

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

---

## $\mu$ -LabSat NAL実験の運用

河本 聡美, 上村平八郎, 山本 宏, 西田信一郎

2004年10月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# $\mu$ -LabSat NAL 実験の運用\*

河本 聡美\*<sup>1</sup>、上村平八郎\*<sup>1</sup>、山本 宏\*<sup>2</sup>、西田信一郎\*<sup>1</sup>

## Operation of NAL's Orbital Experiment Using $\mu$ -LabSat\*

Satomi Kawamoto\*<sup>1</sup>, Heihachiro Kamimura\*<sup>1</sup>, Hiroshi Yamamoto\*<sup>2</sup>, and Shin'ichiro Nishida\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

Image processing experiments have been conducted on Micro-LabSat, which was launched as a piggyback payload of the Advanced Earth Observation Satellite-II (ADEOS II) on 14 December, 2002. In a series of experiments to test automatic target recognition using image processing techniques, Micro-LabSat released an orange-colored object called the "target" at a velocity of about 1 cm/sec towards the Earth, and then proceeded to capture images of it using an on-board CMOS camera. The target was successfully recognized, and the feasibility of the technique in a realistic scenario, using an actual on-board camera to provide color information, was confirmed. This technique is applicable to future space applications such as space debris removal. This report describes the preparation, operation, and results of these experiments.

**Keywords:**  $\mu$ -LabSat, image processing techniques, orbital experiments

### 概 要

2002年12月14日、地球観測衛星 ADEOS-II のピギーバックとして打ち上げられた  $\mu$ -LabSat において、NAL の画像処理実験が行われた。これは  $\mu$ -LabSat から直径 10 cm のオレンジ色に着色されたターゲット物体を地球背景になるように秒速 1cm 程度で放出し、衛星搭載 CMOS (Complementary Metal-Oxide Semiconductor) カメラで撮影して、画像処理により自動視認するというものである。2003年3月10日、露光調節実験においてプログラムの機能や露光レベルの確認を行い、続いて同3月14日、ターゲット放出実験を行った。ターゲットが衛星の構体影から出ない間は視認できなかったが、初期の衛星からの照り返しや日照のある状態でターゲットの自動視認に成功した。この実験により、デブリ回収などに必要とされる色情報を用いた非協力ターゲットの自動視認が有効で、実際の宇宙用カメラおよび搭載計算機で実施できることが実証された。本論文は、この実験の準備・運用・結果について報告する。

#### 1 まえがき

近年、使い終わった人工衛星やロケットなどの軌道上の不要物体、スペースデブリの増加が問題となっており、NAL ではその解決策として、デブリを専用の宇宙機で捕獲し軌道外投棄するデブリ回収・修理・除去システムの研究を進めている<sup>1)</sup>。トランスポンダやリフレクタが利用できないため通信不可能な非協力デブリを捕獲するためには、まず作業する衛星が軌道上で回収対象を自動

的に認識し、位置や運動を計測することが必要であり、電波レーダ、レーザーレーダなどのほかに、手近な光学カメラを利用することが非常に有望と考えられている。しかし軌道上は、暗黒の宇宙に地球のアルベド、一方向からのみの非常に明るい太陽光という特殊な環境であり、さらに、搭載計算機の限られた演算能力、地上との通信の制約などにより、軌道上でマーカを搭載していない非協力ターゲットを画像処理により自動的に視認する

\* 平成 16 年 2 月 20 日 受付 (Received 20 February, 2004)

\* 1 総合技術研究本部宇宙先進技術研究グループ (Advanced Space Technology Research Group, Institute of Space Technology and Aeronautics)

\* 2 独立行政法人 情報通信研究機構 (National Institute of Information and Communications Technology)

