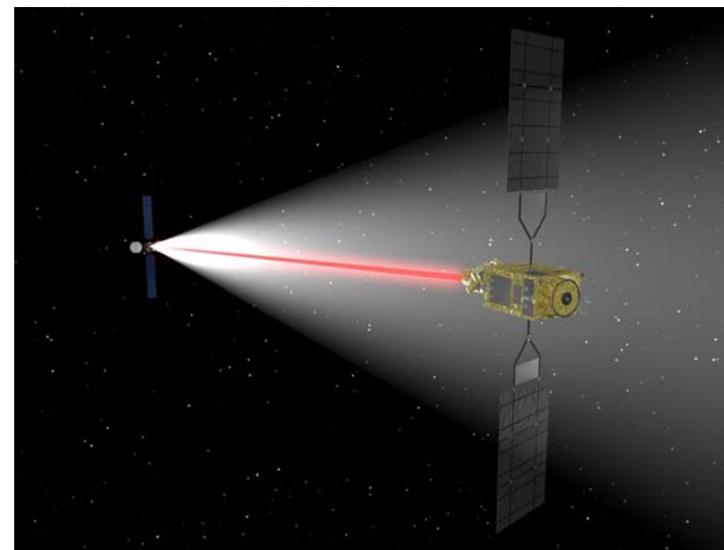
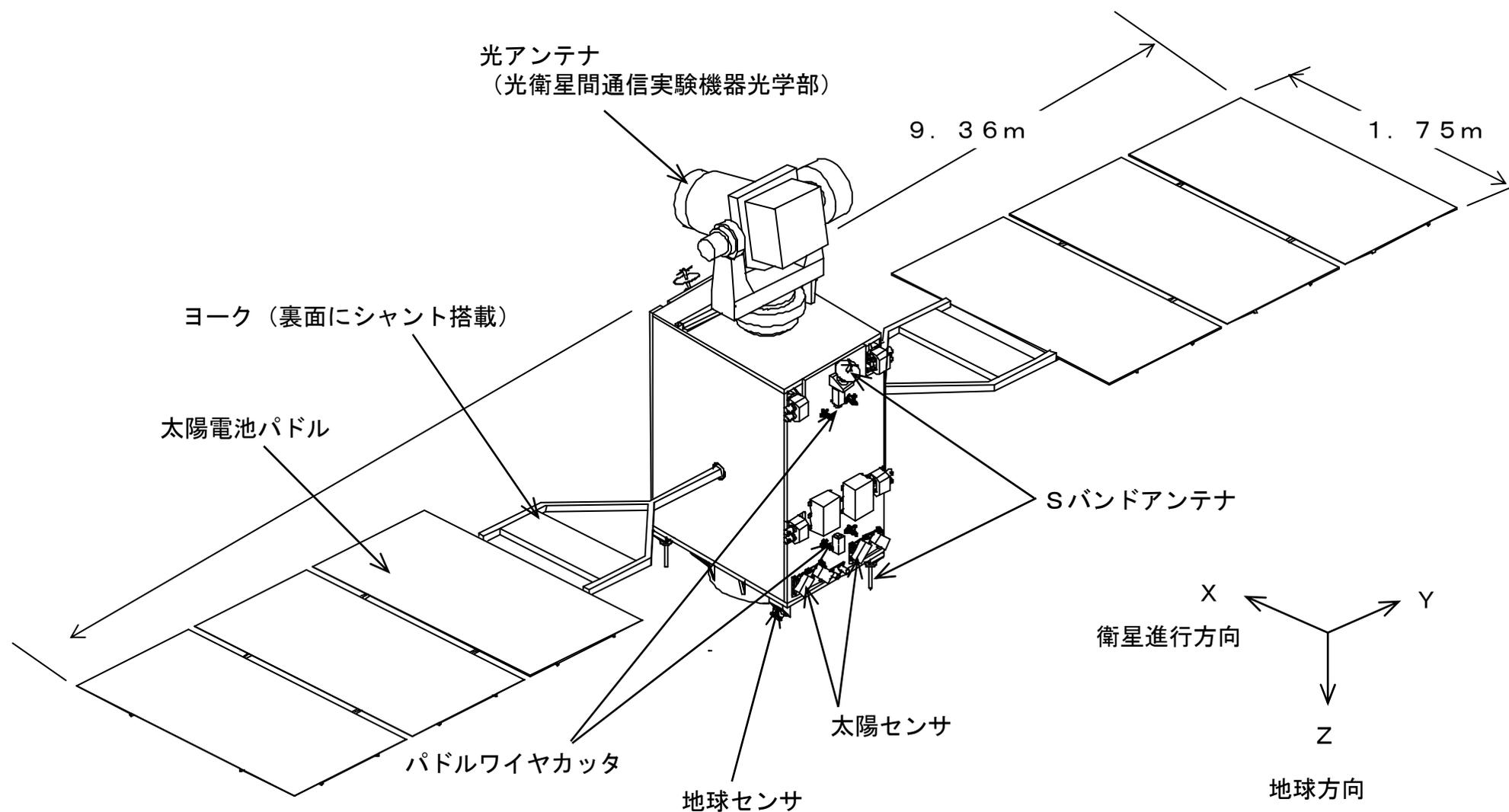


光衛星間通信実験衛星「きらり」(OICETS)プロジェクト に係る事後評価について 別紙 補足資料



1. 「きらり」の補足説明:軌道上概観図



1. 「きらり」の補足説明：衛星主要諸元

項目	内容
質量	570 kg（打上げ時）
形状	2翼太陽電池パドルを有する箱型
寸法	衛星本体：0.78m×1.1m×1.5m（高さ） 光アンテナを含む全高：2.93m、太陽電池パドルを含めた全長：9.36m
発生電力	1220 W 以上（軌道上における設計寿命予測値）
設計寿命	1年以上
搭載ミッション機器	光衛星間通信機器
軌道	円軌道（高度約610km、軌道傾斜角：約98度）、太陽同期
打上げ日	平成17年8月24日（日本標準時）
姿勢制御系	地球指向3軸制御（定常姿勢） ストラップダウン姿勢決定系 4スキューゼロモーメントム姿勢制御方式

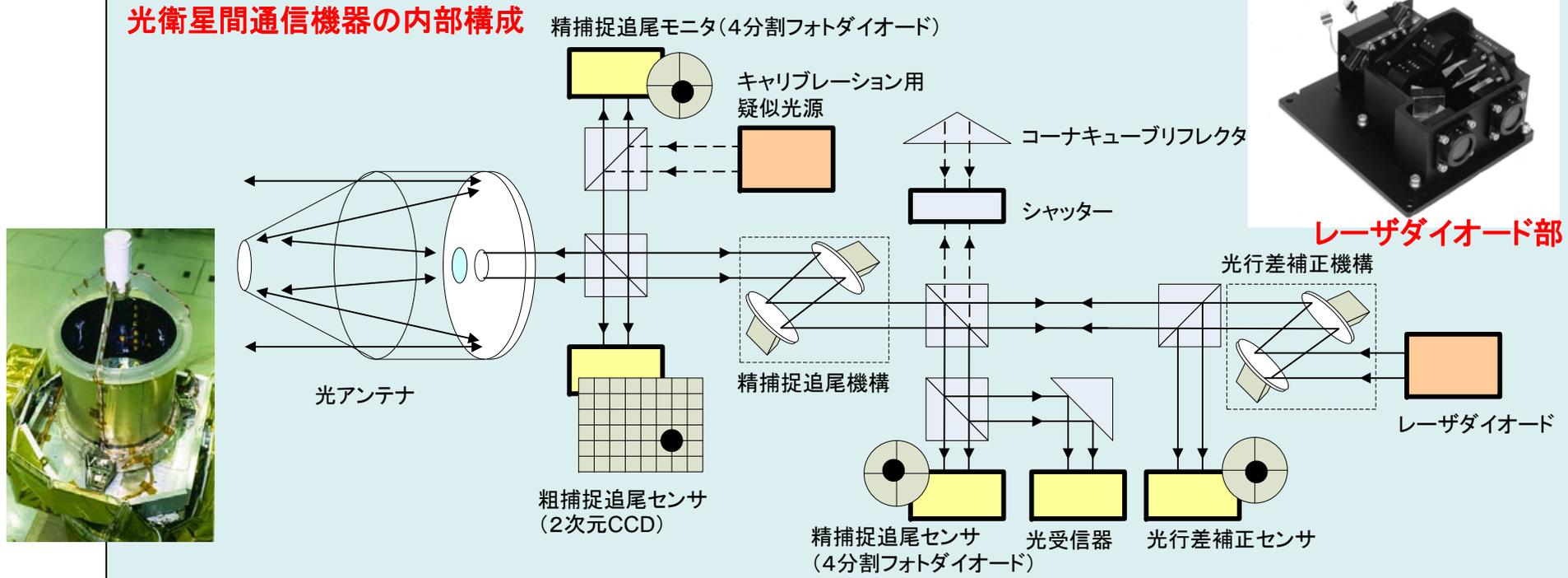
1. 「きらり」の補足説明: 光衛星間通信機器の概要(1)

