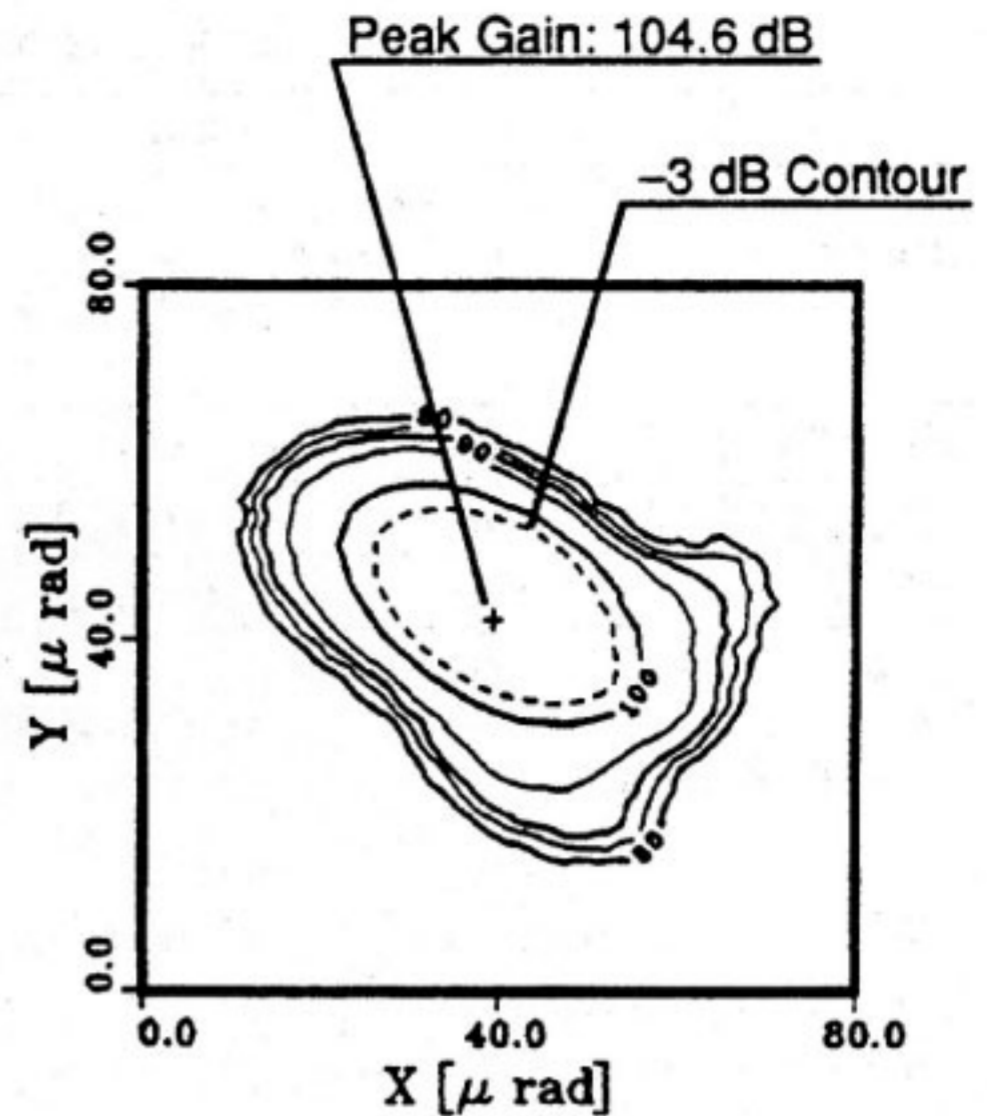
搭載している LD は発振波長の半値幅が 0.1 nm 以下のコヒーレントな光源であるが、LD の温度によって波長が変化しその割合は約 $0.2\text{ nm}/^\circ\text{C}$ である。一方、大気層に含まれる水蒸気分子は $0.82\mu\text{m}-0.84\mu\text{m}$ 帯に多くの強い吸収線を持っており⁽²²⁾、LD の波長がこれらの吸収線に一致した場合地上には殆ど LD 光が到達しなくなり、見かけ上 LD の発振が停止したようになって



第7図 可動ミラーの指向方向の変化, 光センサの視野方向
ジンバル回転角 (θ_{AZ} , θ_{EL}), CCD 角度出力 (θ_X , θ_Y), FPM ミラー回転角 (θ_{FAZ} , θ_{FEL}), PAM
ミラー回転角 (θ_{PAX} , θ_{PAY})

てしまう。宇宙空間では大気が存在しないためこのようなことは起こり得ないが、地上-衛星間では注意しておく必要がある。

信号光として LCE に入射する光の波長は、背景光の入力を制限する光狭帯域フィルタによって 514.5 nm を中心とする幅数 nm の範囲に限られている。従って、波長 532 nm の Nd:YAG レーザ第二高調波は受け付けられない。到来光は地表面上の大気層によって受ける強度



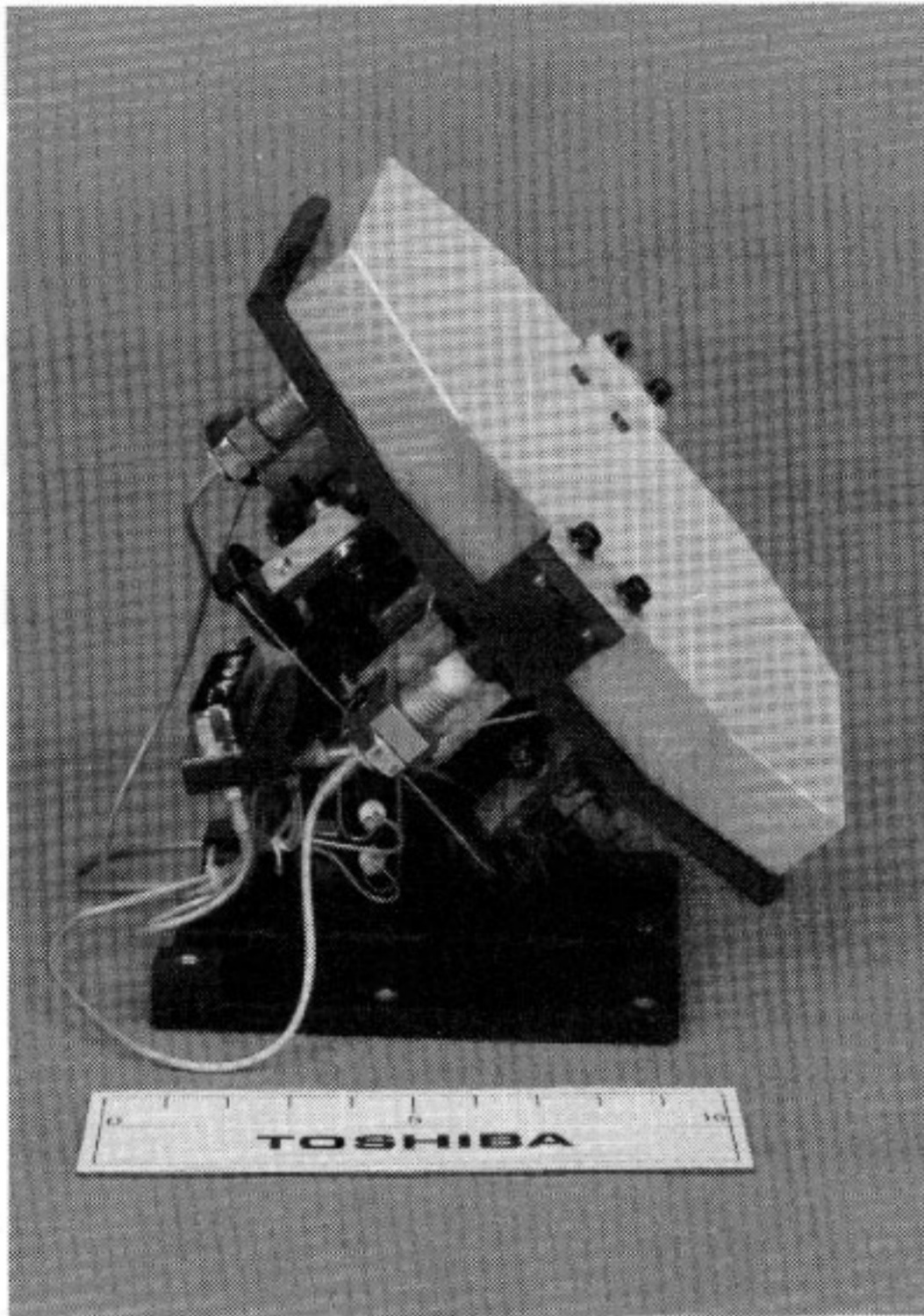
第8図 LCE 送信光ビームの FFP の例

変動を伴っている。強度変動の原因は、光路上の吸収・散乱粒子密度の時間変化、屈折率変動によるビーム曲がり、ビーム散らばり等である。伝搬距離が約 37,400 km と非常に長いので、受信光は平面波とみなすことができる。また、大気層による地上送信点の見かけ上の位置変化(到来方向の変化)は大気層が伝搬距離に比べて非常に薄いので無視できる。従って、LCE で検出される到来方向変化は、LCE 或いは ETS-VI の姿勢変化等機械的な影響によるものである。望遠鏡を通ったあとの内部光学系においては、方向変化は望遠鏡の倍率分だけ大きくなり外部での 15 倍になる。

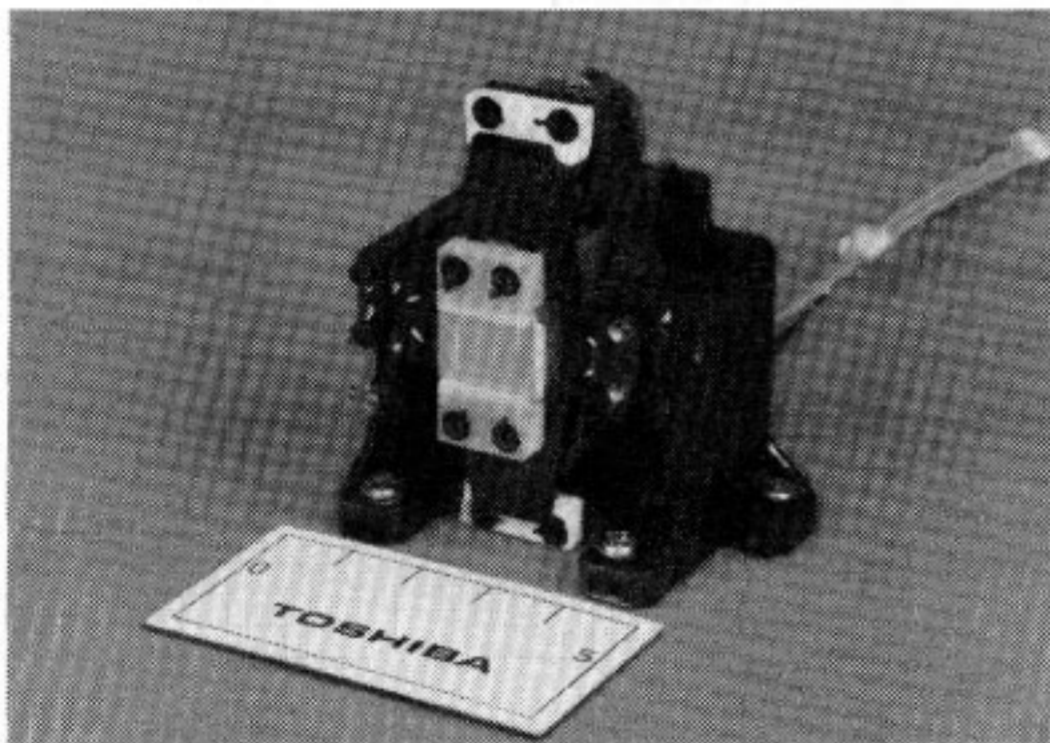
受信信号としては、CW (無変調), 315 Hz の正弦波または矩形波, 8 kHz の正弦波または矩形波, 1.024 Mbps の一定符号とマンチェスタ符号のオンオフ変調波などがあり、実験や計測の種類によって変化する。また、行われている光変調の種類には (a) 強度変調 (b) 偏光変調 があり、さらにこれらの組み合わせも用いられる。偏光状態の種類には (a) 直線偏光, (b) 直線偏光で偏光方向が低速で回転しているもの, (c) 円偏光 があり、実験内容によって適当なものを選択される。

3.3 捕捉・追尾系⁽²³⁾⁻⁽²⁶⁾

第4図に示す光学系ブロック図の中で、捕捉追尾系は、2軸ジンバル(角度センサを含む)、粗追尾センサ(CCD)、ジンバル駆動制御回路、精追尾機構 FPM (角度センサを含む)、精追尾センサ(QD)、および FPM 駆動制御回路で構成される。LCE の2軸ジンバルのアクチュエー



第9図 LCE 2軸ジンバルの外観図



第10図 精追尾機構 (EL 軸) の外観図

タとしては、制御性及び応答性の観点から、永久磁石と電磁石を用いたムービングコイル型アクチュエータを採用した。ミラーの支持には、摩擦、摩耗が無く微小角の揺動に適したバネ弾性による軸受、いわゆるフレキシブルピボットが用いられている。角度センサには測定角度範囲が小さいことから渦電流式変位計を用い、ミラーベースとの距離を測定し角度に換算する方法を採った。