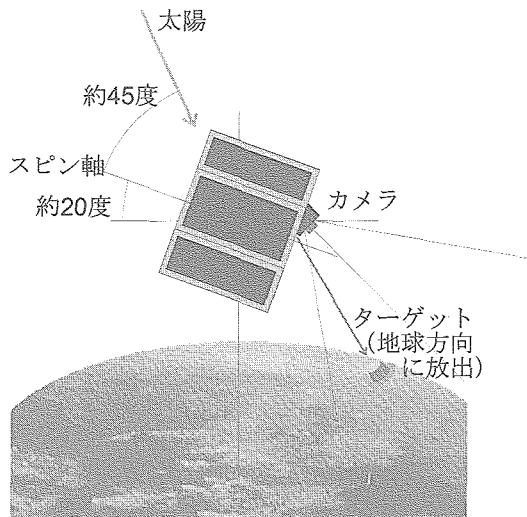


図1 実験イメージ

のは極めて難度の高い技術と考えられていた。これまで宇宙で使用されていたカメラは、データ量や処理時間の制限から白黒カメラが主であったが、近年カラーカメラが非常に安価・小型になり衛星に搭載されることも多くなったことから、本実験では色情報を用いた画像処理の有効性の実証を試みた。軌道上は厳しい光学環境ではあるが、太陽光のスペクトル・対象物体の反射のスペクトルがわかれば、どのような色に見えるかはさまざまな環境光の存在する地上よりむしろ予測しやすい。ターゲットが地球を背景として存在した場合、白黒画像ではその形状によりターゲットを視認するのは非常に複雑な処理が必要であるためターゲットへの接近経路などに大きな制約となりかねないが、色情報を有効利用することにより視認することができれば、自由な接近方向など制約の緩和が期待できる。そのため、宇宙開発事業団(NASDA)により開発された小型衛星 $\mu$ -LabSatからターゲットを地球背景方向に放出し、通信総合研究所(CRL)により開発された遠隔操作カメラ、ミッション用衛星搭載用画像処理計算機(MOBC)を用いて、色情報を頼りにターゲットを視認するというNAL実験を行うこととした。

## 2 実験の概要

NAL実験では、小型衛星 $\mu$ -LabSatにターゲット放出コマンドを送信してターゲットを約1 cm/秒で地球背景となるような方向に放出し、衛星搭載カメラで撮影する(図1)。撮影された画像を準リアルタイムテレメトリとしてすぐに小型衛星運用室で見て(クイックルック、QL)、露光レベル変更などの運用を行う。その後は搭載プログラム内で自動判断し、画像を取得、色情報を利用

表1  $\mu$ -LabSat 諸元

項目	諸元
寸法	688 $\phi$ × 515 [mm] (分離後)
形状	8角柱
質量	約 54 [kg] (分離後)
慣性能率比	1.05 以上
発生電力	55 [W] 以上
姿勢	スピン (定常)、三軸 (ミッション)
通信周波数	S 帯
コマンド	500 [bps]
テレメトリ	1024 (HK) / 4096 (ミッション) [bps]
運用予定期間	3 ヶ月以上
軌道	高度約 800 [km]
軌道傾斜角	約 99 [°]
打上げ	H-IIA ロケット ビギーバック方式
	2002年(平成14年)12月14日

した画像処理によるターゲットの位置認識、取得された画像のJPEG圧縮と転送、を繰り返す。実験はターゲット放出後約500秒、ターゲットが遠く離れ小さく見えるようになるまで続けられ、約70枚の画像を撮像する。その後何回かのパスを使って取得された画像と画像処理結果をストアデータとして全て地上に降ろす、という手順で行うこととした。

色情報としては、まずターゲットを太陽光と同じスペクトルを持つライトで照射した状態で撮像し、カラーテーブルを作成してプログラムに搭載しておいた。そして実際に撮像された画像の各ピクセルをそのカラーテーブルと照合してターゲットであるか否かを判断し、2値化画像を作成する。そのままでは細かいノイズが存在したり、あるいはターゲットであるエリアが分断されたりするので、八近傍膨張および収縮処理を施してノイズ除去処理を行い、その後ターゲットと判断されたピクセル群をクラスターに分類し、一番大きいエリアの重心位置をターゲットと判断する。画像処理アルゴリズムと地上試験結果、実験結果の詳細は<sup>2,3)</sup>を参照されたい。

## 3 実験装置

### 3.1 $\mu$ -LabSat について

$\mu$ -LabSat (マイクロラブサット) は、小型衛星技術の研究開発の一環として、宇宙開発事業団技術研究本部がインハウスで製作した約50 kg (約70 cm × 約50 cm) の小型衛星である<sup>4)</sup> (図2)。 $\mu$ -LabSatは2002年12月14日午前10時31分(日本時間)、種子島宇宙センターか