光衛星間通信機器諸元

- ・アンテナ口径: 26cm φ
- ・重量: 約100kg(光学部)
- ・追尾精度: 1マイクロラジアン
- ・指向精度: 3マイクロラジアン
- ・ビーム拡がり: 5マイクロラジアン
- ・使用レーザー波長: 半導体レーザー(最大100mW)
送信847ナノメートル
受信819ナノメートル
- ・伝送速度: 50Mbps(送信) / 2Mbps(受信)

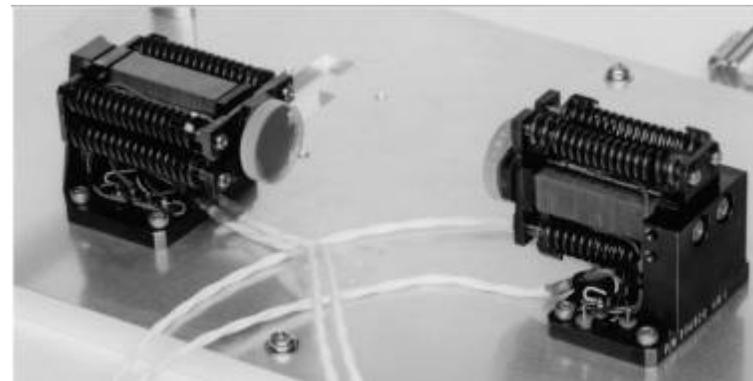


光衛星間通信機器の内部構成

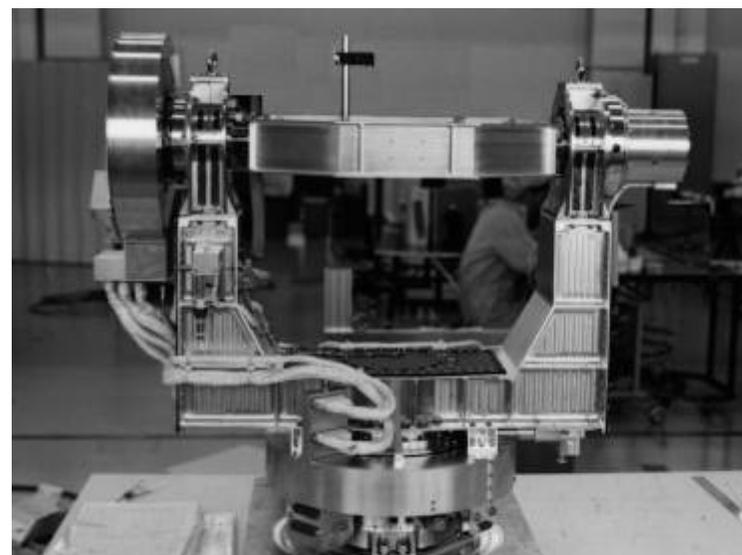


1. 「きらり」の補足説明: 光衛星間通信機器の概要(2)

粗捕捉追尾機構	
アクチュエーター	2軸ジンバル・DDモーター (Az/EIマウント方式)
追尾精度	±0.01度
センサーデバイス	CCD
センサー視野	±0.2 deg.
精捕捉追尾機構	
アクチュエーター	積層圧電素子による1軸制御× 2ミラー
追尾精度	±0.92 μ rad. (捕捉時), ±0.64 μ rad. (追尾時)
センサーデバイス	Si-QD
センサー視野	±200 μ rad.
光行差補正機構	
アクチュエーター	積層圧電素子による1軸制御× 2ミラー
センサーデバイス	Si-QD
総合指向精度	±2.6 μ rad.



精捕捉追尾機構



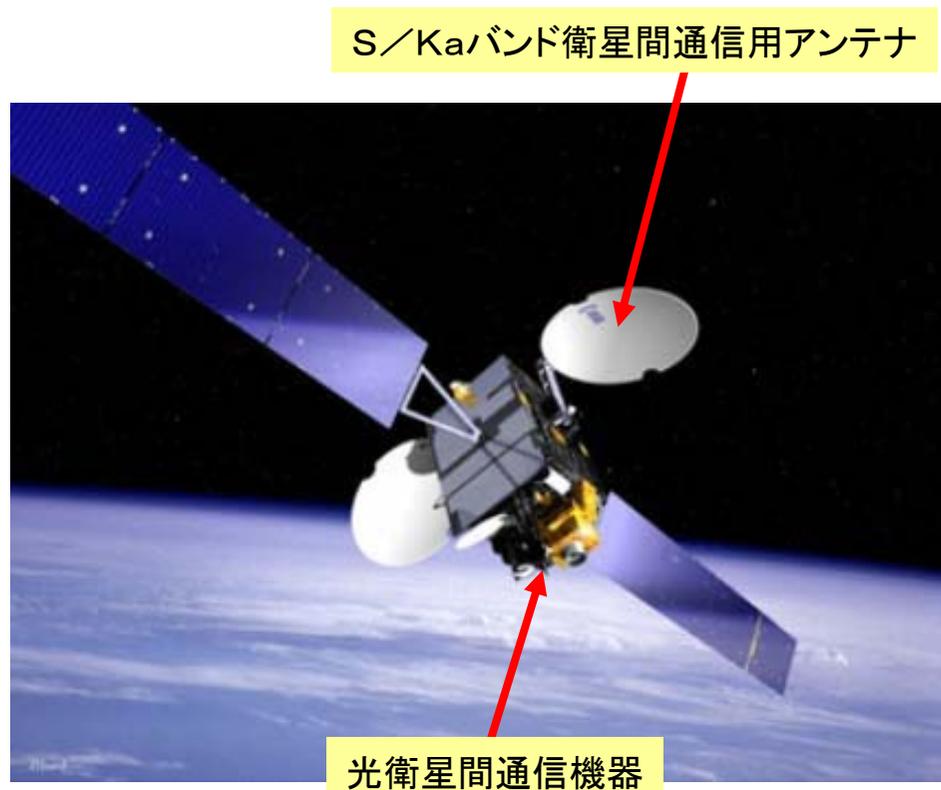
粗捕捉追尾機構

1. 「きらり」の補足説明: ARTEMIS衛星の概要

欧州宇宙機関(ESA)の先端型データ中継技術衛星ARTEMIS (Advanced Relay Technology Mission)は、主に3つの通信ミッション機器(光衛星間通信、S/Kaバンド衛星間通信、Lバンド移動体通信)を搭載している。

2001年7月12日にアリアン5で打上げられたが、ロケットの上段の不具合により静止軌道への投入に失敗した。衛星の軌道制御用電気推進装置によって静止軌道への遷移を試み、1年半のオペレーションの末、2003年1月31日に静止軌道への遷移を完了した。

寸法	25m x 8m x 4.8m (アンテナ展開時)
重量	打上げ時 3.1トン
軌道	静止衛星軌道 (東経21.5°)
設計寿命	バス系: 10年 ミッション系: 5年
ミッション	光衛星間通信 S/Kaバンド衛星間通信 Lバンド移動体通信



2. 成果補足説明: 光捕捉追尾特性評価実験(ミニマムサクセス)(1)

実験内容と評価基準

恒星・惑星を捕捉・追尾し、光衛星間通信機器の以下の捕捉追尾性能確認する。

- (1) 総合オープンポインティング精度が ± 0.2 度以下。
- (2) 捕捉追尾シーケンスが成功。
- (3) 追尾精度が $\pm 1 \mu\text{rad}$ (3σ)以下。

(1) 総合オープンポインティング精度

恒星(シリウス)を追尾対象としたオープンループ制御による捕捉・追尾を行い、衛星の姿勢制御、オンボードの時刻精度、追尾対象方向角計算精度、衛星姿勢-光衛星間通信機器間のアライメント誤差等が総合的に現れるオープンポインティング精度を測定し、 ± 0.2 度以下であることを確認した。