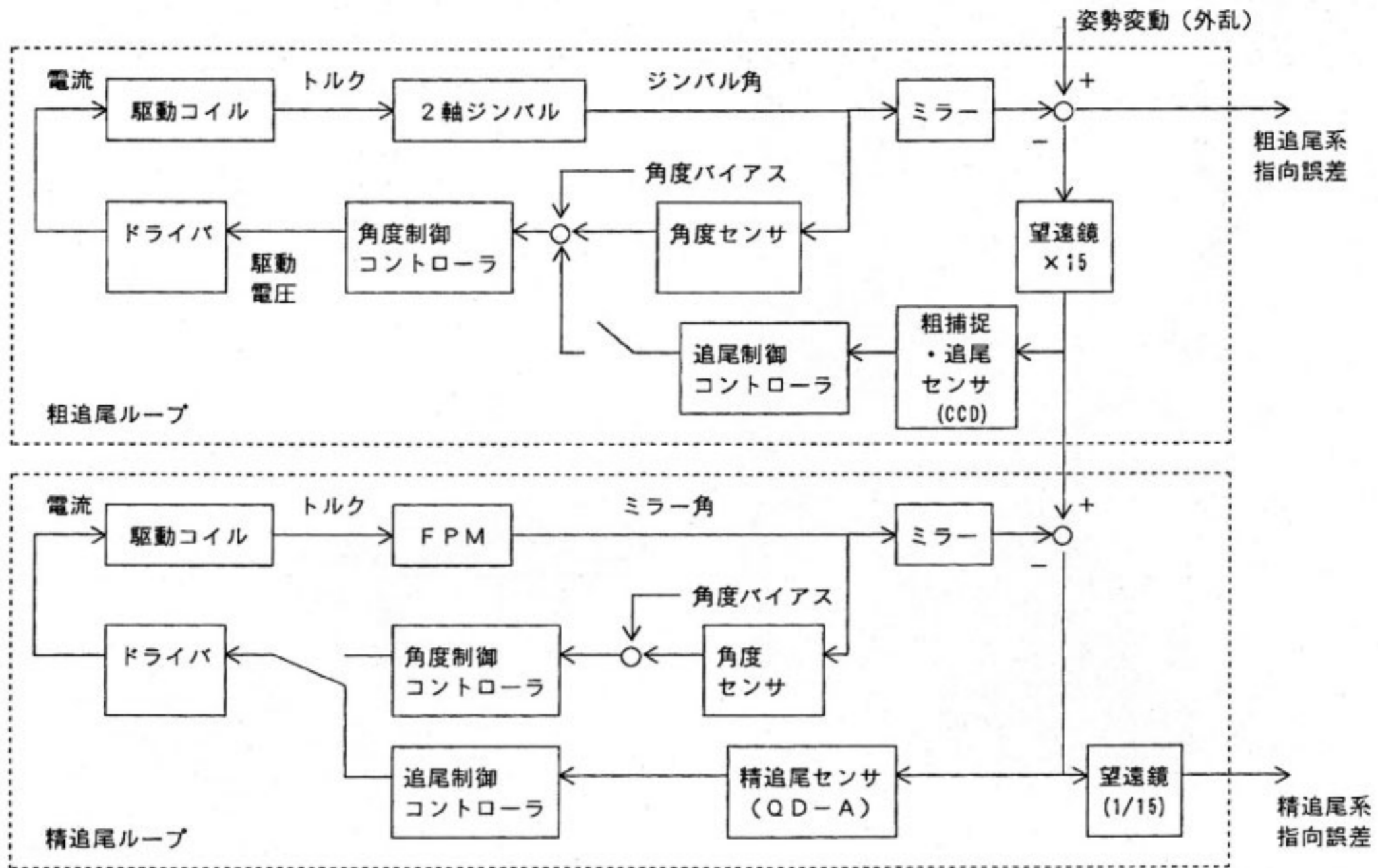
第7表 捕捉・追尾系の諸元

粗捕捉・追尾系 (2軸ジンバルミラー駆動機構とCCD光センサ)		
2軸ジンバル	アクチュエータ方式	ムービングコイル型
	ミラー支持方式	フレキシブルピボット
	ミラー駆動範囲	±0.75 deg 以上
	角度センサ	渦電流式変位計
	角度設定分解能	0.01 deg
制御系	粗捕捉・追尾センサ	エリアCCD
	受信光波長	0.5145 μm
	受信光レベル	-83.5 dBm
	センサ視野角	±0.229 deg
	角度検出分解能	AZ:0.0016 deg EL:0.0019 deg
	制御帯域幅	2 Hz (追尾モード) 10Hz (角度制御モード)
粗追尾精度	±0.007 deg (各軸3σ)	
精追尾系 (2軸独立駆動機構と4象限光検出器)		
ジンバル機構	アクチュエータ方式	ムービングコイル型
	ミラー支持方式	フレキシブルピボット
	ミラー駆動範囲	±0.1 deg 以上
	角度センサ	渦電流式変位計
	角度設定分解能	0.002 deg
制御系	精追尾センサ	Si-PD QD
	受信光波長	0.5145 μm
	受信光レベル	-62dBm
	センサ視野角	0.023 deg
	精追尾範囲	±0.023deg
	制御帯域幅	AZ:300Hz EL:450Hz
精追尾精度	±0.000115 deg 以下	

第9図に2軸ジンバルの外観図を示す。FPMのアクチュエータ方式は2軸ジンバルと同じムービングコイル方式である。FPMは、AZ軸、EL軸それぞれの2軸独立走査方式であり、1.5cm角程度の小型ミラーを高速に駆動する。第10図にFPMの外観図を示す。

第7表に捕捉・追尾系の諸元を示す。制御ループの設計は、LCEへの外乱となる衛星本体姿勢変動の評価結果を基にしている。主要な外乱要因は、姿勢制御、太陽電池パドルの駆動、KSAアンテナの駆動、リアクションホイールトルクリップル、アンローディング、柔軟モード振動、スラスト駆動等である。第11図に捕捉・追尾制御系の機能ブロック図を示す。捕捉追尾系は次の4種類の制御ループから構成されている。(1)2軸ジンバルの角度センサを用いる角度制御ループ、(2)粗追尾センサ(CCD)を用いる粗追尾ループ、(3)FPMの角度センサを用いる角度制御ループ、(4)精追尾センサ(QD)による精追尾ループである。このような制御ループを備えておくことにより、様々なデータ取得の可能性、実験の柔軟性を保っている。

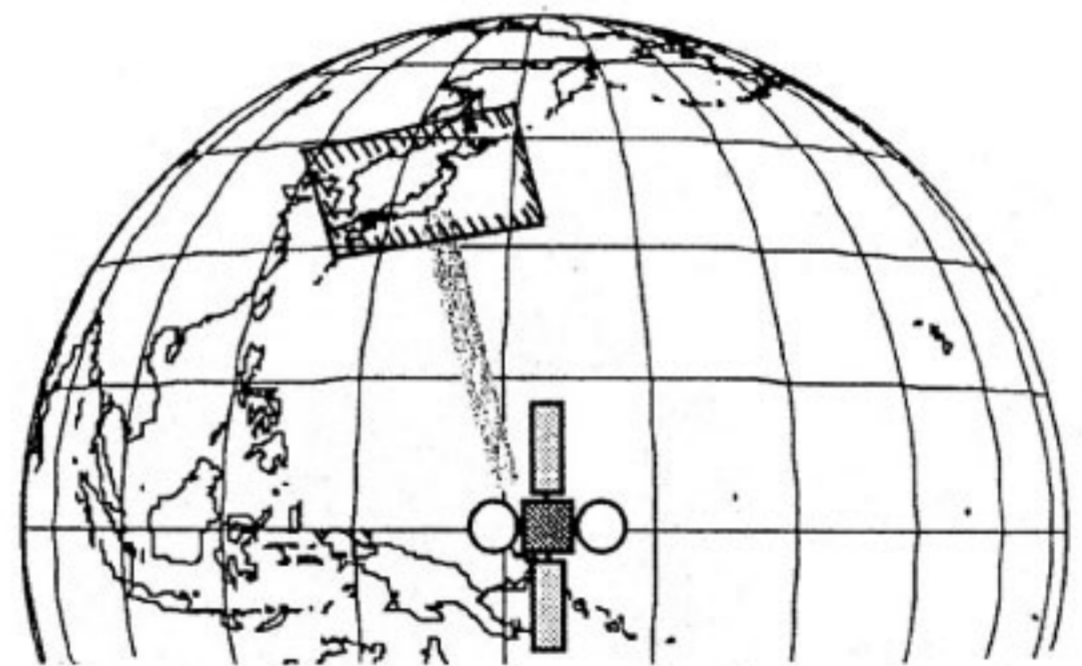
捕捉追尾系には固定モードと自動追尾モードとがあり、これらはコマンドによって切り換えられる。固定モードとは、角度制御ループだけが機能している状態であり、



第11図 捕捉・追尾制御系の機能ブロック図

バイアス角度を与えてミラー角度を変えることができる。自動追尾モードは、光を受信しているときに追尾用センサから出力される角度誤差信号を零にするようにミラー角度を自動的に制御する追尾ループが機能している状態である。光が受信されていないときあるいは検出感度より光量が低下したときは、角度制御ループが機能しミラー角度は予め設定されていたバイアス角度になるように制御される。また、光量が回復すれば自動的に追尾ループに切り換わる。この切り換わりに要する時間は、1 msec以内である。なお、捕捉追尾系の初期状態は固定モードであり、粗追尾系、精追尾系とも角度制御ループが機能する。

捕捉追尾に関する実験では種々の実験条件を設定するために、捕捉の初期段階で CCD で検出された光スポットの位置を別の位置に移動させたり、粗追尾を行わずに光を精追尾センサに入射させ精追尾ループを動作させる場合がある。このような場合に必要となるのがジンバルの制御であるが、以下に示すような方法で行うことができる。CCD 光学系における光の入射方向が β_{CCD} であるとき、LCE に対する入射方向は式(2)の α_R であたえられる。この状態から光スポット位置を別の場所、例えば (θ'_x, θ'_y) に移動させるためには、式(1)と同様にして β'_{CCD} を計算し、ジンバルの法線ベクトルが



第12図 2軸ジンバルによる指向制御範囲

$$n'_G = (\beta'_{CCD} - \alpha_R) / |\beta'_{CCD} - \alpha_R| \quad \dots\dots(6)$$

となるようなジンバル AZ, EL 角を指定すればよい。 n'_G をジンバル座標系で表し

$$n'_G = n_x i_G + n_y j_G + n_z k_G \quad \dots\dots(7)$$

とすると

$$\theta_{EL} = \sin^{-1}(n_z), \theta_{AZ} = \sin^{-1}(n_y / \cos \theta_{EL}) \quad \dots\dots(8)$$

で与えられる。

また、国内の実験観測施設や移動光学局を指向するなど任意の方向にジンバルを指向させる場合、CCD 光軸

方向を β_0 , その場所の位置ベクトルを r_p とすると上と同様にジンバルの法線ベクトルが

$$n_{GP} = (\beta_0 - \alpha_{RP}) / |\beta_0 - \alpha_{RP}|, \quad \dots\dots (9.1)$$

$$\alpha_{RP} = -r_p / |r_p| \quad \dots\dots (9.2)$$

となるようにジンバル AZ, EL 角を指定すればよい. 第12図に LCE の 2 軸ジンバルによる指向制御範囲を模式的に示す.

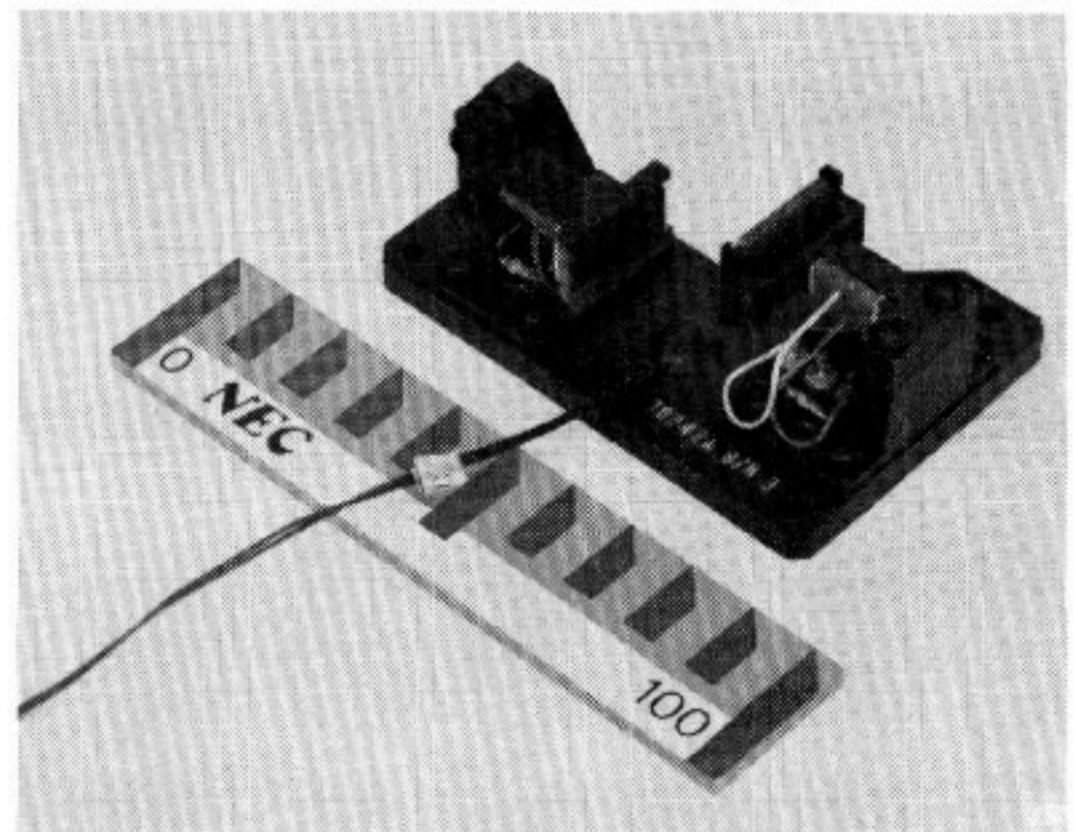
3.4 光行差補正系⁽²⁷⁾⁽²⁸⁾

光は有限の伝搬速度 (約 3×10^8 m/sec) を持っているため, 高速の移動体間で鋭い光ビームを用いたリンクを構成するには, 送信ビームが伝わる間に生じる送信局と受信局の相対的な動きを見越して予想される方向にビームを向けなければならない. 慣性空間で回転している地球中心座標系では地上局, 静止軌道上の LCE の位置は相対的に固定されているが, 一旦送出された光は慣性空間を直進するためこのような光行差補正が必要である. 地上局-LCE 間では約 $17 \mu\text{rad}$ の大きさの補正が, 精追尾時の受信方向に対して必要である.