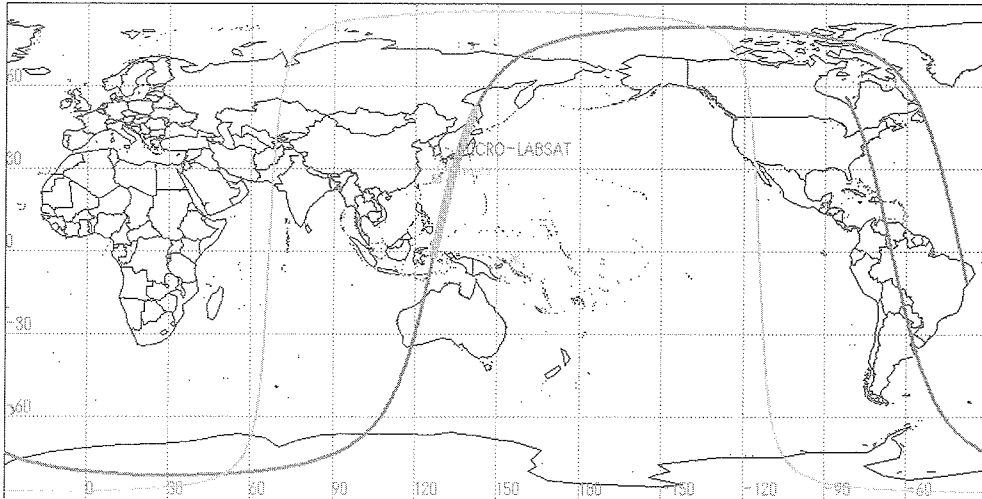


図3 μ-LabSat軌道 NAL実験前後の軌跡

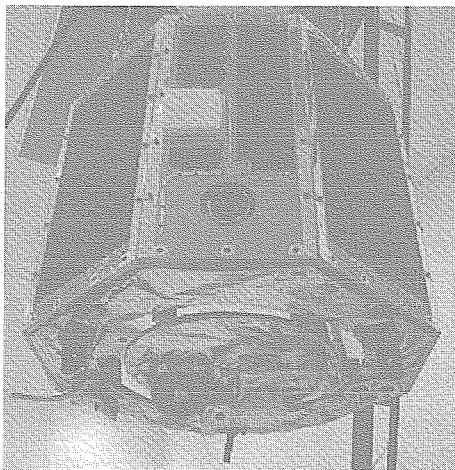


図2 μ-LabSat (NASDA 提供)  
(衛星下面にある中央やや左の丸い物体が NAL ターゲット。隣にカメラが搭載されている)

ら環境観測技術衛星 (ADEOS-II) のビジーバック衛星として、豪州衛星システム研究センターの FedSat、千葉工業大学の鯨生態観測衛星と共に、H-2A ロケット 4 号機により打ち上げられた。ミッションは、50kg 級小型衛星バス技術蓄積のための実験、将来衛星に使用される予定のロケットとの分離機構実験、および、遠隔検査技術実験 (NASDA / CRL / NAL / 東京大学との共同研究) であった。諸元は表 1 のとおり。また軌道は図 3 のとおり。

データ処理系計算機はメインコンピュータであり通信などを管理する CCE (Communication Control Electronics)、姿勢運動を管理する ACE (Attitude Control Electronics) があり、さらに CRL により開発された MOBC (ミッション用衛星搭載用画像処理計算機)

を搭載している。遠隔検査技術関連の実験は MOBC を用いて行われ、MOBC の立ち上げやターゲットの放出などの管理、MOBC のテレメトリ・コマンドの送受信は CCE から行われた。遠隔検査実験用のカメラ、ターゲットは、NAL 実験および東大実験用に 1 式ずつ搭載された。カメラ、ターゲットは全て衛星の下面 (図 2 下側) に搭載され、カメラは同一のものであるが視線方向が異なり、NAL 実験では地球が視野に多く入るように衛星機軸から 25 度傾けて取り付けられている。衛星は軌道面に対し約 20 ~ 30 度傾いた角度で飛行するため、カメラのキャント角と合わせてカメラ視野内の 3/4 程度を地球が占めることになる (図 1)。また NAL ターゲットも同じく機軸から 25 度傾いて取り付けられている。東大用のカメラ・ターゲットは暗黒宇宙を背景としてターゲットを放出・撮像するため、衛星機軸方向に取り付けられている。