図2-1にシリウスをオープン追尾した際に取り得たオープンポインティング誤差を示す。

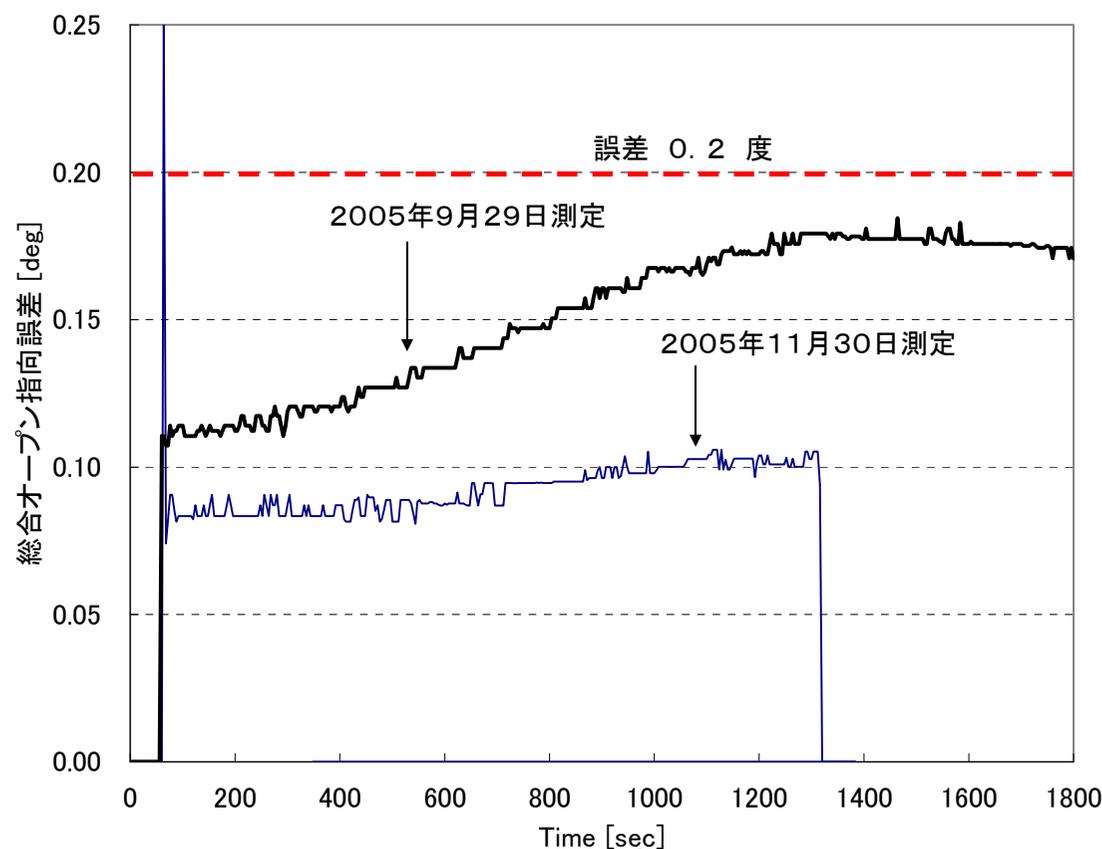


図2-1 総合オープンポインティング精度

2. 成果補足説明: 光捕捉追尾特性評価実験(ミニマムサクセス)(2)

(2) 捕捉追尾シーケンス

恒星及び惑星を追尾対象として、以下の自動制御による光捕捉追尾シーケンスを検証した。

①粗捕捉追尾センサ光捕捉



②粗捕捉追尾機構による追尾



③精捕捉追尾センサ光捕捉



④精捕捉追尾機構による追尾

図2-2は火星を捕捉追尾し、追尾定常状態まで推移し、安定した追尾を維持していることを示している。

(3) 追尾精度 $\pm 1 \mu\text{rad}$ (3σ) 以下

恒星及び惑星を対象とした追尾実験を計28回*1実施しており、各追尾対象に対する結果(各実験の 3σ 値の平均)は以下のとおり。

- ・火星: $0.20 \mu\text{rad}$ (受光レベル: -65dBm)
 - ・木星: $0.38 \mu\text{rad}$ (受光レベル: -67dBm)
 - ・シリウス: $0.94 \mu\text{rad}$ (受光レベル: -73dBm)
- (参考: ARTEMIS実験時の受光レベル: -65dBm)

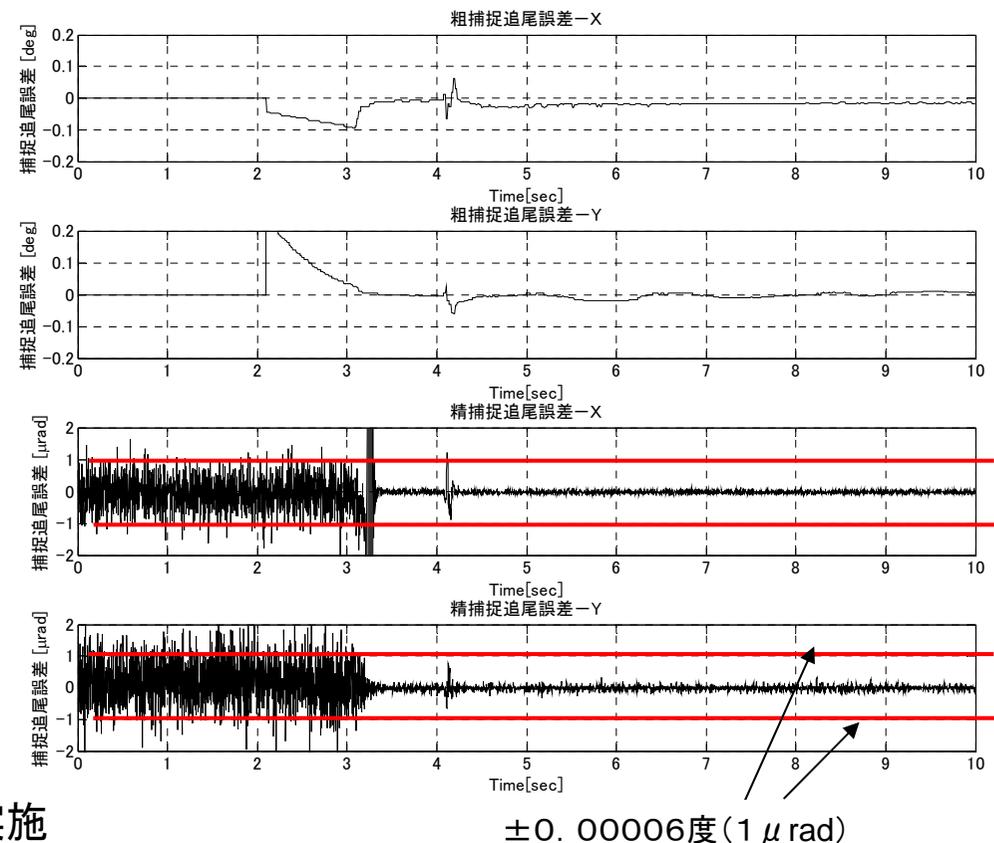


図2-2 火星を対象とした捕捉追尾実験結果

*1 ARTEMIS実験開始前までに18回実施、その後、定常運用終了まで定期的にデータ取得を実施した。

2. 成果補足説明:光捕捉追尾特性評価実験(フルサクセス)(1)

実験内容と評価基準

ARTEMISからのレーザー光を捕捉・追尾し、光衛星間通信機器の以下の捕捉追尾性能を確認する。

- (1) 総合オープンポインティング精度が ± 0.2 度以下。
- (2) 捕捉追尾シーケンスが成功。
- (3) 追尾精度が $\pm 1 \mu\text{rad}$ (3σ)以下。

(1) 総合オープンポインティング精度

宇宙空間に固定されていると見なせる恒星と違い、ARTEMISを対象とした場合は、恒星・惑星を対象とした場合に加えてARTEMISの軌道位置精度等の誤差が加わってくる。

ARTEMISとの実験においては、最初の試行時から、粗捕捉追尾センサの視野内にARTEMISからのレーザー光を捉えることに成功した。

ARTEMIS実験における総合オープンポインティング精度は全ての実験において ± 0.2 度以下であった。図2-3に例として、2005年12月から2月までに実施したARTEMIS実験の結果の例を示す。