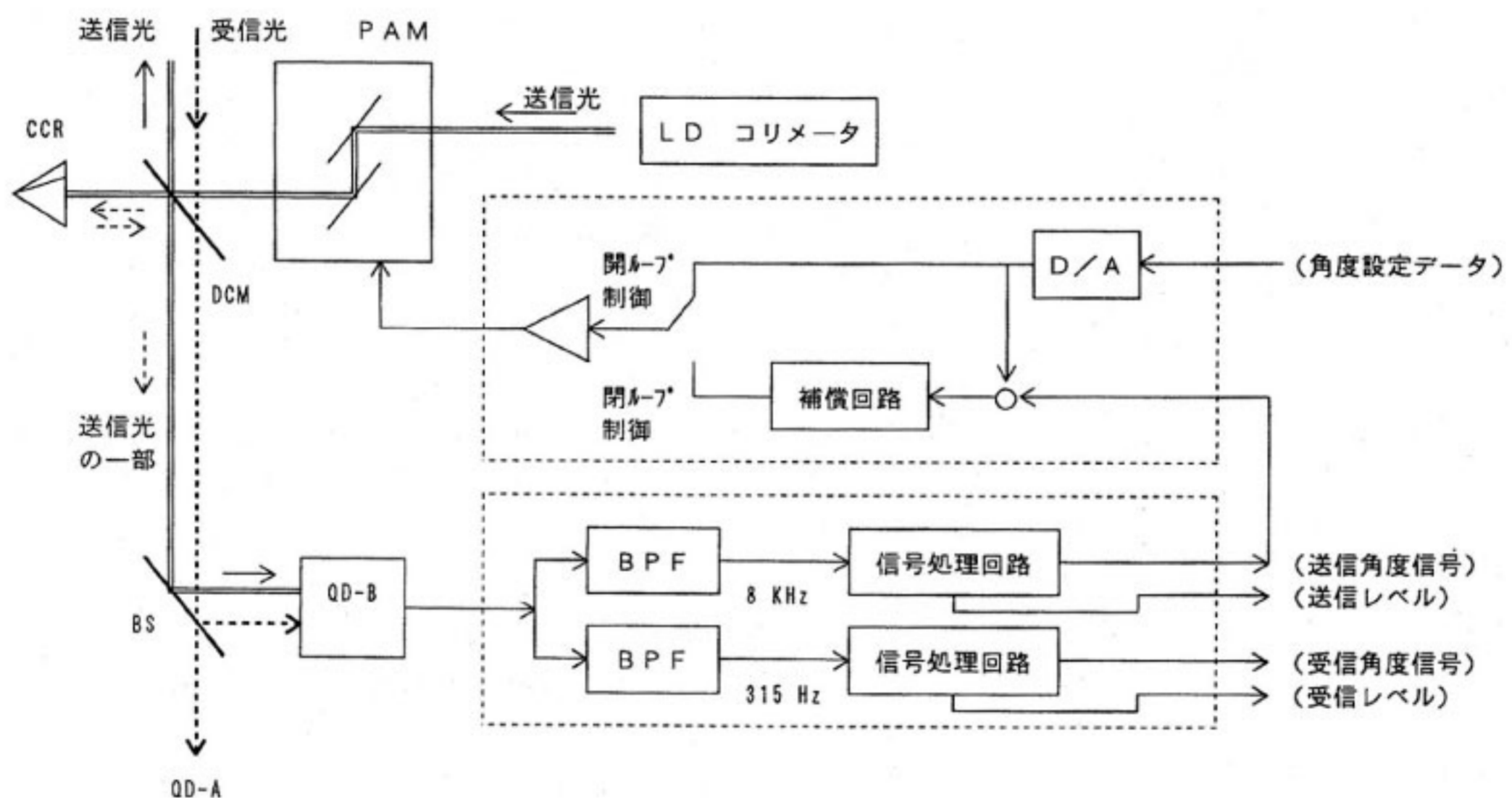
LCE では, 第 13 図に示すような構成の光行差補正系を備えている. 光行差補正を行うには, 送受信ビーム間の光軸角度差を知ることが必要である. 地上局からの受信ビームと, ダイクロイックミラー (DCM) で分離されコーナキューブリフレクタ (CCR) から反射する LCE 送信ビームの一部を同一の QD で受信する. 送受信ビームのそれぞれの指向角度のモニタが常時可能となるように, 送受信ビームそれぞれに重畳された互いに異なる変調信号 (送信では $f_d = 8 \text{ kHz}$, 受信では $f_u = 315$

Hz) を検波する方式を採用している. この変調信号は 10-20% 程度の浅い強度変調を主信号に重畳したものである.

光行差補正機構は, 指向角の高分解能性や装置全体の小型軽量化を考慮し, 積層圧電アクチュエータを用いたミラー駆動機構 2 台により構成され, AZ, EL 各々方向毎に送信ビームの指向方向を制御するように配置されている. 第 14 図にその外観図を示す. アクチュエータへの印加電圧を直接与える開ループ制御と, QD-B の角度出力信号と地上からの設定角度信号とが一致するように印加電圧を与える閉ループ制御とがある. 開ループ制御では駆動範囲が大きいこと, 閉ループ制御では安



第14図 光行差補正機構の外観図

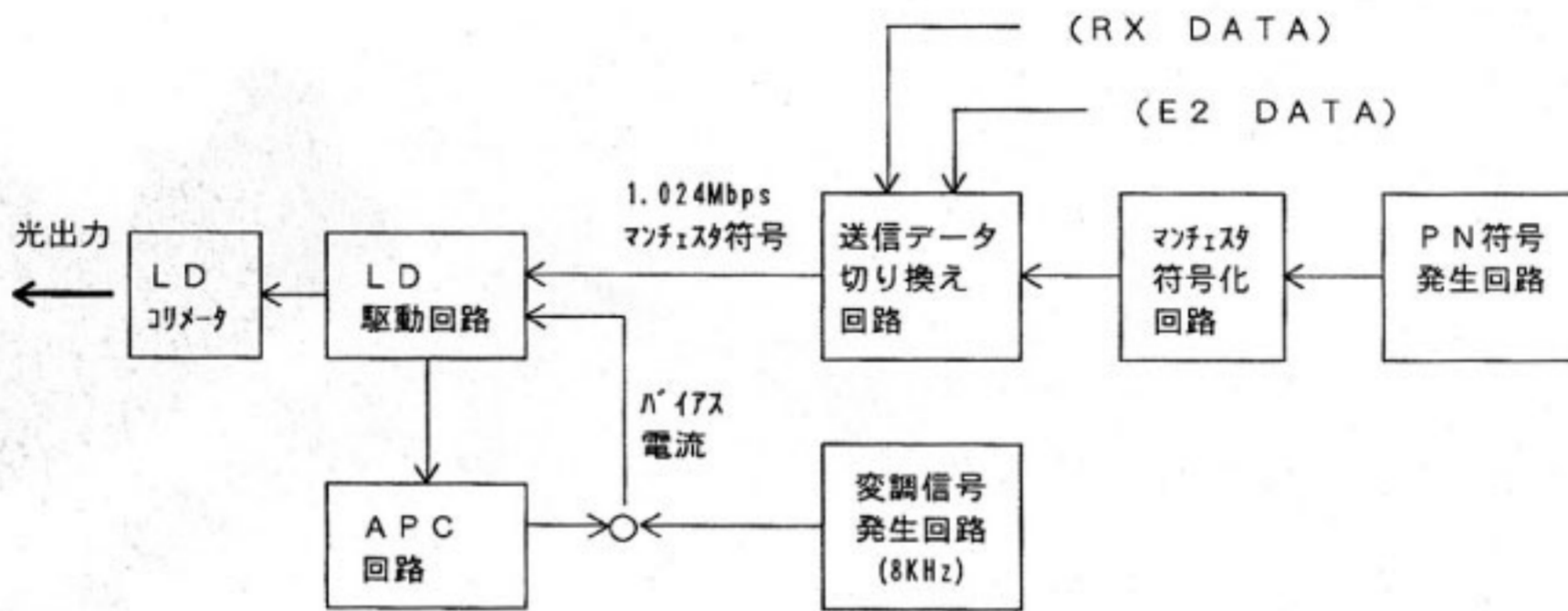


第13図 光行差補正系の機能ブロック図

第8表 光行差補正系の諸元

駆動機構	アクチュエータ方式	積層圧電素子(Multi-Layered PZT)	
	ミラー駆動方式	2支持点の相対変位による偏向	
	PZT印加電圧範囲	0~130 V	
制御系	角度センサ	Si-PD QD	
	受信波長	0.83 μm	
	角度センサ視野角	±0.6 mrad	
	制御帯域幅	1.6 Hz	
	角度調整分解能	2 μrad	(x方向)*
		1.4 μrad	(y方向)*
送信ビーム角度調整範囲	0.35 mrad max.	(x方向)*	
	0.25 mrad max.	(y方向)*	

* x方向はPPMのAZ回転方向、y方向はEL回転方向に対応する。



第15図 光変調系の機能ブロック図

定した駆動ができるという特徴がある。第8表に光行差補正系の諸元を示す。

LCE座標系である時刻における送信ビーム指向方向を β_r とすると、光の伝搬時間での相対的な位置の移動を考慮にいて、

$$\beta_T = r_P / |r_P|, r_P = r + (v_G - v_S) \cdot |r| / c \quad \dots\dots(10)$$

一方、受信方向は

$$\alpha_R = -r_R / |r_R|, r_R = r - (v_G - v_S) \cdot |r| / c \quad \dots\dots(11)$$

で与えられる。ここで、 r は LCE 座標系での地上局の位置ベクトル、 v_G, v_S はそれぞれ地上局と衛星の速度ベクトル、 c は光速である。また、式の導出に際しては $|v_G - v_S|$ は約 2.6 km/sec であり、 $|v_G - v_S| / c \ll 1$ が成り立つことを利用している。式(10), (11)より光行差補正分は $\Delta P_A = \beta_T + \alpha_R$ である。また、OB部出口における補正分 $\Delta \alpha$ は以下の式から求められる。

$$\Delta \beta_1 = \Delta P_A - 2(\Delta P_A n_G) n_G \quad \dots\dots(12.1)$$

$$\Delta \beta_2 = \Delta \beta_1 - 2(\Delta \beta_1 n_{BS}) n_{BS} \quad \dots\dots(12.2)$$

$$\Delta \beta_3 = \Delta \beta_2 - 2(\Delta \beta_2 n_{AZ}) n_{AZ} \quad \dots\dots(12.3)$$

$$\Delta \alpha = \Delta \beta_3 - 2(\Delta \beta_3 n_{EL}) n_{EL} \quad \dots\dots(12.4)$$

精追尾を行っているとき、OB部出口において精追尾光軸に対して $\Delta \alpha$ だけ方向を変えて送信することになる。QD-Bで検出されている方向に、送受信光軸誤差分を補正して指定することもできる。

3.5 光変復調系⁽²⁹⁾

第15図に光変調系の機能ブロック図を示す。LDの内蔵 Photo Diode を利用した APC (Automatic Power Control) 回路が組み込まれており、常に一定の光出力となるようバイアス電流が制御される。LDの変調信号としては 1.024 Mbps マンチェスタ符号を用い、次の3種類から選択できる機能を有する。(a) APDの復調信号 (RX データ)、(b) LCEで観測、測定したデータ (E2 データ: ビットエラーレート, 4QD出力, 姿勢変動, 受信レベルの変動データ等) 及び (c) LCE内部で発生した PN 符号 (PN データ) である。周波数 8 kHz, 変調度 20% 強度変調信号が重畳されており、地上受信側ではこの信号を検波して空間追尾用のピーコンとして利用することができる。第16図に光変調波形の例を示す。図に示してあるデータ列は、データ0は 0.96 μsec のタイムスロットのうち、その前半で光強度がピー