μ-LabSat は打ち上げ後、約 1 ヶ月かけてチェックアウトが行われ、続いて姿勢制御や CCDESA (Charge-Coupled Devices 地球センサ) などの NASDA のミッション、カメラによる撮像・圧縮・転送や再プログラム機能の確認など CRL のミッションが行われた。その後、2003 年 3 月半ばに、NAL のターゲット放出実験が行われた。さらにその後の 5 月半ば、東大のミッションが行われた。東大ミッションではもう一つのターゲットを放出し、ターゲットに描かれたマーカを利用してターゲットの運動推定実験を行った。またターゲットが遠ざかった後は、衛星の後期ミッションという位置付けで、2 軸のみのホイールを用いてターゲットをカメラの中央部へと持ってくるような姿勢制御実験が行なわれた<sup>5)</sup>。その後も順調に飛行を続けており、様々な後期ミッションが

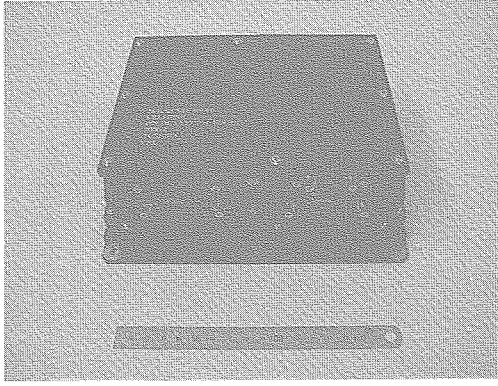


図4 MOBC (CRL提供)

表2 MOBC 諸元

外形寸法(mm)	205×160×80
重量(kg)	1.4
消費電力(w)	4.0(スタンバイ時) 5.3(ピーク時)
MPU演算処理能力	96MIPS, 10MFLOPS以上
メモリ(byte)	演算用高速メモリ(RAM)2 Mbyte 画像保存用メモリ

予定されている。

### 3.2 MOBCとカメラ

MOBC(衛星搭載用画像処理計算機)と検査用カメラはCRLにより開発された。CRLでは、軌道上で不具合を起こした衛星の検査や修理等による保全を行ったり故障衛星を代替衛星と交換することで、通信・放送衛星システムの信頼性の向上と宇宙におけるごみ(スペースデブリ)問題を解決する「軌道上保全システム」についての研究を行っている。軌道上での遠隔検査のためには検査衛星に高度な情報処理能力と自律性が必要であるため、民生用の計算機をベースに低コストで高機能な軌道上遠隔検査ミッション用の計算機を開発した<sup>6)</sup>。

#### 3.2.1 MOBC

衛星での画像処理やロボット系制御のために開発されたMCM(Multi Chip Module)で、ゲームなどに使われる民生用64bitRISC(Reduced Instruction Set Computer)プロセッサを持つ。衛星用としては国内最速の約100MIPS、10MFLOPSの性能を持ち、エラー訂正機能を持つ2MByteのWork RAM(Random Access Memory)と8MByteの画像用VRAM(Video RAM)が組込まれている。外観、諸元を図4、表2に示す。

#### 3.2.2 カメラ

CMOS撮像素子を利用した小型軽量の宇宙用カメラで

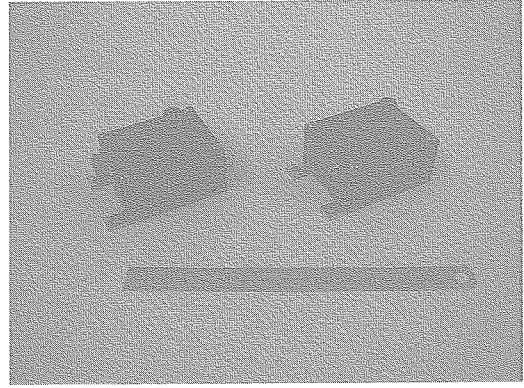


図5 CMOSカメラ (CRL提供)

表3 カメラ諸元

外形寸法(mm)	50×60×30
重量(kg)	0.14
消費電力(w)	1.4(ノミナル)
撮像能力	VGA Resolution(640× 480pixel) YC 4:2:2 Read-out
露光レベル	0~7(8段階)