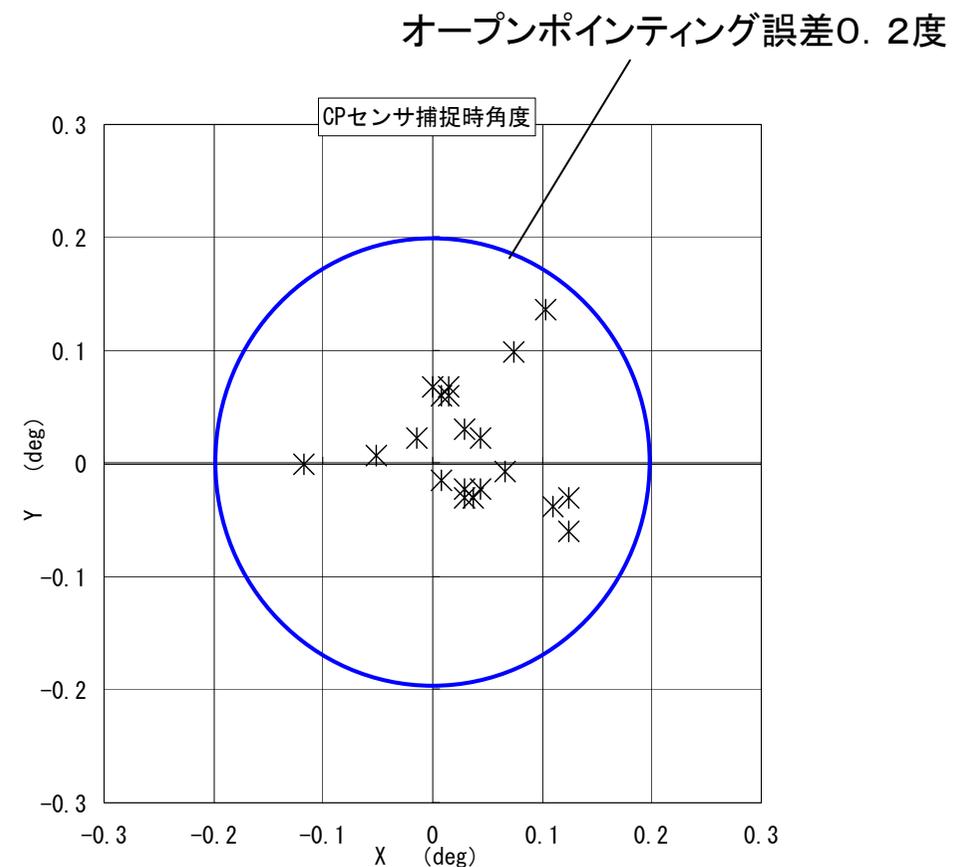


図2-3 ARTEMIS実験時のオープンポインティング誤差

2. 成果補足説明:光捕捉追尾特性評価実験(フルサクセス)(2)

(2) 捕捉追尾シーケンス

ARTEMISと「きらり」間の光衛星間通信の捕捉追尾は以下のシーケンスにより実行される。

(1) ARTEMISからのビーコン光照射及びスキャン

(2) 「きらり」がビーコン光を捕捉し、以下の動作を行う。

①粗捕捉追尾センサ光捕捉



②粗捕捉追尾機構による追尾



③精捕捉追尾センサ光捕捉



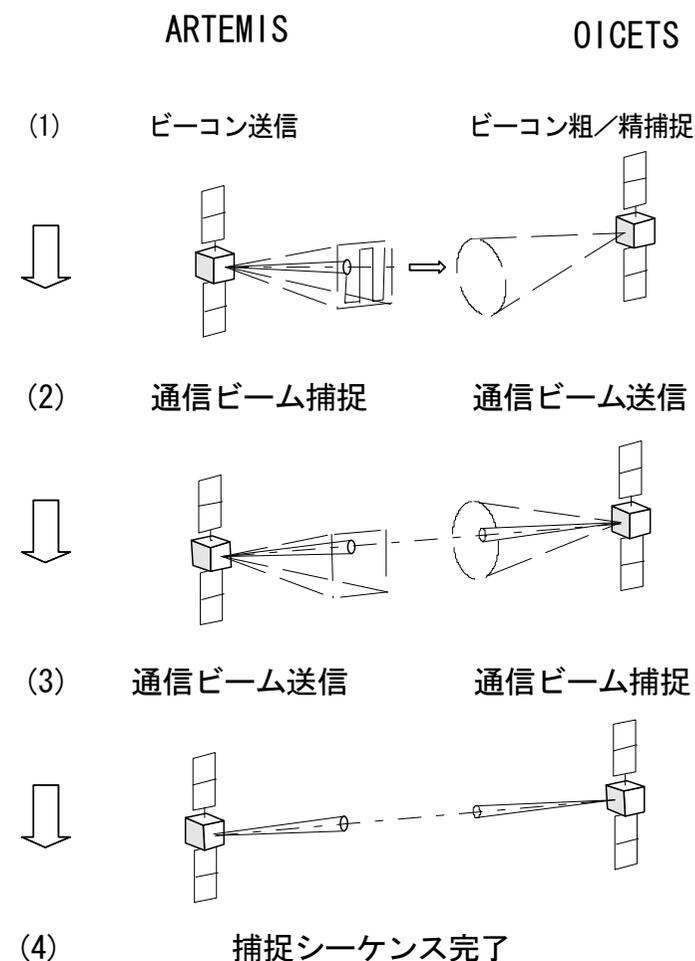
④精捕捉追尾機構による追尾



⑤「きらり」が出す通信レーザー光が追尾誤差収束に伴い、ARTEMISが受光状態となる。

(3) ARTEMISが通信光を捕捉追尾し、通信光を照射、その後、ビーコン光を停止。

(4)以後、相互に通信光の追尾・指向を双方の衛星が維持。

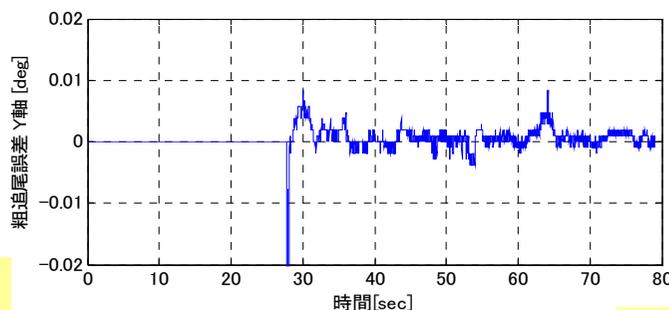
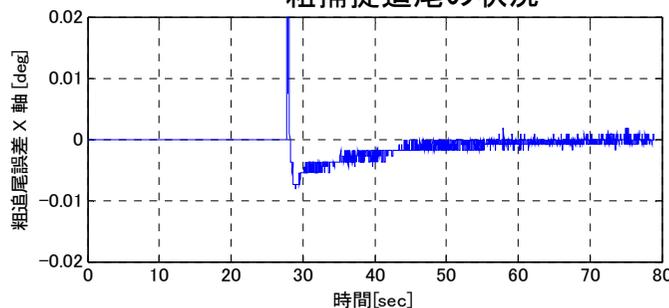


2. 成果補足説明: 光捕捉追尾特性評価実験(フルサクセス)(3)



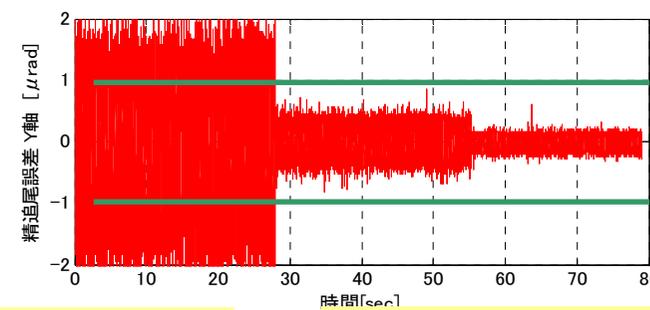
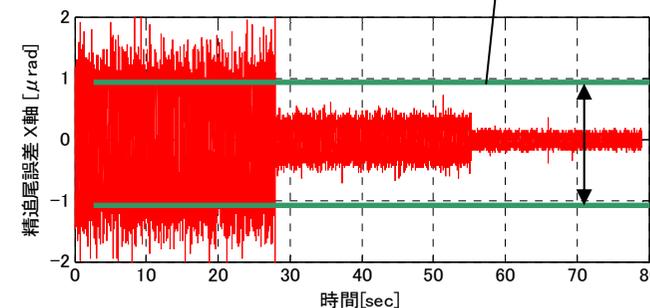
光行差を補正したレーザー光

粗捕捉追尾の状況

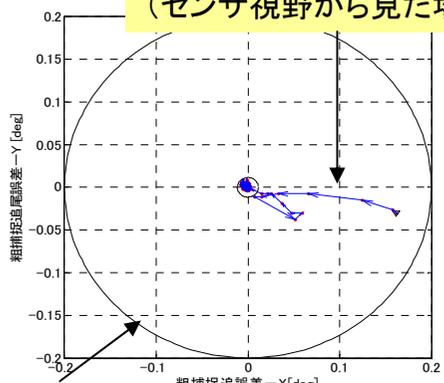


±0.00006度(1マイクロラジアン)