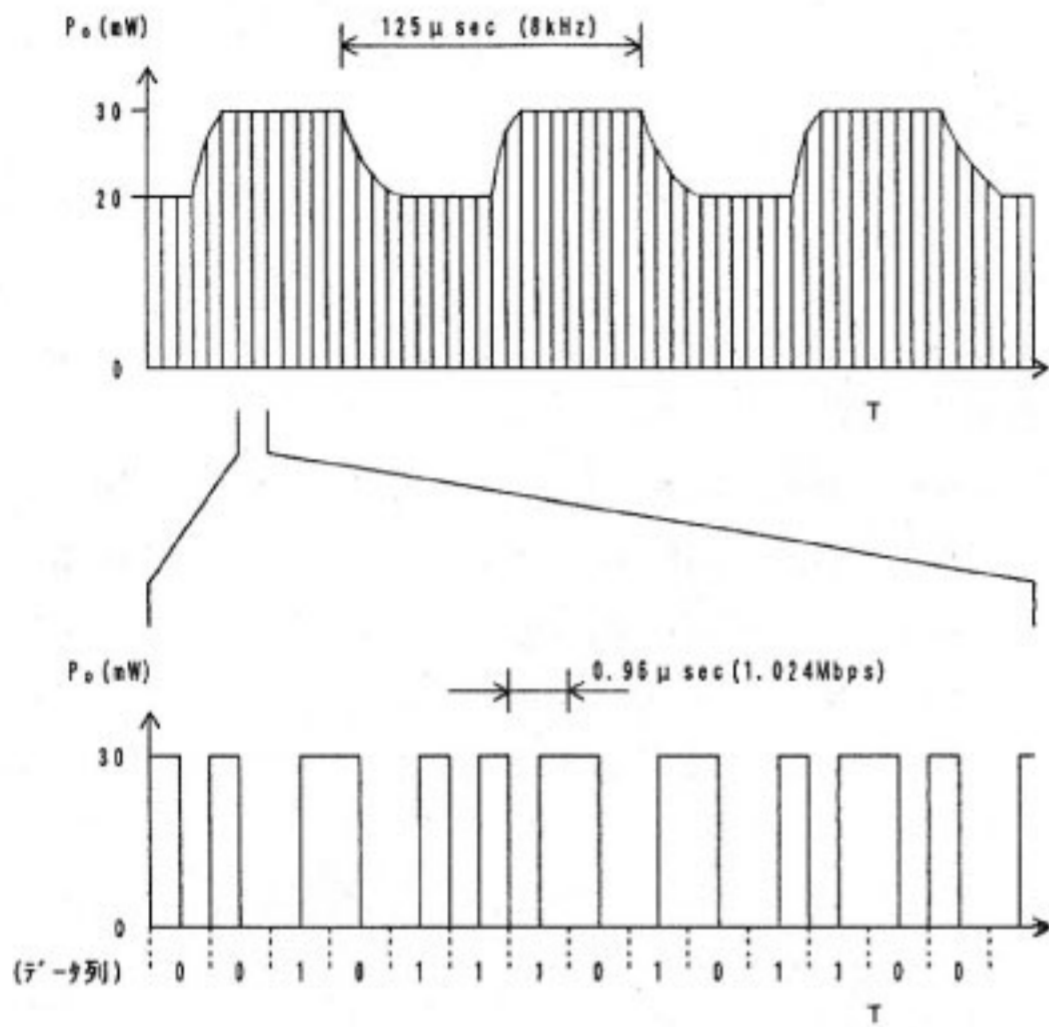
ク値となりその後半では0となる場合であり、データ1はその反対のパターンである。第17図にLD コリメータの外観図を示す。

第18図に光復調系の機能ブロック図を示す。実験項目により光検出器 APD のバイアス電圧の制御方法(APD の増倍特性を用いた自動利得制御, 固定バイアス制御等)を切り換える。光受信器では、主な機能として受信したデータを復調し光送信系へ送出する機能、復調時の符号誤りを検出しカウントする機能、受信した光レベルを測

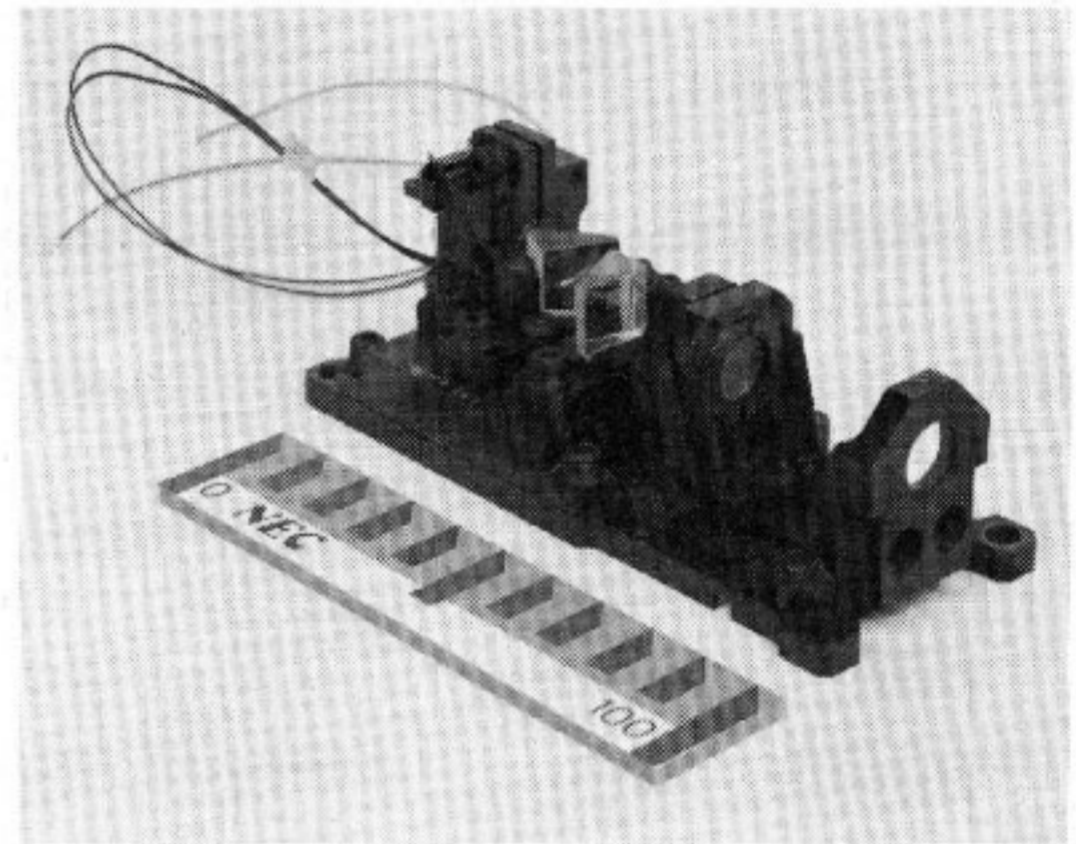
定する機能、受信ビームの偏光方向の偏差を測定する偏光面回転角検出機能を有している。第19図に APD 受信器ヘッドの外観図を示す。第9表に光変復調系の諸元をまとめている。

3.6 姿勢角検出機能

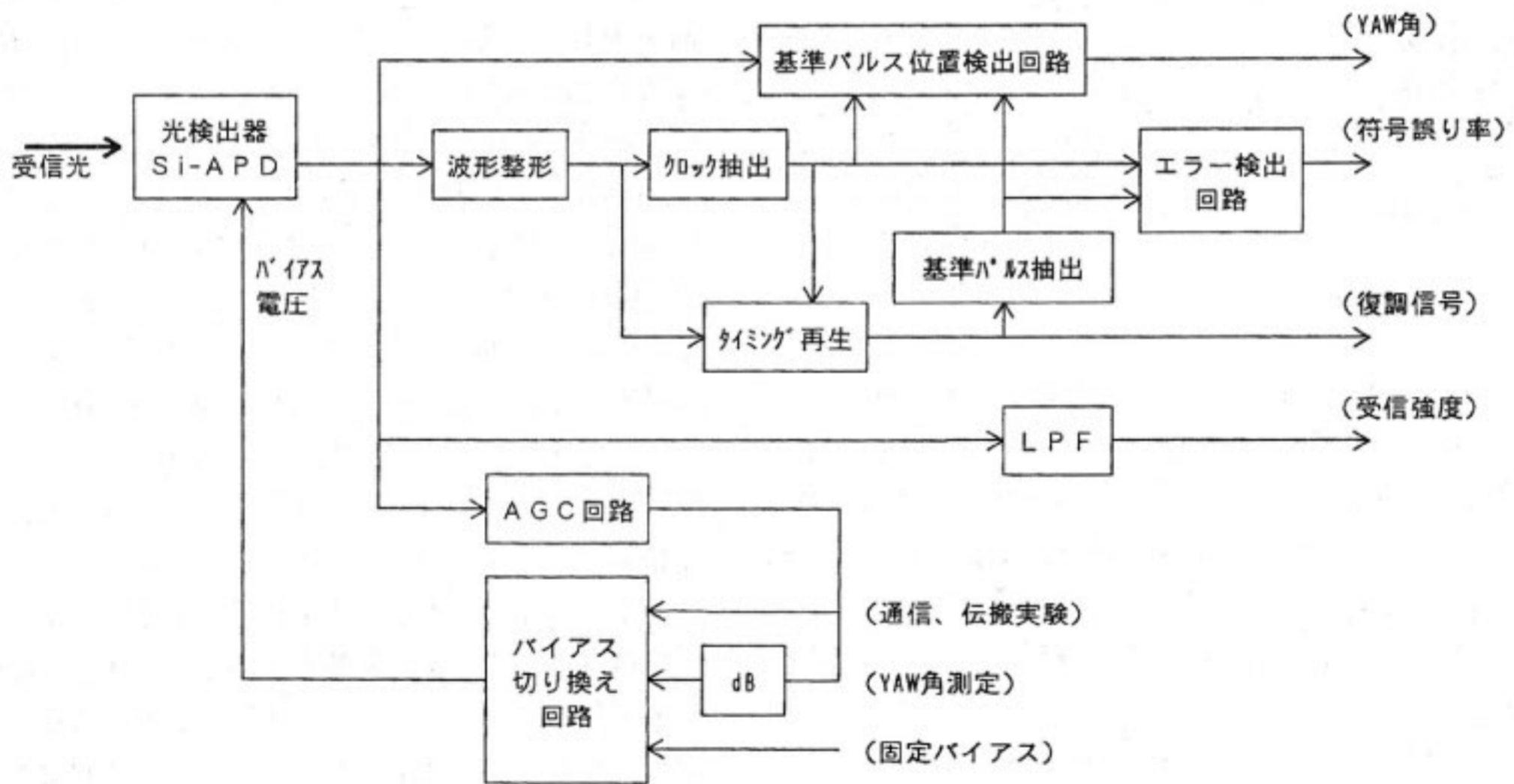
LCE の姿勢が変わると、ジンバルが固定のときは CCD センサの方向出力が変化し、自動追尾中のときはジンバルの角度が変わる。FPM, QD-A においても同様である。これらの光センサ出力、ミラー角度センサ出力を利用して LCE の姿勢を求めることができる。LCE では CCD で検出されるレーザ光スポット像の座標、APD 受信器で検出される受信光の偏光角をもとにして LCE