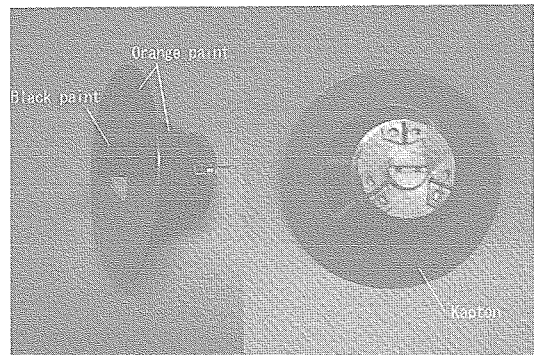


図6 ターゲット(左:横から見たターゲット。右側の円錐台部分が衛星の中になり、左側が衛星外側。右:衛星側から見たターゲット。放出直後にこのように見える。手前側銀色の部分に120度おきに板ばねが線状に見える)

あり、画角は約93 deg×71 deg、画素数は640×480、露光レベルを暗めから明るめの0から7までの8段階で変更することができる。外観、諸元を図5、表3に示す。

カメラの特性を調べるために、2000年6月には搭載用カメラを用いて、地上試験を行った。地上試験では、地球背景のスクリーンの前にターゲットのレプリカをつるし、太陽光と同じスペクトル、強度を持つ光を照射して撮像し、露光レベルの変化や撮像される色についてデータを取得しておいた<sup>7)</sup>。また升目パターンをさまざまな距離で撮像し、またレンズの歪みを調べるためのデータを取得した。

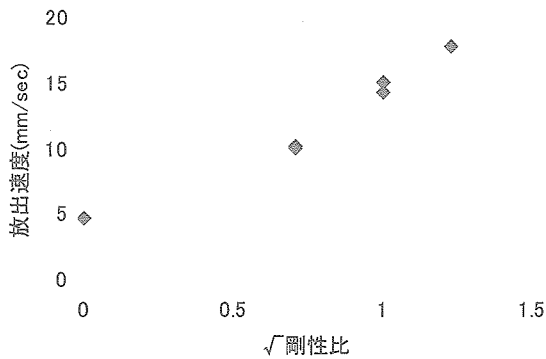


図7 落下塔実験結果

### 3.3 ターゲット

ターゲットと呼ばれる小型物体は、軌道上で衛星から低速で放出され、実験ではそのターゲットを故障衛星と見なし撮像、画像処理する。ターゲットは以下の特徴を持つ。

#### 3.3.1 外観

ターゲットは搭載上の大きさ・重さの制約の中であるべく大きな代表長さを確保するために外側にφ100 mmの円盤が取り付けられ、ちょうど帽子のような形状となっている(図6)。円盤裏側(衛星と接する部分)の部分には、カプトンフィルムが張付けてある。これは、カプトンフィルムは人工衛星の外面の断熱材として多用されているため、この色が抽出できればデブリ回収の際に有効であるからである。また円盤表側および円錐台部側面には、カプトンフィルムと色が近いオレンジ色系の塗装を施した。オレンジ色塗料としては高硬度で耐水性、耐湿性、耐磨耗性に優れた特殊セラミックウレタン樹脂塗料が使用された。この塗料は民生用のものであるため、軌道上でアウトガス対策としてベーキングを実施した。このベーキングにより若干の退色が見られたが、実験に問題となるほどのものではなかった。

#### 3.3.2 放出機構と落下塔実験

放出速度要求は、秒速約1 cmと非常に低速であるため、放出機構は新規開発された。放出前のターゲットはターゲットコンテナに収められており、内側の固縛紐により固定されている。その固縛紐をヒータで溶断することにより、ターゲットは放出される。カプトンフィルム製板ばね3枚がコンテナ下部にあり、固縛紐のテンションにより蓄えられている曲げ変形エネルギーが固縛紐溶断により解放される構造となっている。

この機構は今まで宇宙での使用実績のないものであり、NAL、東大が中心となってより正確な条件での機能確認を目的とした無重量落下実験を実施した<sup>8)</sup>。無重量落下実験は2000年3月に、岐阜県土岐市の無重量研究