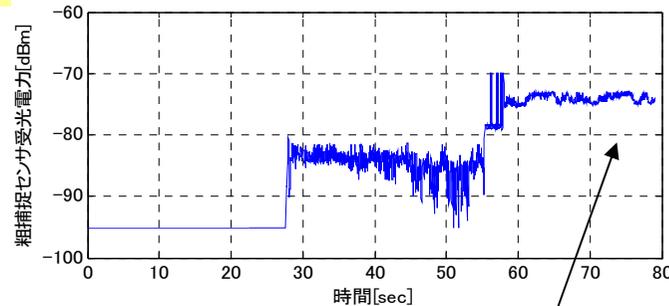
精捕捉追尾の状況



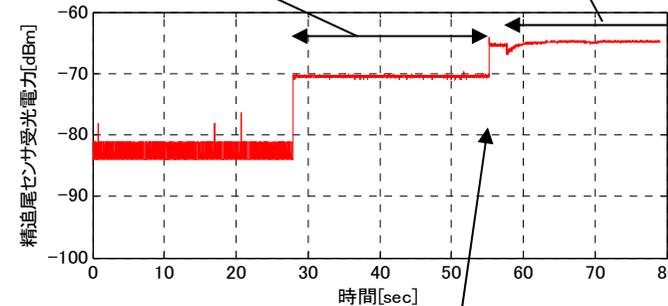
捕捉→追尾の状況
(センサー視野から見た場合)



ARTEMISビーコン照射



ビーコンオフ・通信光のみ



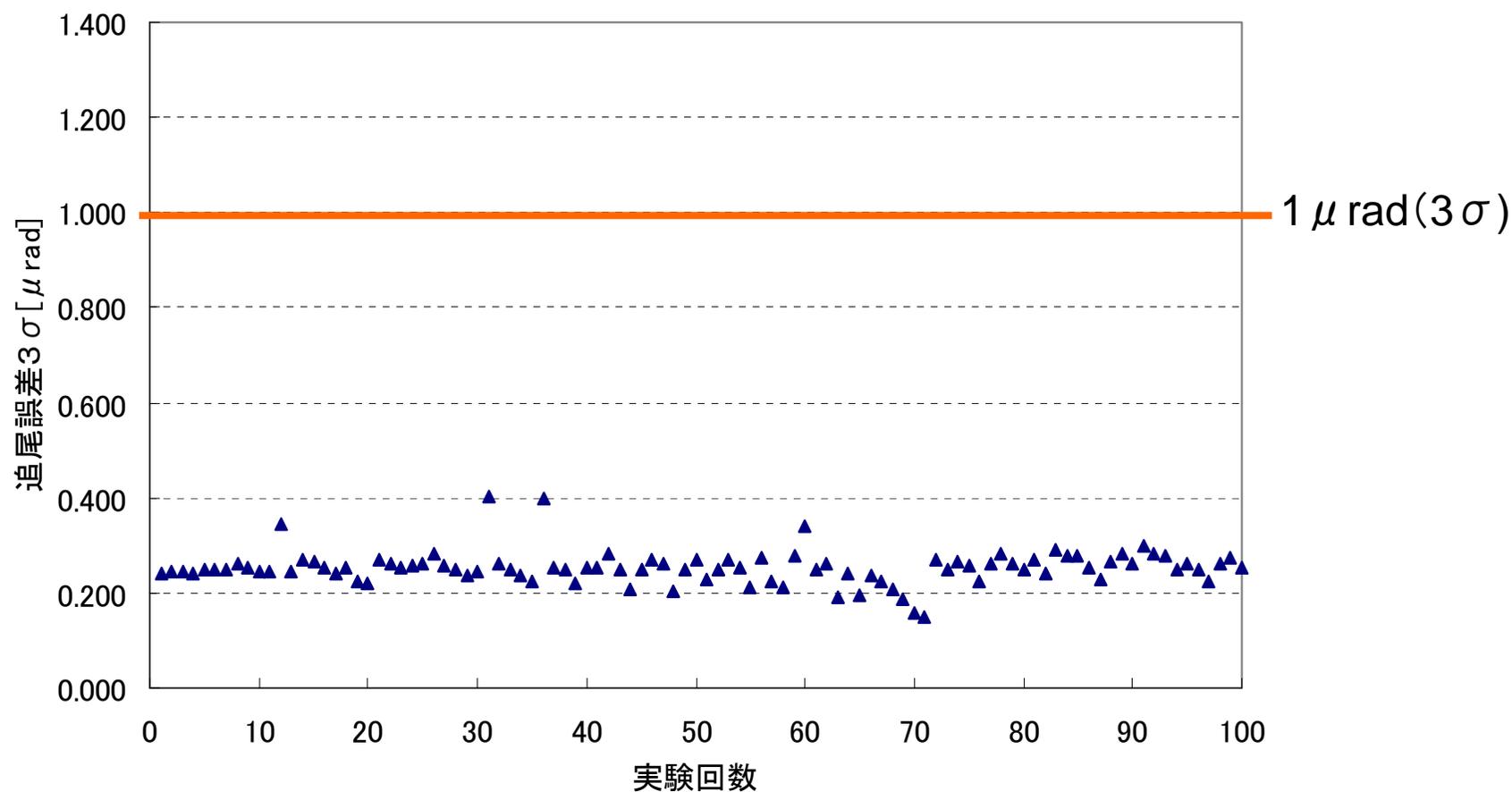
粗捕捉センサーの視野(中心から0.2度)

アルテミス・「きらり」双方の追尾・指向精度が良くなり安定状態に入っていく様子

2. 成果補足説明: 光捕捉追尾特性評価実験(フル/エクストラサクセス)(4)

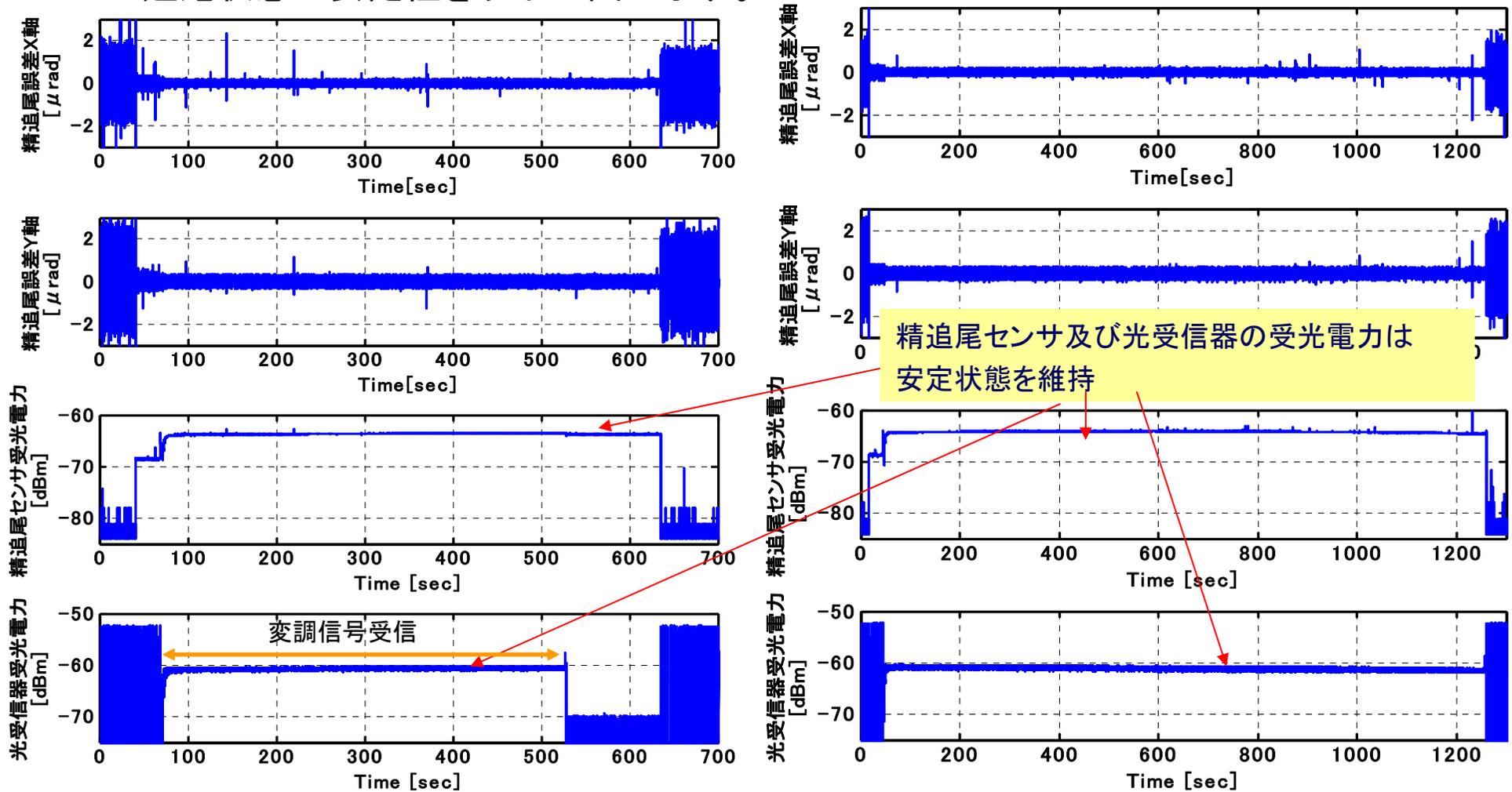
(3) 追尾精度 $\pm 1 \mu\text{rad}$ (3σ) 以下

ARTEMISとの通信実験は100回成功しており、追尾状態における追尾精度は全ての実験において、 $\pm 1 \mu\text{rad}$ (3σ) 以下であった。