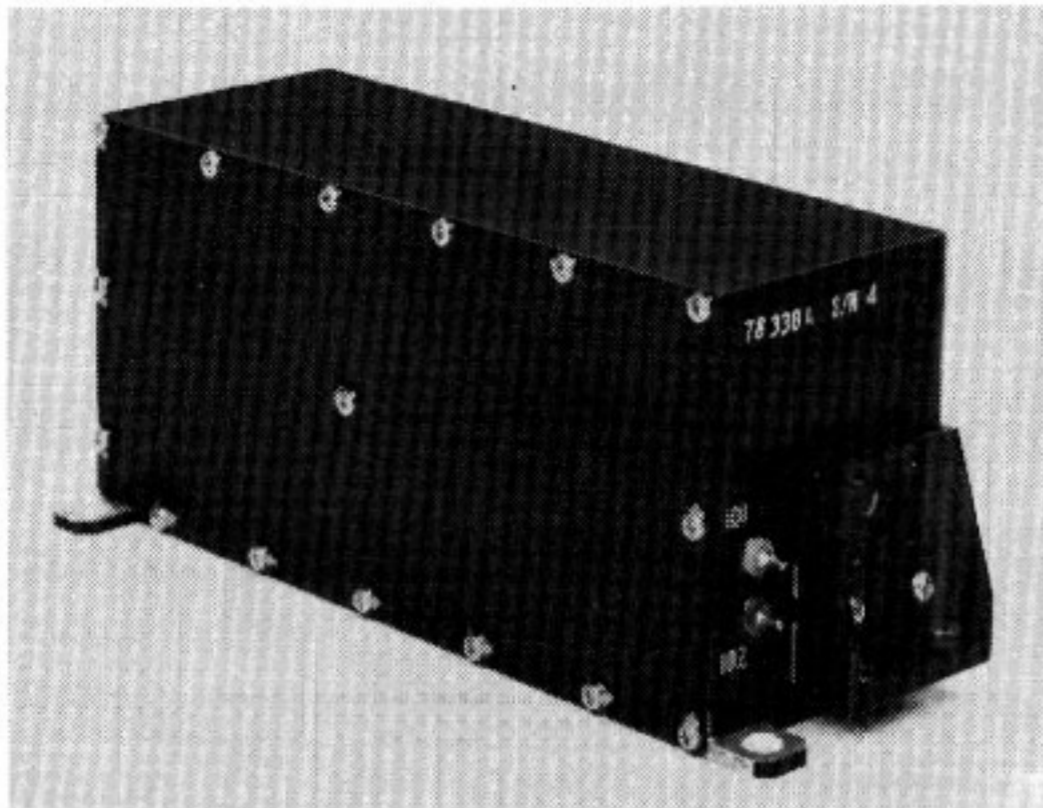
第16図 光変調波形



第17図 LD コリメータ外観図



第18図 光復調系の機能ブロック図



第19図 APD 受信器ヘッド外観図

第9表 光変復調系の諸元

変調系	
光源	AlGaAs Laser Diode (2系統:LD1,2)
送信光波長 @25°C	LD1:0.833 μm LD2:0.836 μm
半値幅	LD1:0.1 nm以下 LD2:0.1 nm以下
光出力レベル @OB部出口	LD1:10.3 dBm LD2:9.5 dBm
光信号データ伝送速度	1.024Mbps
光信号変調方式	パルス強度変調+低周波強度変調
伝送符号	マンチェスタ符号
伝送データ	PN/RX/B2(切り換え選択)
低周波強度変調周波数	8.00 kHz
低周波強度変調度	20 %
復調系	
光検出器	Si-APD (直接検出)
受信光波長	0.5145 μm
光信号データ伝送速度	1.024Mbps
伝送符号	マンチェスタ符号
光検出器視野角	0.2 mrad
誤り率検出範囲	10 ⁻⁸ ~10 ⁻⁷
受信感度	-62dBm @BER=10 ⁻⁸
受信光測定ダイミツケレンジ	20dB(-70dBm~-50dBm)
偏光角検出角度範囲	±3.4 deg (分解能 0.026 deg)

あるいは衛星姿勢の三軸成分の計測を行うことができる。また、精追尾駆動時における FPM 角度センサ信号の解析により高速で微小な姿勢変動の特性も測定できる。計測精度はヨー角が約 0.05°, ロール及びピッチ角が約 0.002° である。最終的な姿勢決定精度はジンバルミラー角度の安定性を始めとして種々の要因に依存しており、これに関する詳細な議論は本稿の趣旨から外れるので省略する。

LCE の姿勢が基準状態の時に期待される入射方向 α_0 は、CCD の光軸方向 β_0 、ジンバルミラーの基準法線ベクトル k_G (付録 A1 参照) を用いて、

$$\alpha_0 = \beta_0 - 2(\beta_0 k_G) k_G \quad \dots\dots(13)$$

で与えられる。LCE で検出された受信方向である式(2)の α_R とこの α_0 を比較することにより姿勢誤差がわかる。ただし、この比較から3軸方向成分が一意的に決まらない。他の手段でヨー角 θ_z が分かっている場合、ロール、ピッチ角 θ_y, θ_x は、

$$\alpha_0 = (x_0, y_0, z_0), \alpha_R = (x, y, z) \quad \dots\dots(14)$$

とすると、

$$x_0 = (x \cos \theta_z - y \sin \theta_z) \cos \theta_y + z \sin \theta_y \quad \dots\dots(15.1)$$

$$z = x_0 \sin \theta_y + (-y_0 \sin \theta_x + z_0 \cos \theta_x) \cos \theta_y \quad \dots\dots(15.2)$$

を解いて得られる。

精追尾を行っているとき、OB 部への入射方向は FPM 制御ループによって固定されており、その方向ベクトルを β_{RT} とすると、LCE への入射方向 α_R は次式から求められる。

$$\beta_{T1} = \beta_{RT} - 2(\beta_{RT} n_{EL}) n_{EL} \quad \dots\dots(16.1)$$

$$\beta_{T2} = \beta_{T1} - 2(\beta_{T1} n_{AZ}) n_{AZ} \quad \dots\dots(16.2)$$

$$\beta_{T3} = \beta_{T2} - 2(\beta_{T2} n_{BS}) n_{BS} \quad \dots\dots(16.3)$$

$$\alpha_R = \beta_{T3} - 2(\beta_{T3} n_G) n_G \quad \dots\dots(16.4)$$

この α_R と α_0 とを比較することによって姿勢角が求められる。

光の偏光方向は進行方向に対して垂直な面内にあるため、送信側が一定の偏光方向のビームを送信したとき、受信側で受信光の偏光方向を計測することによって視線方向回りの姿勢角を検出することができる。LCE では検出の分解能を上げるため、次のような方法を行っている。一定のデータ "0" で変調された直線偏光の偏光方向を 10 Hz の速さで回転させ、基準となる偏光方向のところに強度変調の基準パルスを 20 Hz の周期で挿入する。LCE における受信信号は APD の前の偏光子により包絡線は周波数が 20 Hz の正弦波となる。LCE の基準偏光方向が地上からの基準偏光方向よりずれているとき、基準パルスの位置は正弦波のピーク位置よりずれる。従って、正弦波のピークに対するこの基準パルスの位置を計測することにより、受信光軸回りの姿勢成分を検出することができる。位置検出の分解能は 0.0264°, 測定範囲は 6.75° である。データは 16 個の平均をとった後、1 秒毎に出力される。

ここでは LCE 光学部の座標系と軌道座標系の角度関係を扱っている。衛星姿勢を求めるには LCE の衛星への取付角を明らかにしておくことが必要である。この角度は、打ち上げ前衛星に取り付けたときに測定されることになっている。また、軌道上で衛星姿勢の測定値と LCE 姿勢の測定値を比較することにより取付アライメ

ントの変化あるいは取付部の構体の歪などが測定可能である。

3.7 機器状態モニタ及び制御機能

LCE 内機器の動作状態を正確にモニターし、また種々の制御を行うために多くのテレメトリ、コマンドが使用される。これらの項目と内容の簡単な説明を第10表(1/2), (2/2), 第11表(1/2), (2/2)に示す。LCE の温度計測点は10箇所があり、LCE 光学部に6箇所、各電子回路部に1箇所ずつ設けられている。温度テレメトリは32秒毎に送られてくる。ヒータとジンバルのオン/オフテレメトリ出力は16秒毎であり、その他のテレメトリは1秒毎に送られてくる。

LCE では8ビットのデジタルデータが1秒毎に出力されるシリアルデジタルテレメトリのチャンネルが2つ設けられている。LCE-E2 でサンプル、A/D 変換されたデジタルデータがこれらのチャンネル CH1, CH2 を通して送られてくる。CH1 では78バイトの出

力フレームの内、12バイトはフレーム同期用ユニークワードを含む制御データ部、残りは蓄積データの出力にあてられている。CH2 は制御データを持たず即時データの出力だけにあてられている。

LCE で使用するディスクリットコマンドは14項目がありコンポーネントのオン/オフまたはスイッチの開閉を行う。一方、マグニチュードコマンドはシリアルデジタルデータ種別の切り換え用に17項目、実験条件の設定用に8項目、及び角度データの設定用に6項目がある。角度設定は8ビットのデータで行われる。

LCE システムと LCE 内コンポーネントが持ちうるステータスの組み合わせで LCE の実験運用状態が定義される。地上と光の送受信を行うのは LCE ON のときであるが、LCE 内の捕捉・追尾系、通信系に含まれるコンポーネントの動作状態の組み合わせによって多くの LCE 動作状態が生じる。LCE の実験運用上、機能するサブシステムとして、粗追尾・指向系、精追尾・

第10表 (1/2) LCE テレメトリ項目

番号	名称	略称	出力周期	内容
L1001	LCE 構体温度	LCE TEMP	32(秒)	光学部ベースプレートの温度
L1002	CCD 温度	CCD TEMP	32	粗追尾用光センサ CCD の温度
L1003	LD 温度モニター-1	LD 1 TEMP	32	LD 1 ヘッドの温度
L1004	LD 温度モニター-2	LD 2 TEMP	32	LD 2 ヘッドの温度
L1005	APD 温度モニター	APD TEMP	32	APD ヘッドの温度
L1006	PAM 温度モニター	PAM TEMP	32	PAM ベースプレートの温度
L1007	E1 温度	E1 TEMP	32	LCE-E1 の温度
L1008	E2 温度	E2 TEMP	32	LCE-E2 の温度
L1009	E3 温度	E3 TEMP	32	LCE-E3 の温度
L1010	E4 温度	E4 TEMP	32	LCE-E4 の温度
L4001	4QD-A 出力データ	AZ FIN	1	精追尾用光センサ 4QD-A の AZ 角出力データ
L4002	4QD-A 出力データ	EL FIN	1	精追尾用光センサ 4QD-A の EL 角出力データ
L4003	FPM モニタ出力	AZ TRAK	1	FPM(Fine Pointing Mechanism)の AZ 角度センサ出力
L4004	FPM モニタ出力	EL TRAK	1	FPM の EL 角度センサ出力
L4005	GIMBAL 角度センサ出力	AZ GIM	1	2軸ジンバルの AZ 角度センサ出力
L4006	GIMBAL 角度センサ出力	EL GIM	1	2軸ジンバルの EL 角度センサ出力
L4007	CCD PEAK 値	CCD LEVEL	1	CCD の光受信レベル
L4008	4QD-A SUM データ	4Q LEVEL	1	4QD-A の光受信レベル
L4009	LD-1 発振モニタ	LD-1 MON	1	LD-1 のバイアス電流
L4010	LD-2 発振モニタ	LD-2 MON	1	LD-2 のバイアス電流
L4011	AGC レベルモニタ	AGC LEV	1	APD のバイアス電圧
L5001	システム ON/OFF	LCE ON/OFF	1	LCE システム電源 ON/OFF 状態
L5002	ジンバル制御 自動/固定	GMBL AUTO/MANU	1	2軸ジンバルの制御モード (固定/自動)
L5005	FPM 制御 自動/固定	FPM AUTO/MANU	1	FPM の制御モード (固定/自動) 状態
L5006	捕捉モードステータス	COARSE LOCK/OFF	1	粗追尾系の閉ループ制御の動作状態
L5007	ファインモードステータス	FINE LOCK/OFF	1	精追尾系の閉ループ制御の動作状態
L5009	受信レベルアラーム	RX ALM	1	光受信器のクロック再生状態
L5010	送信系-1 ON/OFF	TX 1 ON/OFF	1	送信系-1の ON/OFF 状態
L5011	送信系-2 ON/OFF	TX 2 ON/OFF	1	送信系-2の ON/OFF 状態
L5012	送信データSW切り換え(1)	TX DATA SW 1	1	送信信号のデータ種別(TX DATA SW 2 と同時使用)
L5013	送信データSW切り換え(2)	TX DATA SW 2	1	送信信号のデータ種別(TX DATA SW 1 と同時使用)
L5014	受信系 OFF	RX OFF	1	光受信器の電源 ON/OFF 状態
L5015	E2 OFF	E2 OFF	1	LCE-E2 の電源 ON/OFF 状態
L5016	ヒータ A ON/OFF	HEATER A ON/OFF	16	LCE 光学部ヒータ A 系の ON/OFF 状態
L5017	ヒータ B ON/OFF	HEATER B ON/OFF	16	LCE 光学部ヒータ B 系の ON/OFF 状態
L5018	ジンバル ON/OFF	GMBL ON/OFF	16	ジンバル系2次電源の ON/OFF 状態
L6001	*LCE SD1	LCE SD1	1	シリアルデジタルテレメトリ Channel #1
L6002	*LCE SD2	LCE SD2	1	シリアルデジタルテレメトリ Channel #2

指向系, LD 指向制御系, APD 受信系, LD 送信系がある. 第 12 表に, LCE 内サブシステムの動作モードとそれを指定するコマンドと関連テレメトリを示す.

3.8 高速データの収集伝送機能

実験上, 姿勢の微小変動, 大気伝搬データなど時間分解能を高めて収集するべきデータがある. 最短のテレメトリデータ出力周期は 1 秒であるため, 一旦メモリに蓄積して出力するか, 別の高速回線を設けるかする必要があり. LCE では LCE-E2 に容量が 7400 バイトのメモリを備えており, FPM モニタ出力を 0.01 秒毎に, CCD 角度出力データを 0.1 秒毎に, APD 出力を 0.02 秒毎に, ビット誤りの計数値を 0.1 秒毎にそれぞれサンプリングし 10 秒間蓄積できる. 蓄積データは地上からの種別指定された送信要求コマンドを受信した後, SD-CH1 を通して 1 秒毎に出力される. 蓄積データの個数が多い場合, 全ての出力が終わるまでにはかなりの時間がかかる. 例えば, FPM モニタ出力の場合, データ数が 2,000 であるからおよそ 40 分間が必要である.