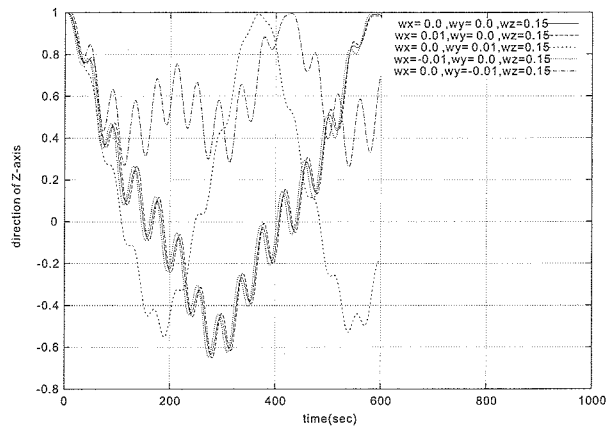


図8 ターゲットの姿勢運動。x、y、z軸回りの初期角速度をそれぞれwx、wy、wzとしている。縦軸はターゲットz軸の向きで、1.0が放出時の方向、0.0が真横、-1.0が完全反対方向を示す。

センターにて計3回行われた。分離時の大気抵抗をなくすため、およびターゲットとコンテナの固着などを実際の動作環境に近づけるために、無重量だけでなく真空中で実験を行う必要があり、ターゲットをコンテナごと小型の真空槽に入れて実験を行った。無重量になった後に固縛紐が溶断され、ターゲットは真空槽の中を秒速約1 cmで約4秒間自由運動する。真空槽には2個のターゲットが入るため、一度の落下試験で2回分のデータを得ることができた。

実験の結果、ターゲットの放出方向はカメラ視野内である35度以内におさまること、放出速度は板ばねの厚さにより調節可能であること(図7)が確認された。この結果を踏まえ、NALターゲットでは板ばねの厚みを、放出速度が約1.2 cm/秒となるように選択した。

#### 3.3.3 アンバランスマス

ターゲットは上述の並進速度を持って放出されるが、同時に姿勢運動も要求された。ターゲットは放出時に対称軸回りに回転が与えられるため、そのままだと対称軸回りのスピンのみで、まっすぐ同じ向きで遠ざかっていくことになるが、ターゲットの裏側である円盤表面も観測するため、ターゲットが放出後の姿勢運動により裏側を見せるように慣性モーメントを選ぶこととした。NALでは、内側と外側(図6円盤上にある黒い直方体が外側のアンバランスマス。内側のアンバランスマスは外見上見えない)計2個のアンバランスマスを取り付けることとした。トータルの重さは約167 g、慣性モーメント( $\text{g}\cdot\text{mm}^2$ )は

$$I_x 67858.2 \quad I_y 57596.9 \quad I_z 67733.9$$

$$I_{xy} 9.6581 \quad I_{yz} 8128.3 \quad I_{zx} 24.568$$

となった。

表4 コマンド

コマンドID	コマンド名	コマンドの内容	パラメータ数	バイト数	パラメータの意味
NALC07	NALミッションGO/NOGO	NALミッションGO/NOGOを決める	3		1 GO:1、NOGO:0
					2 T秒後に撮像を開始する。
					3 予備
NALC08	NAL露光レベル変更	CMR値露光レベルを変更する	3		1 デフォルト撮像露光レベル(0~7:ノミナル3)
					1 「+1」撮像露光レベル
					1 「-1」撮像露光レベル
NALC09	NALカラーテーブル変更	カラーテーブルを変更する	1		1 使用するカラーテーブル名(00:D 01:C)
NALC0a	NAL画像取得モード移行	画像取得モードを変更する	2		1 画像取得モード
					1 1:強制変更 0:画像取得モード=1のときのみ変更