2. 成果補足説明: 光捕捉追尾特性評価実験(フル/エクストラサクセス)(5)

追尾状態の安定性を以下の図に示す。

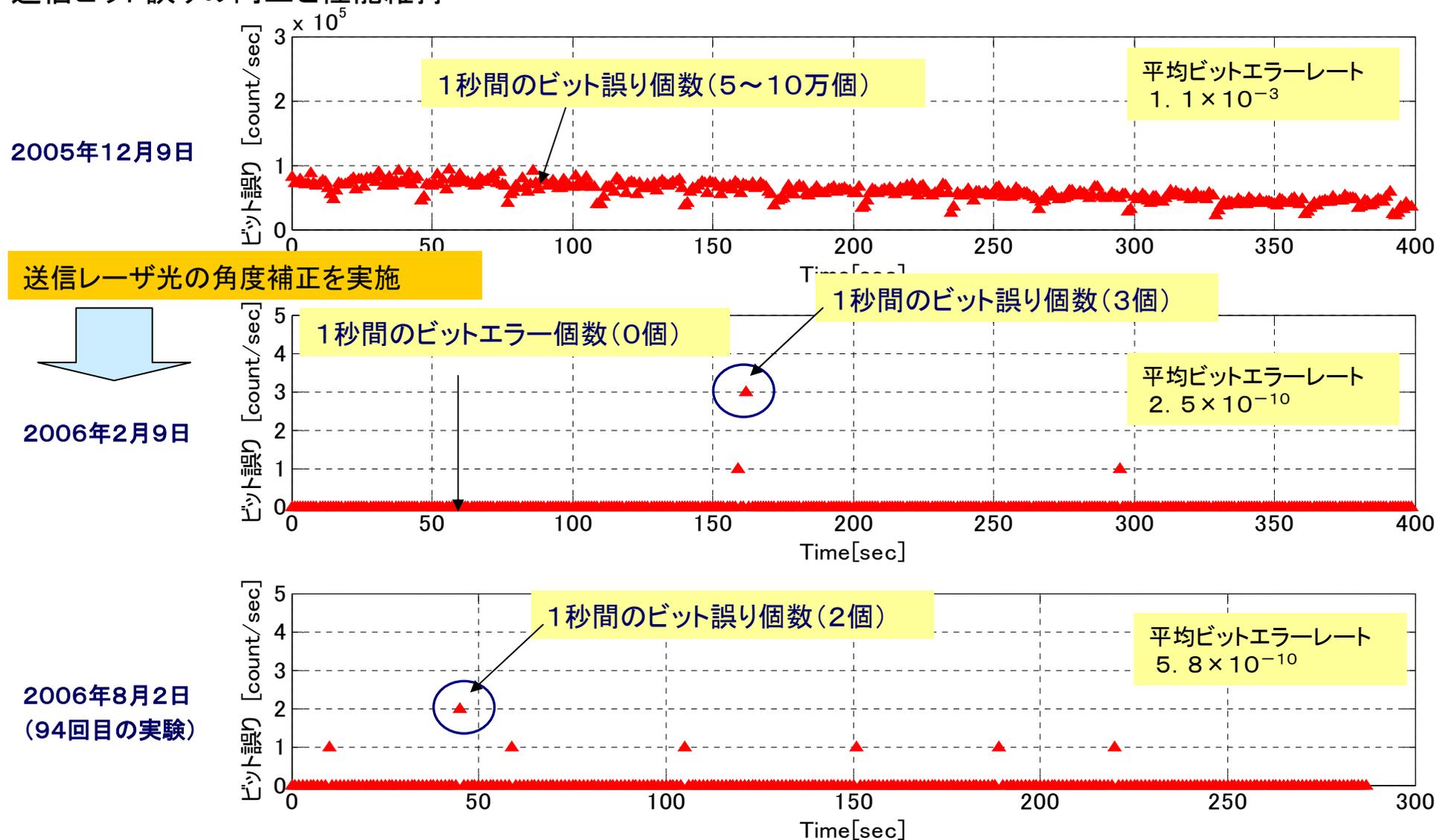


2005年12月9日

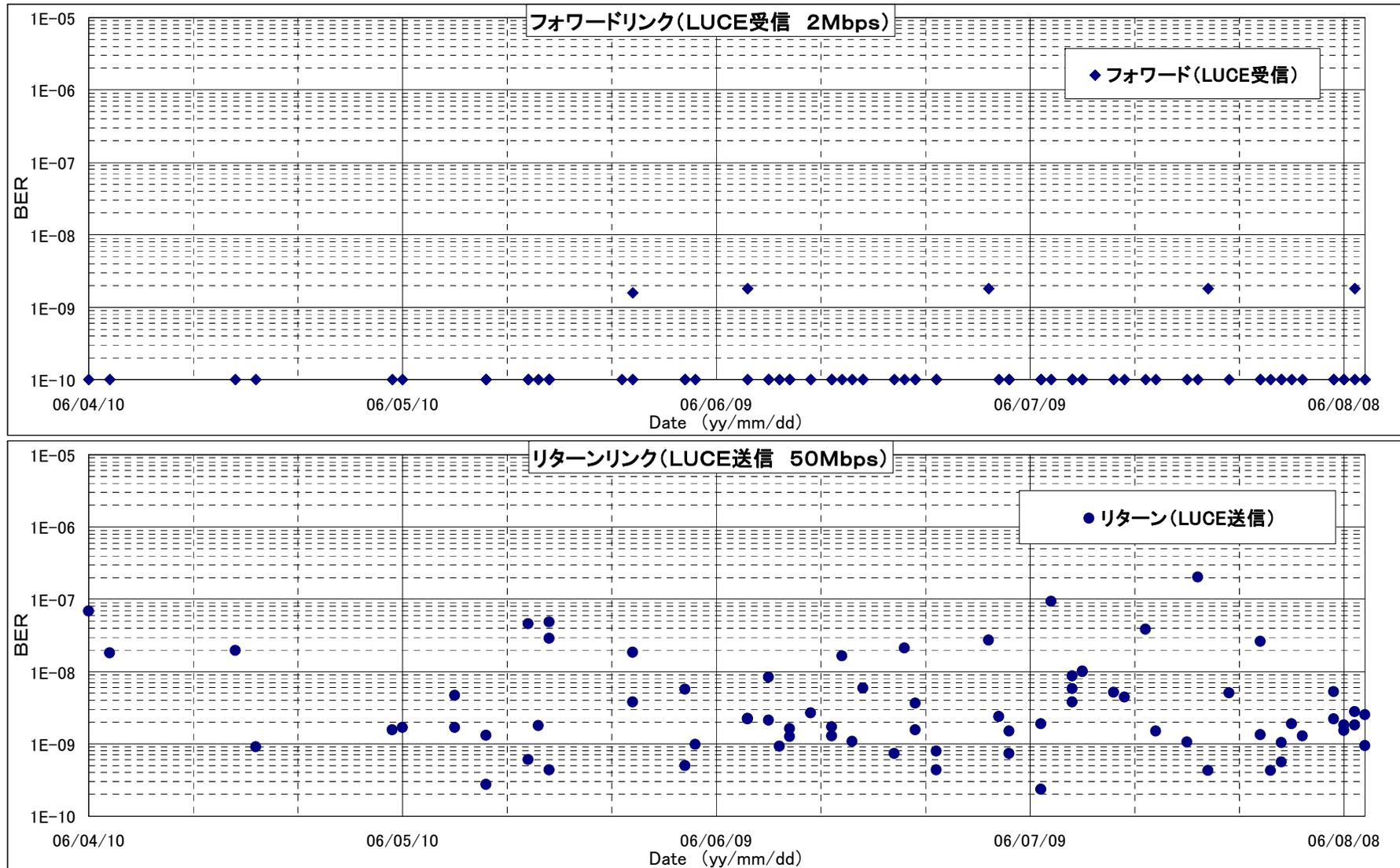
2006年5月24日

2. 成果補足説明: 光衛星間通信実験(フル/エクストラサクセス)(6)