また, LCE では光回線で実験データの一部を地上に送ることができる. このデータを E2 データと呼んでいる. E2 データは, SD1 から SD16 までのデータと E2 ステータス (8 ビット) データ, ヘッダー等が 2 msec のフレーム内に編集されたもので, 128 kbps の速さを持つ. これが 1.024 Mbps マンチェスタ符号に変換さ

れた後, LD 駆動回路に出力される. この光回線による E2 データを用いれば, 2 msec 毎の高速データ取得が可能である. 特に, 高周波姿勢変動成分を検出する際, 上述の蓄積方式では帯域が 50 Hz 程度に制限されるが, E2 データでは 250 Hz 程度にまで帯域が広がる. 光衛星間通信の追尾系設計で問題になるとされている高周波数姿勢変動成分に関する重要なデータが取得可能になる. もちろん, E2 データを利用するためには地上・衛星間の光通信回線が安定に維持されていなければならない.

3.9 衛星本体とのインタフェース

衛星本体とのインタフェース項目には, 光学的, 電氣的, 熱・機械的インタフェース等に関して多くのものがある. ここでは LCE の運用に関係するものについて述べる.

LCE 光学部のバツフルは周辺の機器から反射散乱してくる妨害光が望遠鏡に直接当たらないようにするためのもので, バツフルの広がり角は LCE の捕捉範囲を含むように 3° , その回避角は 21.5° となるように高さを決めている. アンテナタワーの先端の一部が視野に入るがその部分には黒色塗装がなされている. 長くすれば回避角を小さくできるが, 打ち上げの時の衛星収納時にすぐ隣にある FMC アンテナと干渉するのであまり長くはできない. LCE 周辺からの光は回避できるが, 視野が広いと季節, 時刻によって太陽光が一部ジンバルと

第10表 (2/2) LCE シリアルデジタルテレメトリ

番号	名称	略称	CH NO	データビット数	内容
SD1	CCD X 座標	CCD X	2	9	受信ビームの CCD X 方向角度, 2バイトを使用
SD2	CCD Y 座標	CCD Y	2	8	受信ビームの CCD Y 方向角度
SD3	APD 出力レベル	APD CURR	2	8	受信光電力に比例した APD の出力電流
SD4	高精度姿勢決定データ	YAW	2	8	光軸回りの姿勢角 (YAW 角)
SD5	光行差補正角度データ X	PA ANGLE-X	2	8	X 方向のPAM/クエータ(PZT)の駆動電圧
SD6	光行差補正角度データ Y	PA ANGLE-Y	2	8	Y 方向のPAM/クエータ(PZT)の駆動電圧
SD7	送信角度誤差信号 X	4QD TX -X	2	8	送信ビームの X 方向角度
SD8	送信角度誤差信号 Y	4QD TX -Y	2	8	送信ビームの Y 方向角度
SD9	4QD 出力レベル (送信)	4QD TX LEV	2	8	送信ビーム出力レベル
SD10	受信角度誤差信号 X	4QD RX -X	2	8	受信ビームの X 方向角度
SD11	受信角度誤差信号 Y	4QD RX -Y	2	8	受信ビームの Y 方向角度
SD12	4QD 出力レベル (受信)	4QD RX LEV	2	8	受信ビームの受信出力レベル
SD13	高周波姿勢変動データ X	HF ATTITUDE -X	2	8	FPM AZミラーの角度センサ出力
SD14	高周波姿勢変動データ Y	HF ATTITUDE -Y	2	8	FPM ELミラーの角度センサ出力
SD15	Upリンク光伝搬実験データ	PROPAGATION -T2	2	8	受信光電力に比例した APD 出力 (広帯域)
SD16	Upリンク光通信実験データ	UP-LINK -T2	2	8	符号誤りの計数値
SD17	全即時データ	ALL -T2	2	97	SD1 から SD12 までのデータを順番に並べたデータ
SD18	全即時データ OFF	ALL OFF	2		リセットされた CH2 のデータで, 全て 0
SD19	E2 ステータス/アラーム	E2 ST/ALM	1	96	CH1 の制御データ, 12 バイト使用
SD20	高周波姿勢変動データ	HF ATTITUDE	1	16 k	FPM 角度センサ出力を E2 側で 8ビット A/D 変換し, 0.01秒 × 2個, 10秒間蓄積したデータ
SD21	姿勢変動データ	PITCH AND ROLL	1	1.7 k	CCD 出力 X = 9ビット/0.1秒, Y = 8ビット/0.1秒を 10秒間蓄積したデータ
SD22	Upリンク光伝搬実験データ	PROPAGATION	1	40 k	APD 出力を 500 Hz × 8ビット, 10秒間蓄積したデータ
SD23	Upリンク光通信実験データ	UP-LINK	1	0.8 k	符号誤りの計数値で, 8ビット, 0.1秒サンプル, 10秒間蓄積したデータ
SD24	全蓄積データ	ALL -T1	1	58.5 k	全ての蓄積データ, SD21-SD20-SD23-SD22 の順に配列
SD25	全蓄積データ OFF	ALL OFF -T1	1		CH1の制御データ部を除いて全て 0 のデータ

第11表 (1/2) LCE コマンド項目

番号	名称	略称	内容
L001	システムON	LCE ON	LCEのパワーオン
L002	システムOFF	LCE OFF	LCEのパワーオフ
L003	アクチュエータ ロック OFF	LAUNCH OFF	LCE光学部内の2軸ジンバルロンチロックを解除
L004	ヒータ A ON	HEATER A ON	光学部のヒータ A 系の通電指定
L005	ヒータ B ON	HEATER B ON	光学部のヒータ B 系の通電指定
L006	ヒータ OFF	HEATER OFF	ヒータ A 系、ヒータ B 系の同時オフ
L007	ジンバル ON	GMBL ON	2軸ジンバルの2次電源オン
L008	送信系-1 ON	TX-1 ON	送信系-1の送信ビームオン
L009	送信系-1 OFF	TX-1 OFF	送信系-1の送信ビームオフ
L010	送信系-2 ON	TX-2 ON	送信系-2の送信ビームオン
L011	送信系-2 OFF	TX-2 OFF	送信系-2の送信ビームオフ
L012	E2 OFF	E2 OFF	LCE-E2 の電源 ON/OFF 切り換え
L013	E2 リセット	E2 RESET	LCE-E2のCPUリセット
L014	送信データ切り換え	TX DATA SW	光信号の出力データ種別の切り換え
L501	LCE MAG CMD	LCE MCMD	LCE マグニチュードコマンド SD テレメトリデータの切り換え、実験条件の切り換え及び角度データの設定を行う。

第11表 (2/2) マグニチュードコマンド

番号	名称	略称	データビット数	内容
M1				SD テレメトリデータ切り換え、実験条件の指定
M1-1	CCD X, Y 送信要求	CCD X, Y -C		CCD X と CCD Y データの送信要求
M1-2	APD 出力レベル送信要求	APD CURR -C		APD CURRデータの送信要求
M1-3	高精度姿勢決定データ送信要求	YAW -C		YAW データの送信要求
M1-4	光行差補正角度データ送信要求	PA ANGLE -C		PA ANGLE-X と PA ANGLE-Y データの送信要求
M1-5	4QD-B 出力 (送信) 送信要求	4QD-B TX -C		4QD TX-X, 4QD TX-Y, 4QD TX LEV 各データの送信要求
M1-6	4QD-B 出力 (受信) 送信要求	4QD-B RX -C		4QD RX-X, 4QD RX-Y, 4QD RX LEV 各データの送信要求
M1-7	全即時データ送信要求	ALL -C2		ALL-T2 データの送信要求
M1-8	高周波姿勢変動データ送信要求	HF ATTITUDE-C2		HF ATTITUDE-X, HF ATTITUDE-Y 各データの送信要求
M1-9	Upリンク光伝搬実験データ送信要求	PROPAGATION-C2		PROPAGATION-T2 データの送信要求
M1-10	Upリンク光通信実験データ送信要求	UP-LINK -C2		UP-LINK-T2 データの送信要求
M1-11	全即時データ OFF	ALL OFF -C		ALL OFF-T2 データの送信要求 SD CH2 に 0 を出力
M1-12	姿勢変動データ送信要求	PITCH AND ROLL-C		PITCH AND ROLL データの送信要求
M1-13	高周波姿勢変動データ送信要求	HF ATTITUDE-C1		HF ATTITUDE データの送信要求
M1-14	Upリンク光伝搬実験データ送信要求	PROPAGATION-C1		PROPAGATION データの送信要求
M1-15	Upリンク光通信実験データ送信要求	UP-LINK-C1		UP-LINK データの送信要求
M1-16	全蓄積データ送信要求	ALL-C1		ALL-T1 データの送信要求
M1-17	蓄積データ書き込み要求	WRITE		HF ATTITUDE, PITCH AND ROLL, PROPAGATION, UP-LINK 各データのメモリへの蓄積要求
M2	ジンバル使用モード切り換え	GIM-MOD-MAN	1	2軸ジンバル使用モード (固定/自動モード) の切り換え
M3	CCDディスクリ切り換え	CCD DIS	2	粗追尾センサ出力信号の判定レベル指定
M4	CCD感度切り換え	CCD GAIN	2	粗追尾センサアンパゲインの切り換え
M5	4QD-A 感度切り換え指定	4QD-A GAIN	2	精追尾センサアンパゲインの切り換え
M6	FPM 使用モード切り換え	FPM-MOD-MAN	1	LCE FPM 使用モード (固定/自動モード) の切り換え
M7	APD 用増幅器利得指定	APD GAIN	2	APD のバイアス電圧切り換え
M8	4QD-B 感度切り換え指定	4QD-B GAIN	1	LCE-B 部 4QD のゲイン切り換え
M9	光行差補正モード指定	PA MODE	1	PAM の開ループ制御/閉ループ制御の切り換え
M10	FPM 設定角指定 AZ	FPM ANG AZ	8	FPM AZ 方向設定角の指定
M11	FPM 設定角指定 EL	FPM ANG EL	8	FPM EL 方向設定角の指定
M12	ジンバル角初期値 AZ	GIM ANG AZ	8	2軸ジンバルの AZ 方向設定角の指定
M13	ジンバル角初期値 EL	GIM ANG EL	8	2軸ジンバルの EL 方向設定角の指定
M14	光行差補正設定角指定 X	PA X	8	光行差補正 X 方向設定角の指定
M15	光行差補正設定角指定 Y	PA Y	8	光行差補正 Y 方向設定角の指定

第12表 LCE サブシステムの動作モード

サブシステム	動作モード	関連コマンド	関連テレメトリ	備考
粗追尾・指向系 (CPM, CCD)	ジンバル非制御 モード (GMBL OFF)	L001 LCE ON L002 LCE OFF	L5018 GIMBL ON/OFF (OFF) L4005 AZ GIM L4006 EL GIM	LCEが立ち上げられた 直後の状態。
	ジンバル角度制御 モード (GMBL MANU)	L007 GMBL ON M2 GIM-MOD-MAN M12 GIM ANG AZ M13 GIM ANG EL	L5018 GMBL ON/OFF (ON) L5002 GMBL AUTO/MANU (MANU) L4005 AZ GIM SD1 CCD X L4006 EL GIM SD2 CCD Y SD21 PITCH AND ROLL	M2のマグニチュード 値でモードを切り換 える。
	粗追尾モード (GMBL AUTO)	L007 GMBL ON M2 GIM-MOD-MAN M3 CCD DIS M4 CCD GAIN M12 GIM ANG AZ M13 GIM ANG EL	L5018 GMBL ON/OFF (ON) L5002 GMBL AUTO/MANU (AUTO) L5006 COARSE LOCK/OFF L4007 CCD LEVEL L4005 AZ GIM SD1 CCD X L4006 EL GIM SD2 CCD Y SD21 PITCH AND ROLL	L5006 ステータスが OFFのときは、角度ル ープが機能する。
精追尾・指向系 (FPM, 4QD-A)	FPM 角度制御 モード (FPM MANU)	M6 FPM-MOD-MAN M10 FPM ANG AZ M11 FPM ANG EL	L5005 FPM AUTO/MANU (MANU) L4001 AZ FIN L4008 4Q LEVEL L4002 EL FIN SD13 HF ATTITUDE-X L4003 AZ TRAK SD14 HF ATTITUDE-Y L4004 EL TRAK SD20 HF ATTITUDE	M6のマグニチュード 値でモードを切り換 える。
	精追尾モード (FPM AUTO)	M6 FPM-MOD-MAN M5 4QD-A GAIN M10 FPM ANG AZ M11 FPM ANG EL	L5005 FPM AUTO/MANU (AUTO) L5007 FINE LOCK/OFF L4001 AZ FIN L4008 4Q LEVEL L4002 EL FIN SD13 HF ATTITUDE-X L4003 AZ TRAK SD14 HF ATTITUDE-Y L4004 EL TRAK SD20 HF ATTITUDE	L5007 ステータスが OFFのときは、角度ル ープが機能する。
LD 指向制御系 (PAM, 4QD-B)	PAM 開ループ モード (PAM-OL)	M9 PA MODE M14 PA X M15 PA Y	SD5 PA ANGLE-X SD6 PA ANGLE-Y SD7 4QD TX-X SD10 4QD RX-X SD8 4QD TX-Y SD11 4QD RX-Y SD9 4QD TX LEV SD12 4QD RX LEV	M9のマグニチュード 値でモードを切り換 える。
	PAM 閉ループ モード (PAM-CL)	M9 PA MODE M14 PA X M15 PA Y L008 TX-1 ON L010 TX-2 ON	SD5 PA ANGLE-X SD6 PA ANGLE-Y SD7 4QD TX-X SD10 4QD RX-X SD8 4QD TX-Y SD11 4QD RX-Y SD9 4QD TX LEV SD12 4QD RX LEV	送信系がオンのとき 有効。
APD 受信系 (APD)	通信実験モード (RX-COMM)	M7 APD GAIN	SD16 UP-LINK-T2 SD23 UP-LINK	M7のマグニチュード 値でモードを切り換 える。
	強度測定モード (RX-CURR)	M7 APD GAIN	SD3 APD CURR SD15 PROPAGATION-T2	
	ヨー角測定モード (RX-YAW)	M7 APD GAIN	SD4 YAW	
LD 送信系 (LD1, LD2)	PN モード (TX-PN)	L008 TX-1 ON L009 TX-1 OFF L010 TX-2 ON L011 TX-2 OFF L014 TX DATA SW	L5012 TX DATA SW 1 (ON) L5013 TX DATA SW 2 (OFF)	L014 TX DATA SW の コマンドを複数回送 信し(L5012, L5013) のステータスが左記 の所定の組み合わせ となるようにする。
	RX 折り返しモード (TX-RX)	L008 TX-1 ON L009 TX-1 OFF L010 TX-2 ON L011 TX-2 OFF L014 TX DATA SW	L5012 TX DATA SW 1 (ON) L5013 TX DATA SW 2 (ON)	
	E2 データモード (TX-E2)	L008 TX-1 ON L009 TX-1 OFF L010 TX-2 ON L011 TX-2 OFF L014 TX DATA SW	L5012 TX DATA SW 1 (OFF) L5013 TX DATA SW 2 (ON)	