表5 HKテレメトリ

マイナーフレーム	単位変換先	1byte	2bit	2bit	4bit	2bit	3bit	3bit	1bit	1bit	1bit	1bit	1bit	1bit	1bit	1bit	1byte	1byte
		10進	文字	文字	10進	文字	10進	10進	セ	VR	VR	VR	VR	VR	VR	VR	VR	10進*640/250
偶数	名称	テレメカカウンタ	転送モード	コマンド達成状態	達成コマンド	描出レベル	ド画像取得モード	露光レベル	セRAM2へのアクセス	VRAM2からのアクセス	VRAM1へのアクセス	VRAM1からのアクセス	CMR1電源	CMR2電源	CMR1電源	CMR2電源	ターゲット位置x	ターゲット位置y
	値	0x00-0xFF	110:非転送状態 110:ストリアル転送状態	210:受信、未達成 210:送信、未達成	0:コマンド未受信 7:NALC0007達成 8:NALC0008達成 9:NALC0009達成 13:画像処理 14:sequence移行 115:メモリ確保	320:GOOD 320:EXCELLENT 320:FAIR	0-7	0-7	1:不可 0:可	1:不可 0:可	1:不可 0:可	1:不可 0:可	1:ON 0:OFF	1:ON 0:OFF	1:ON 0:OFF	1:ON 0:OFF	0-640 (0xFFはターゲットなしを示す)	0-480 (0xFFはターゲットなしを示す)
マイナーフレーム	単位変換先	名称	値	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	1byte	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	1byte	1byte
								10進									10進*(下記参照)	
奇数	名称	値	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	0-255	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	上と同じ	平均輝度値	抽出エリアピクセル数
								0-255									0-9408 x<64: AREA = x*4 63<x<128: AREA = x*16-768 127<x<256: AREA = x*64-8912	

このようなアンバランスマスをつけることにより、ターゲットの主慣性モーメント軸が傾き、初期角速度が対称軸回りの回転のみでも、裏面を撮影できるような姿勢運動をさせることができる。図8はさまざまな初期角速度でのその後の動きを計算したものである。ターゲットは剛体としてオイラーの運動方程式を積分した。ノミナルの角速度はz軸(対称軸)回りに0.15 rad/secであるが、特にy軸回りに負の角速度がない場合、横向きだけでなくひっくり返るような姿勢運動をすることがわかる。

3.3.4 デブリ化問題について

ターゲットを放出することにより、デブリの数を増加させてしまうことになるため、問題となるかどうか検討

した。評価基準としては、NASAのSafety Standard 1740.14 “Guidelines and Assessment Procedures to Limit Orbital Debris Generation”を用いて軌道寿命を計算したところ、約92年となり推奨されている軌道寿命25年以内という基準を満たすことができないことがわかった。しかしターゲットは非常に小さいものであり、それ自体がデブリとなっても、他の小さなデブリにぶつかられて無数のデブリを撒き散らす危険性は十分小さく基準を満たすことがわかった。そこで、デブリ問題解決のための実験として、許容することとした。

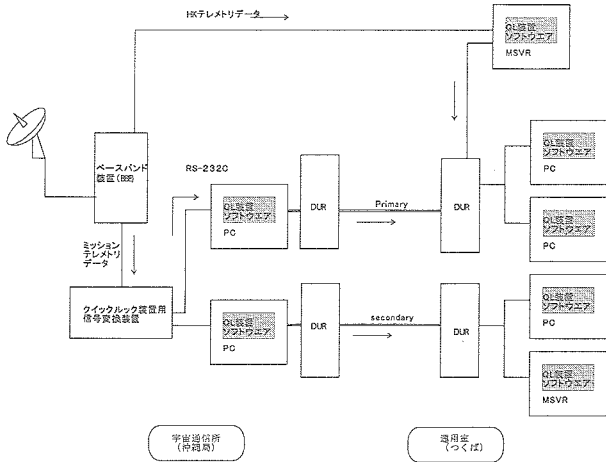


図9 クイックルックの流れ

#### 4 NALプログラムの内容

##### 4.1 通常プログラムの流れ

NALプログラムは、撮像、画像処理、JPEG圧縮、転送、を繰り返しながら、生画像やターゲット回りの切り出し画像など、画像の取り方を変更していくプログラムとなっている。撮像・カメラからMOBCへの取り込みには約1秒間、JPEG圧縮に2-3秒間、画像処理に4-5秒間かかるため、画像取得は約7~10秒に1枚となる。

##### 4.2 コマンド

NAL実験ではミッションコマンドとして、表4のような種類を用意した。

##### 4.3 テレメトリ

テレメトリはHKテレメトリ 1024 bps、ミッションテレメトリ 4096 bpsである。

HKテレメトリは、MOBCからの情報としては6バイトが割り当てられた。NAL実験中は、表5のようにHKテレメトリを構成した。

実際の運用中には、宇宙通信所ではHKテレメトリとミッションテレメトリの両方とも受信されるが、その先はHKテレメトリのみが小型衛星運用室に送られる。そのため、運用中にユーザー側はHKとミッションテレメトリの画像の両方を同時に見られないことになるが、運用上画像を見て判断したいものが多いため、ユーザー(NAL・東大)側でそのためのQL(クイックルック)設備を用意することとした。QL設備の流れは図9のようになっている。