通信ビット誤りの向上と性能維持

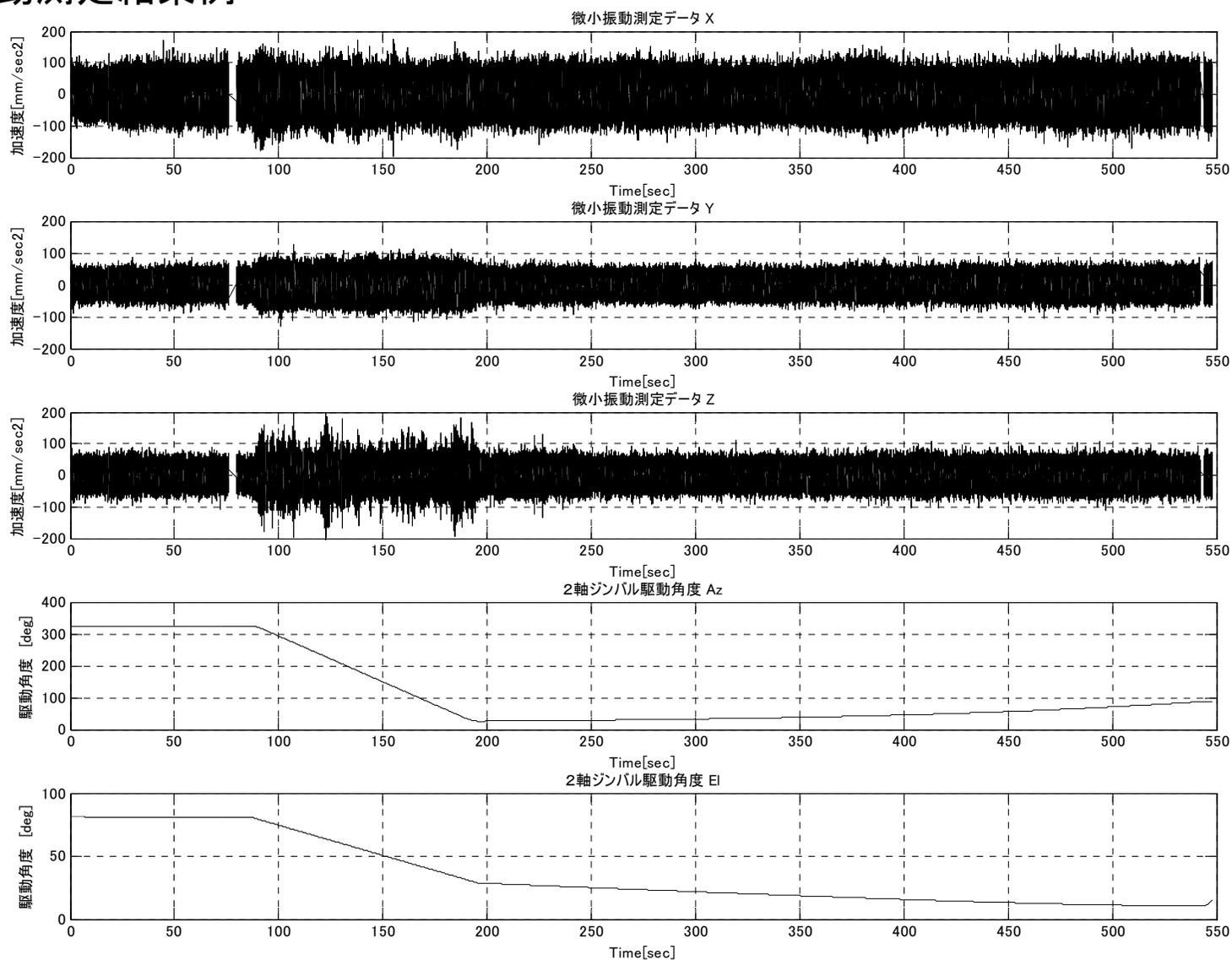


2. 成果補足説明: 光衛星間通信実験(フル/エクストラサクセス)(6)



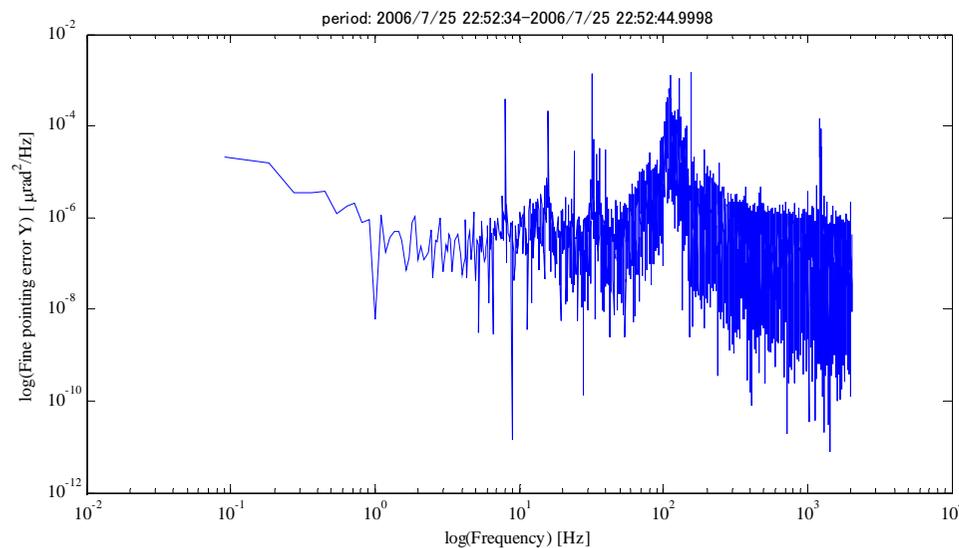
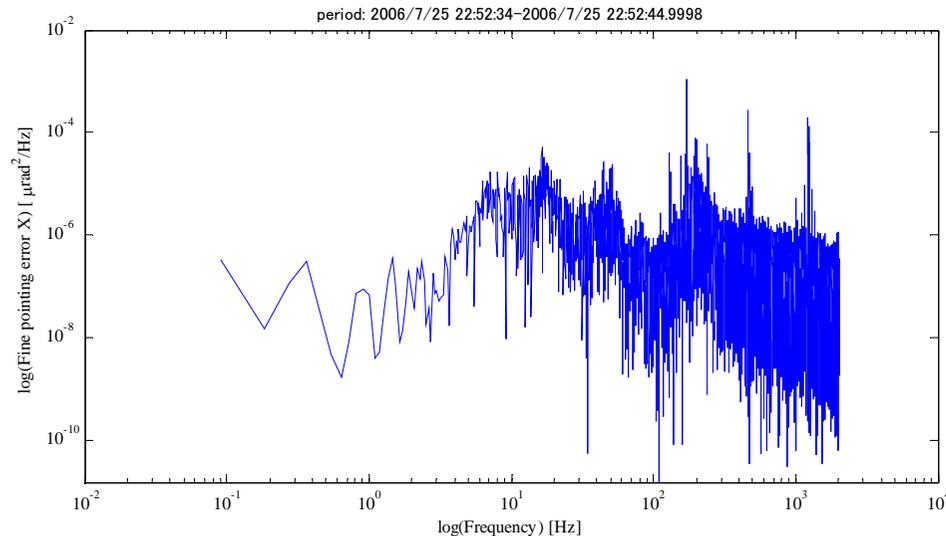
2. 成果補足説明: 衛星微小振動測定実験(エクストラサクセス)(1)

微小振動測定結果例



2. 成果補足説明：衛星微小振動測定実験(エクストラサクセス)(2)

微小振動測定結果例 (2)



- 微小振動の測定結果は、X軸方向: 109 [mm/sec²]、Y軸方向: 63 [mm/sec²]、Z軸方向: 70 [mm/sec²] (全て3σ)であった。微小振動の測定は打ち上げ以後、継続して実施してきているが、概ね同様のデータを得ており、地上試験結果に比べて微小振動は小さい傾向であった。
- 微小振動との相関を評価するために、精追尾誤差と微小振動データの周波数解析(PSD値で評価)を行い、周波数の相関を見るとOICETS自身の微小振動が精追尾に大きな影響を与えていないと評価できる結果を得た。

2. 成果補足説明: 光学系素子評価実験(エクストラサクセス)