望遠鏡に当たり得る。ただし、望遠鏡を通して太陽光が LCE 内光センサの方に行くことはない。

衛星の軽負荷モード発生時には、LCE はシステムから切り離され光学部のヒータも含め全ての電源がオフとなる。

LCE 光学部と衛星本体とは熱的な干渉を避けるため、18 個の GFRP 断熱スペーサを介して本体に取り付けられている。LCE 光学部の熱制御はそれ自身で行うこととし、そのため静止軌道上でピークにして約 30 W のヒータ電力の配分を受けている。

ETS-VI の軌道位置精度、姿勢制御精度、LCE の捕捉センサ CCD で取り得る視野等を考慮に入れて光学部取付アライメント精度は各軸回り $\pm 0.1^\circ$ としている。アライメントの測定精度はこれより一桁よく、最終的に衛星打ち上げ前に測定されたアライメント角度が LCE と衛星との取付インタフェースの結果となる。

4. 実験運用方法

宇宙において長期間にわたって搭載機器を正常に動作させ、所期の実験を遂行するためには、搭載機器そのものに関わる運用条件と手順は勿論のこと、他の機器との関係、異常時の処置法などについて明らかにしておく必要がある。ここでは、LCE の運用条件と手順、動作モード、バス系実験機器、他のミッション機器との関係、異常時・緊急時の処置について述べる。

4.1 運用条件と運用手順

LCE を運用するための重要な条件は、LCE 内コンポーネント、デバイスの劣化を抑えるために許容温度条件が満たされていることである。許容温度を第 13 表に示す。LCE 光学部は、本体の軽負荷モード時など特別な場合を除きヒータ A 系が常時運用され、サーモスタット制御で LCE ベースプレートの温度が $5^\circ\text{C}\sim 10^\circ\text{C}$ の範囲内に制御される。熱制御材の劣化等で動作の許容温度範囲が満たされない場合が生じたときは実験運用の制限を行う。

衛星バスとの関係からは、ETS-VI が軽負荷モードになっていないこと、ETS-VI の姿勢がジンバル駆動角度範囲にあること、テレメトリ・コマンド回線が正常であること等が必要である。ETS-VI が地球の陰になる食の時には、バッテリー運用となり発生電力が制限されるため、実験機器としては LCE, KSA, SIC のうちどれか一つの運用だけに制限される。定常的な軌道制御、姿勢制御は実験運用には特に大きな影響は与えない。LCE 光学部に対する日照、日陰の状態は、周辺の機器配置が複雑なため季節、時刻によって大きく変わる。熱制御材の劣化が進んだ場合、ヒータ制御を行ってはいらぬものの複雑

第13表 LCE の許容温度

計測点	テレメトリ	許容温度範囲(下限値/上限値)	
		非動作時	動作時
LCE-0 ベースプレート	L1001 LCE TEMP	-30/60 (°C)	-5/35 (°C)
CCD センサ	L1002 CCD TEMP	-30/60	-5/35
LD 1 ヘッド	L1003 LD 1 TEMP	-20/60	0/33
LD 2 ヘッド	L1004 LD 2 TEMP	-20/60	0/33
APD ヘッド	L1005 APD TEMP	-20/60	0/33
PAM ベースプレート	L1006 PAM TEMP	-20/60	0/33
電子回路部 E1	L1007 E1 TEMP	-30/60	-20/50
電子回路部 E2	L1008 E2 TEMP	-30/60	-20/50
電子回路部 E3	L1009 E3 TEMP	-30/60	-15/55
電子回路部 E4	L1010 E4 TEMP	-30/60	-15/55

な温度変化を示すものと予想される。温度によって LD の発振波長が変化するため、大気中の水蒸気による強い吸収線にあたって大気透過率が急激に低下する頻度が高くなる。地上と光の受け渡しを行う場合には、晴天であることが必要である。

基本的な運用手順は以下のようなになる。まず LCE 光学部のヒータが動作していること及び LCE 各部の温度が許容値を満たしていることを確認した後 LCE を立ち上げる。LCE 内コンポーネントの動作モードを温度条件に注意して指定する。実験を行った後、光源の OFF を確認し LCE を停止する。具体的な例として、LCE から地上への光ビーム伝送実験を行うときの運用手順の一例を、地上光学系の操作も含めて第 14 表に示す。

4.2 異常時と緊急時の処置法

機器の温度が許容範囲を外れたり、誤動作しているなどの異常においては、非動作モードにして関連コンポーネントの保全を計ることを原則とする。非動作時に生じる異常については、異常の状態を監視すること、処置対策の検討を進めることと共に、実験運用の制限を行うことで対処する。

LCE の運用において、非常事態(緊急事態)として想定されるものには、(1) 本体の軽負荷モード発生、(2) 衛星姿勢異常、(3) 地上システムダウン、(4) 地上通信回線異常などがある。LCE の非常事態でバス機器や他の実験機器に影響を及ぼすものは無い。非常事態の対処の基本は、LCE を非動作状態にして機器の保全を計ることである。

(1) 本体の軽負荷モード発生

軽負荷モード発生時には、LCE のすべてのコンポーネントと光学部のヒータがオフとなる。LCE に及ぼす影響は光学部の温度低下である。このときの対処、運用方法としては、まず ETS-VI 追跡管制システムから軽負荷モード発生の連絡を受けた後、LCE 温度テレメトリを監視し、許容温度範囲を外れる時間範囲を記録する。

第14表 実験運用手順の例 (LCE (ETS-VI) →地上ビーム伝送実験)

手順	地上光学システム運用	LCE 運用	備考
(1) システム 起動、 初期設定	(G1) 1.5m 望遠鏡システム起動 地上光学システム起動 (G2) ETS-VI 光学観測 (G3) ETS-VI 光学追尾 (G4) レーザ出力、変調設定 (G5) 光ビーム広がり角設定	(L1) LCE/TTC 起動 (L2) LCE システム起動 (L3) 実験パラメータ設定	(L1) NASDA/TTC との接続、LCE温度モニタ (L2) LCE ON, GMBL ON コマンド送信 (G2, 3) 夜間実験の場合である。 (L3) CCD GAIN, QD GAIN 等の指定 (G4) 出力10W、315Hz・10%強度変調 (G5) 広がり角 100~200 μ rad
(2) 初期捕捉	(G6) UP-LINK 光送信 (G7) 光ビーム方向微調整 (G8) 光ビーム偏光方向調整	(L4) GMBL 角度設定 (L5) CCD LEVEL モニタ (L6) CCD X, Y モニタ	(G7, 8) CCD LEVEL をモニタしながら行う。
(3) 粗追尾	(G9) 光ビーム広がり角調整	(L7) GMBL 角度設定 (L8) GMBL MODE 切り換え (L9) COARSE LOOP LOCK 確認	(G9) 100 μ rad以内 (L8) GMBL 自動モード。適宜、GMBL角度をモニタしておき、同じ角度設定を行っておく。
(4) 精追尾	(G10) 光ビーム広がり角調整 偏光方向調整	(L10) 4QD LEVEL モニタ (L11) AZ FIN, EL FIN モニタ (L12) FPM MODE 設定 (L13) FINE LOOP LOCK 確認	(G10) 50 μ rad以内 (G11) CCD LEVEL が飽和しないように調整する。 (L12) FPM 自動モード。適宜、FPM角度をモニタしておき、同じ角度設定を行っておく。
(5) LD光伝送		(L14) LD 1 ON (L15) 4QD-B 出力モニタ (L16) PAM MODE 設定 (L17) PAM 設定角指定	(L14) LCE送信系1点灯。広がり角 \sim 30 μ rad PN 変調モードにしておくこと。 (L15) 送受信レベル、方向をモニタする。 (L16) 閉ループモード。 (L17) 基準方向に設定。
(6) LD光受信	(G11) 受信レベル測定 (G12) 強度変動測定 (G13) 地上系追尾開始 (G14) 光ビームパラメータ調整 (G15) 受信強度測定	(L18) PAM 角度微調整 (L19) PAM 角度走査	(L18) 平均受信レベルが最大となるように調整する。 (G14) 広がり角を 20 μ rad 程度に調整。 送信方向アライメントも微調整。 (G13, 15) DOWN-LINK光の強度変化等によって地上系の追尾が途切れると、LCEでも追尾が途切れる。この場合、速やかにビームを広げて、LCE精追尾の状態へ復帰させる(手順(4)参照)。
(7) 後処理、 システム 停止	(G16) 取得データ確認 (G17) 地上光学システム停止 (G18) 1.5m 望遠鏡システム停止 (G19) データ処理、 解析、実験記録作成等 (G20) 実験終了	(L20) 実験パラメータ確認 (L21) LD 1 OFF (L22) LCE システム停止 (L23) LCE/TTC 停止	(L21) 必要であれば、LD 2 ON して同様に実験を行う。 (L22) LCE蓄積データ出力が終了した後。

軽負荷モードが解除されたら、LCE ヒータ設定コマンドを送信し、温度テレメトリが正常範囲に収まっていることを確認する。

(2) 衛星姿勢異常

衛星姿勢がノミナルの範囲を越えて変動する場合、LCEジンバル駆動範囲を外れ実験不可能となり得るが機器に対しては影響しない。ただし、LCE 動作中の時、LCE 光学部では太陽光が直接入った場合、光センサの特性劣化の恐れがある。このときの対処、運用方法は、まず追跡管制システムから異常の連絡を受けた後、LCE ON のときは LCE 送信系のオフを確認した後、LCE OFF コマンドを送信し LCE を停止する。停止しておけば、仮に光センサが太陽の方向を向いたとしても、干渉フィルタで入射量が制限されているので焼け付いたりするようなことはない。

(3) 地上システムダウン

停電、計算機システムダウンなどで、LCE 動作中に CRL 地上実験システムから LCE を運用できなくなる場合が生じ得る。このときの対処、運用方法は以下に示すとおりである。LCE ON のとき地上システムがダウンした場合、まずそのむねを追跡管制システムに連絡し、追跡管制システムでは、LCE 送信系のオフを確認した後 LCE OFF コマンドを送信し、LCE システムを停止する。

(4) 地上通信回線異常

追跡管制システムと地上システムを結ぶテレメトリ・コマンド回線の異常で、テレメトリ受信、コマンド送信に障害が生じ得る。このときの対処、運用方法は(3)と同様である。

5. おわりに

本論文では、我国初の搭載用光通信装置である LCE の開発がどのように行われてきたか、その機能と性能、実験運用方法について述べた。第2章では、設計と開発の概要、機器の基本構成、開発過程で生じた問題点、総合的な特性を示した。第3章では、LCE で実現された機能と性能について示した。第4章では、LCE の宇宙での実験運用方法について述べた。また、本稿では LCE の実験運用や取得したデータの解析等で必要となる特徴的な基本数式を幾つか示した。

LCE による世界で初めての地上-衛星間光通信実験は、将来の光によるデータ中継システムの開発に役立つと考えられ、内外から多くの期待が寄せられている。LCE では軽量化のためジンバル機構の駆動範囲が制限されているが、LCE の開発で培われている搭載化技術は将来の本格的な光通信装置の開発に応用できるものであ

る。搭載用光通信装置の開発は我国で初めてであり、完成に至るまで大小様々な不具合を経験してきた。遭遇した不具合の事例及びそれらを解決してきた経験は、宇宙開発関連機関における今後の光搭載機器の開発に際して役に立つ貴重な共有財産であると考えられる。

謝 辞

ETS-VI と LCE との複雑なインタフェース調整の労をとって頂き、さらには搭載機器の開発に関して貴重なアドバイスを頂いた宇宙開発事業団 ETS-VI グループをはじめ、厳しいスケジュールのなかで搭載機器の開発を担当して頂いた(株)東芝、日本電気(株)の関係各位に感謝いたします。(株)ATR 光電波通信研究所には光学測定で多大な協力を頂いた。ここに感謝の意を表します。

付 録

A 1. ジンバルミラーの法線ベクトル

ジンバルミラー法線の基準方向は、LCEが基準姿勢のときにCRL 地上局から到来する光がジンバルミラーで反射して LCE 内 CCD に至る光軸に沿うように定めている。この基準方向の単位ベクトルを n_{G0} は、CRL 地上局方向の単位ベクトルを n_{CRL} 、CCD に至る光軸の単位ベクトルを n_{CCD} とすると、

$$n_{G0} = (n_{CRL} + n_{CCD}) / |n_{CRL} + n_{CCD}| \quad (A1)$$

$$n_{CRL} = (-\sin\theta_{CA}\cos\theta_{CE}, -\sin\theta_{CE}, \cos\theta_{CA}\cos\theta_{CE}), \quad (\theta_{CA} = 1.962^\circ, \theta_{CE} = 5.715^\circ) \quad (A2)$$

$$n_{CCD} = (\cos\theta_e, 0, -\sin\theta_e), (\theta_e = 9^\circ) \quad (A3)$$

で与えられる。これから近似的に、LCE の z 軸と n_{G0} のなす角は 48.845° 、x-z 面と z- n_{G0} 面とのなす角が 5.962° と求められる。最初ジンバルミラーを xy 平面上に置いたとしてその法線方向を z 軸、ジンバルの一つの回転軸を x 軸、それと直交する回転軸を y 軸とする。この状態から、z 軸回りと y 軸回りの二回の回転で基準法線方向が z_G (単位ベクトル n_{G0})、ジンバルの AZ 回転軸が x_G (元の x 軸に対応)、EL 回転軸が y_G (AZ 角が 0 のとき) のジンバル座標系 (x_G, y_G, z_G) に変換する。上述の角度関係から xyz 座標系を z 軸回りに $\theta_z = -5.962^\circ$ 、次に y 軸回りに $\theta_y = 48.845^\circ$ 回転させればよいことがわかる。各座標系の単位ベクトル同士の関係は次式のようになる。

$$AZ \text{ 軸: } i_G = \cos\theta_z \cos\theta_y i + \sin\theta_z \cos\theta_y j - \sin\theta_y k \quad (A4)$$

$$EL \text{ 軸: } j_G = -\sin\theta_z i + \cos\theta_z j \quad (A5)$$

$$ZN \text{ 軸: } k_G = \cos\theta_z \sin\theta_y i$$

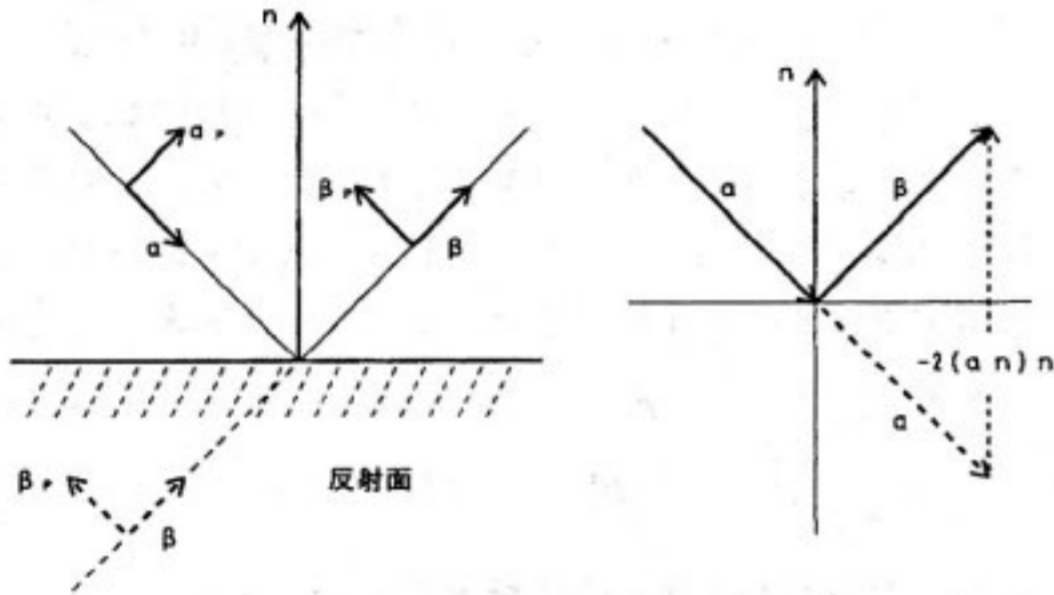
$$+\sin\theta_z\sin\theta_yj+\cos\theta_yk \quad (A6)$$

第6表のジンバルミラーの法線ベクトルは、 k_G をAZ軸回りに θ_{AZ} 、EL軸回りに θ_{EL} 回転したものである。

$$n_G = \sin\theta_{EL}i_G - \sin\theta_{AZ}\cos\theta_{EL}j_G + \cos\theta_{AZ}\cos\theta_{EL}k_G \quad (A7)$$

A2. 入射方向と偏光方向の反射による変化を表す式

入射光の方向ベクトルを a 、偏光方向の方向ベクトルを a_p 、反射面の法線ベクトルを n とすると、反射光の方向ベクトル β と偏光方向の方向ベクトル β_p は、



付第1図 入射方向と反射方向の反射による変化

a と β 、 a_p と $-\beta_p$ が付第1図に示すように鏡対称になることから次式で求められる。

$$\beta = a - 2(a \cdot n)n, \quad (A8)$$

$$\beta_p = -a_p + 2(a_p \cdot n)n \quad (A9)$$

ここで、 $(a \cdot \beta)$ はベクトル a とベクトル β の内積を表す。入射光に対して直交性 $(a a_p) = 0$ が成り立つことから、反射光に対しても直交性 $(\beta \beta_p) = 0$ が成り立つ。また、逆に反射光の性質が与えられたとき、それに対応する入射光の方向と偏光方向も次式で求められる。

$$a = \beta - 2(\beta \cdot n)n, \quad (A10)$$

$$a_p = -\beta_p + 2(\beta_p \cdot n)n \quad (A11)$$

光センサが反射面を介して設置されているとき、そのセンサ出力をもとに反射面に達する以前の入射方向を求める場合がある。反射する前の方向と後の方向とは鏡対称の関係が成り立つので、それぞれの視野を定義する二次元座標の単位ベクトルに対して、式(A8)、(A10)の関係が成立する。

参考文献

- (1) 塩見 正, 安川交二, “衛星間通信”, 電子情報通信学会誌, 72, 11, pp.1311-1316, 1989年11月.
- (2) 古濱洋治, “衛星間光通信 - 小型・軽量システムによる超広帯域通信を目指して -”, 応用物理, 62, 9, pp.907-910, 1993.
- (3) 荒木賢一, 古濱洋治, “宇宙レーザー通信における

光ビーム追尾・指向の安定性”, レーザー研究, 19, 6, pp.538-543, June 1991.

- (4) G. Oppenhaeuser, M. E. Wittig, and A. F. Popescu, “The European SILEX project and other concepts for optical space communications”, Proc. Int. Workshop on Optical Space Communication in ATR, Kyoto, 1-2, Dec. 1990.
- (5) B. Laurent and O. Duchmann, “The SILEX project : the first European optical intersatellite link experiment”, Proc. SPIE OE/LASE'91, 1417-01, Jan. 1991.
- (6) J. R. Lesh, “Progress toward development and demonstration of optical communications for NASA's future missions”, ABSTRACTS of 24th General Assembly of the International Union of Radio Science, Kyoto, C4-5, p.110, Aug. 1993.
- (7) V. W. S. Chan, “An overview of Lincoln Laboratory development of lasercom technologies for space”, *ibid.*, C4-3, p.109.
- (8) R. P. De Paula, B. D. Seery, and J. R. Lesh, “Technological advances in optical space communications at NASA - an overview-”, *ibid.*, C4-1, p. 108.
- (9) T. Aruga and K. Araki, “Improvement of satellite tracking accuracy using optical observations”, IEEE Trans. on Aeros. Syst., AES-21, pp.514-521, 1985.
- (10) T. Aruga, K. Araki, T. Igarashi, F. Imai, Y. Yamamoto, and F. Sakagami, “Earth to space laser beam transmission for spacecraft attitude measurement”, Appl. Opt., 23, pp. 144-147, 1984.
- (11) T. Aruga, K. Araki, R. Hayashi, T. Iwabuchi, M. Takahashi, and S. Nakamura, “Earth-to-geosynchronous satellite laser beam transmission”, Appl. Opt., 24, pp.53-56, 1985.
- (12) 荒木賢一, 板部敏和, 高部政雄, 有賀規, 猪股英行 [静止気象衛星ひまわり3号へのCO₂レーザー光伝送実験”, レーザセンシングシンポジウム予稿集, C4, pp. 47-48, 1988.
- (13) M. Shikatani, S. Yoshikado, Y. Arimoto, Y. Suzuki, Y. Takahashi and T. Aruga, “Optical intersatellite link experiment between the earth

- station and ETS-VI", Proc. SPIE OE/LASE'90, 1218-01, Jan. 1990.
- (14) Y. Arimoto, M. Shikatani, S. Yoshikado, Y. Suzuki and T. Aruga, "Development of space optical communication equipment for ETS-VI", Proc. 17th ISTS, O-3-8, 1990.
- (15) K. Araki, Y. Arimoto, M. Shikatani, M. Toyoda and T. Aruga, "ETS-VI laser communications experiment system", AIAA 14th International Communications Satellite Systems Conference, #92-1833-CP, March 1992.
- (16) T. Fukuda and S. Nakamori, "Optical inter-satellite communication at NASDA", ABSTRACTS of 24th General Assembly of the International Union of Radio Science, Kyoto, C4-4, p.109, Aug. 1993.
- (17) Y. Arimoto, M. Nohara, K. Inagaki, M. Fujise, and Y. Furuhashi, "Present and future activities in optical space communications at ATR", AIAA 14th International Communications Satellite Systems Conference, #92-1834-CP, March 1992.
- (18) M. Toyoda, K. Araki, T. Aruga, C. McLaughlin, P. LaSala and D. Greenwald, "Ground equipment for space optical communications : design and preliminary experiments", IEEE Tokyo Section Denshi Tokyo, No.29, pp.117-120, 1990.
- (19) T. Shikatani, M. Toyoda, H. Takami, K. Araki, M. Isogai, Y. Suzuki and T. Aruga, "Ground system development for the ETS-VI/LCE laser communications experiment", Proc. SPIE OE/LASE'93, 1866, Jan. 1993.
- (20) K. Inagaki, M. Nohara, Y. Arimoto, M. Fujise, Y. Furuhashi, S. Kanda, and K. Araki, "Far-field pattern measurement of on-board laser communication equipment by free-space laser transmission simulator", Proc. SPIE OE/LASE'93, 1866, Jan. 1993.
- (21) 荒木賢一, 野原光夫, 稲垣恵三, 安川交二, 古濱洋治, "光 ISL 地上評価用自由空間レーザ伝送模擬実験装置", 信学技報, SANE 90-4, 1990年4月.
- (22) K. A. Winick, "Atmospheric turbulence-induced signal fades on optical heterodyne communication links", Appl. Opt., 25, 11, pp. 1817-1825, June 1986.
- (23) K. Komatu, S. Kanda, K. Hirako, T. Ohashi, M. Shikatani, Y. Arimoto and T. Aruga, "Laser beam acquisition and tracking system for ETS-VI laser communication equipment", Proc. SPIE OE/LASE'90, 1218-09, Jan. 1990.
- (24) 平子敬一, 神田成治, 鹿谷元一, 有賀規, "ETS-VI搭載光通信基礎実験装置用捕捉追尾システム (I) -設計検討", 第33回宇宙科学技術連合講演会, 2E7, pp. 464-465, 1989年11月.
- (25) 小杉津代志, 平子敬一, 有本好徳, 荒木賢一, 有賀規, "ETS-VI 搭載光通信基礎実験装置捕捉追尾系 (フライト用設計結果)", 第34回宇宙科学技術連合講演会, 1D16 pp.136-137, 1990年10月.
- (26) 甲斐幸二, 和知重雄, 神田成治, 荒木賢一, 有賀規, "ETS-VI 搭載 LCE2 軸ジンバルの開発", 第35回宇宙科学技術連合講演会, 2F10, pp.347-348, 1991年10月.
- (27) M. Shimizu, K. Shiratama, Y. Ogushi, M. Shikatani, Y. Arimoto and T. Aruga, "Point ahead mechanism for ETS-VI optical ISL experiment", Proc. SPIE OE/LASE'90, 1218-56, Jan. 1990.
- (28) 白玉公一, 羽室毅英, 小山善貞, 清水基夫, 有本好徳, 荒木賢一, 有賀規, "ETS-VI光通信基礎実験装置用光行差補正系", 第34回宇宙科学技術連合講演会, 1D15, pp.134-135, 1990年10月.
- (29) 白玉公一, 小山善貞, 荒木賢一, 有賀規, "ETS-VI 光通信基礎実験装置用通信系の開発", 第35回宇宙科学技術連合講演会, 2F9, pp.345-346, 1991年10月.