レーザダイオードの劣化特性評価データ

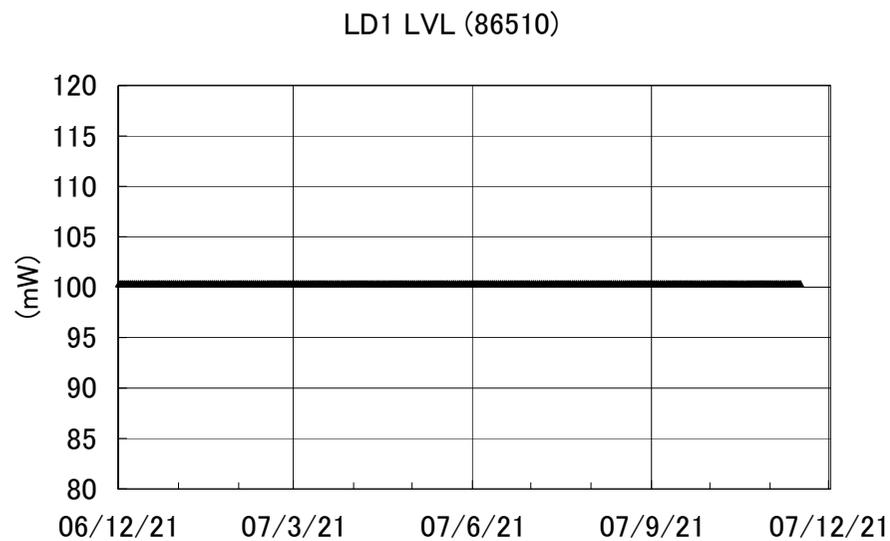


図 5 LD1光送信レベル

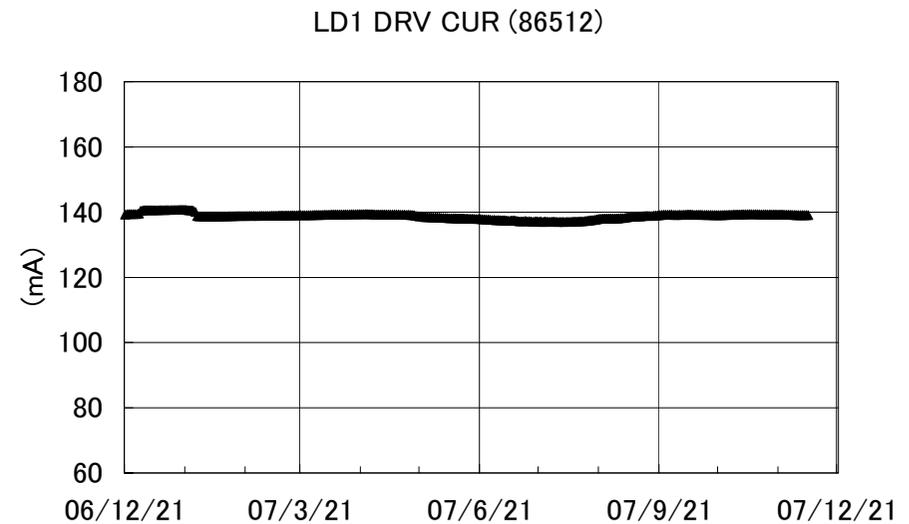


図 6 LD1駆動電流

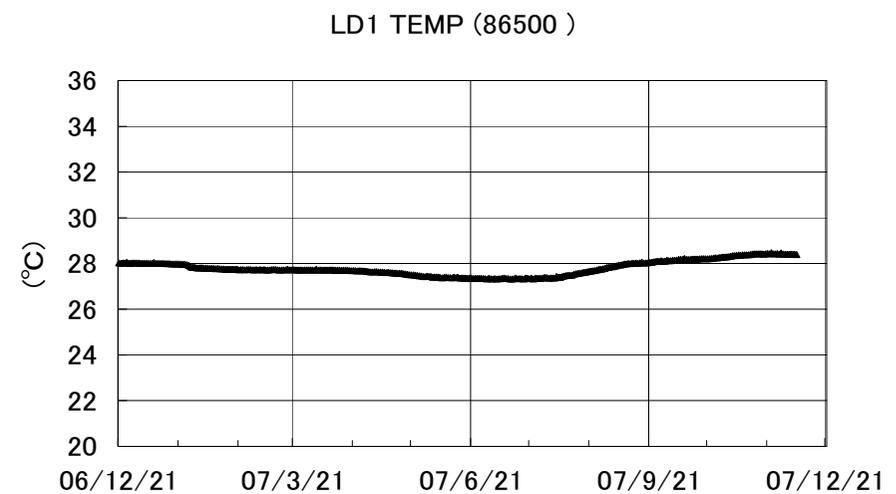
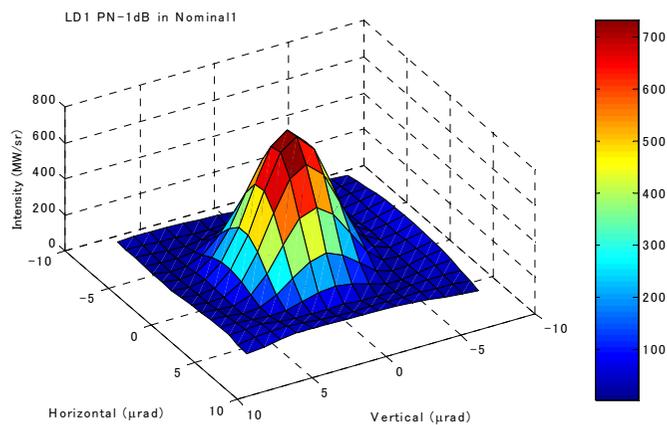
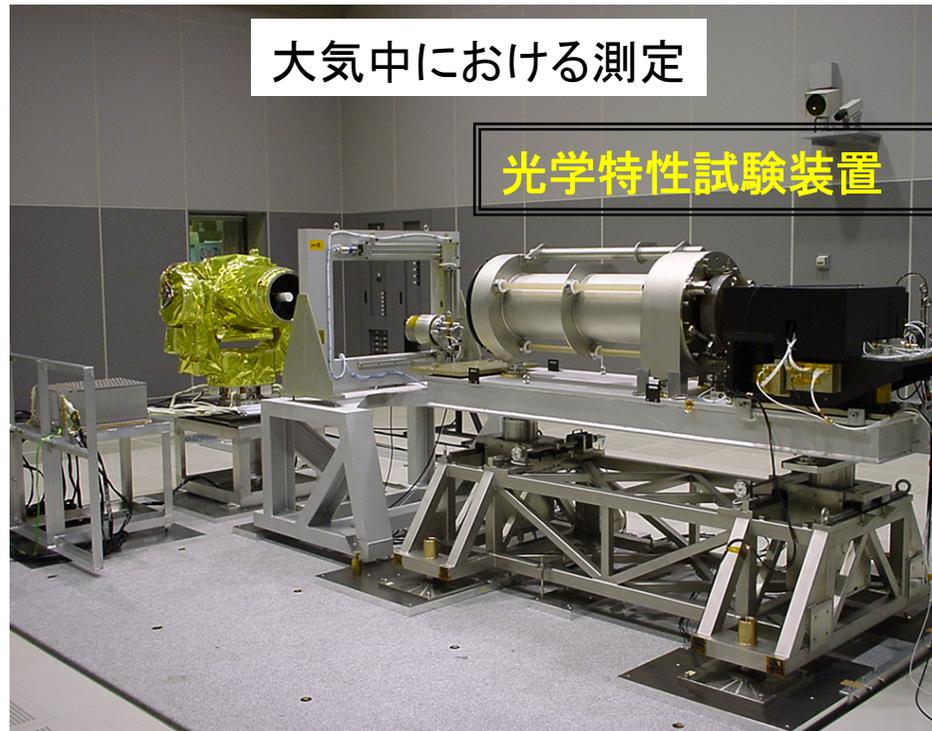


図 7 LD1温度

3. 成否の原因に対する分析補足説明(高精度な光学性能を測定する技術)



← 真空中におけるレーザー出射光の放射強度分布測定例

5. 成否の原因に対する分析補足説明(技術課題への対処)

開発着手時において、世界的に見ても実証例がない、光衛星間通信をミッションとする衛星の開発に対して、様々な技術課題が発生した。それらの技術課題に対し適切に対処を行うことにより、軌道上での実験成功に結びつけた。

技術課題の例	対処及び結果
軌道上の熱歪みによる影響を避けるため、光アンテナ(反射型望遠鏡)は、反射鏡、鏡筒などすべて、低膨張率ガラスで製作した。そのため、打上時の荷重等に耐えうる設計及び製造品の微細亀裂等の検証を必要とした。	外部有識者(東京工業大学)の指導を受け、ガラス等脆性材の事前確認方法(プルーフ試験と呼ばれる)を開発し、目視では発見できない微小な亀裂が潜在していないことを確認したものを衛星に搭載した。
打上可能質量等の制約により、スターセンサ、GPS等を使用しない一般的な姿勢制御系と、光衛星間通信機器の捕捉追尾制御系により、要求される精度を達成する必要があった。	衛星に搭載されている擾乱源(ホイール等の駆動機器)の影響を評価するため、システムレベルで微小振動環境下捕捉追尾総合試験を実施し、光衛星間通信に影響を与えないシステム設計と検証を行った。



←微小振動環境
下捕捉追尾総合
試験の様子



低熱膨張ガラス製光アンテナのプルーフ試験の様子