##### 4.4 ヘッダー内容

NALプログラムで伝送されるミッションテレメトリ

表6 ヘッダー情報

バイト	内容	
1	開始コード	STX(0x80)
2		STX(0x80)
3	ヘッダバイト数	M(81)
4	機関識別子(0x11)	
	:	撮像時刻(HH, USB)
		撮像時刻(HH, LSB)
		撮像時刻(MM)
		撮像時刻(SS)
		画像番号(MSB)
		画像番号(LSB)
		輝度設定
		CMRステータス
		画像種別(右表参照)
		tlm_counter
		get_image_mode
		Port(1or2)
		平均輝度(MSB)
		平均輝度(LSB)
		クラスター数(MSB)
		クラスター数(LSB)
	クラスター#0	クラスター#0の位置x(MSB) × 20倍 クラスター#0の位置x(LSB) × 20倍 クラスター#0の位置y(MSB) × 20倍 クラスター#0の位置y(LSB) × 20倍 クラスター#0の大きさ(MSB) クラスター#0の大きさ(LSB)
		クラスター#1~#9まで 9個分
		s/n比(MSB) × 1000倍
		s/n比(LSB) × 1000倍
	:	ステータス(MSB)
		ステータス(LSB)
M+3		
M+4		データバイト数N(USB)
M+5	データバイト数N	データバイト数N
M+6		データバイト数N
M+7		データバイト数N(LSB)
M+8	画像	Data1 Data2  DataN
M+N+7	終了コード	ETX(0x81)
M+N+8		ETX(0x81)

はヘッダー、画像、フッターという構成になっており、ヘッダーは表6のように構成されている。

##### 4.5 SOE (Sequence of Events)

NAL実験の際の運用要求は表7のとおりである。NALターゲット放出実験に先立ち、ターゲットを放出しない以外はほぼ同一条件下でイベントを実行し、適正露光レベルの探索および本実験のリハーサルを目的として露光調節実験を行うこととした。NALターゲット放出実験、およびその前の露光調節実験のSOEは表8、表9のとおりである。

##### 4.6 衛星の軌道・姿勢

衛星は高度約800 km、軌道傾斜角約98.7度、降交点地方時約10:30の軌道に投入された。そのため日本を



表7 NAL実験要求事項

分類	必要パス数	パス連続要求	QL運用条	日照条件	姿勢状態	通信所	備考
露光調節実験	1(三軸へ移行)	連続					
	1(画像取得)		必要	必要	三軸	沖縄局1局で可	ターゲット放出の4日前(同じ軌道条件であること)
	7(ストアドデータダウンロード(最大1MB))						ターゲット放出前に解析時間があるように、なるべく早め希望
ターゲット放出実験	1(三軸へ移行)	連続					
	1(画像取得)		必要	必要	三軸	2局	
	20(ストアドデータダウンロード(最大3MB))						
ターゲット放出実験予備	ターゲット放出実験時と同じ						予備パスの確保が出来なかった場合及び、予備パスでもターゲット放出ができなかった場合、後期運用期間の中で実施できる機会を探索することとする。

表8 ターゲット放出実験SOE

NALターゲット放出実験(2003/3/14) SOE						
Seq	主局AOS後時間(秒)	イベント	トリガ(アプリンクコマンド)	パラメータ	オペレーション内容	備考
1					準備・確認	
2	0	リンク確立				
3	160	ミッション側にハンドオーバー				
4	100	CMR1オン	HK CMRオン		HKテレメの確認	
5		MOBCオン、NALミッションメインプログラム開始	HK MOBCオン	露光変数[0]=0x11(NALモード), [1]=0xFF, [2]=0x00, [3]=0x00	HKテレメの確認	MOBCと同時にプログラム開始
6		露光レベル変更	#008 露光レベル変更	0x03, 0x03, 0x03	HKテレメの確認	
7					HKテレメ、QL装置による画像(47レム)の確認	画像取得、縮小JPEG圧縮、準リアル転送
8		必要な露光レベル変更	#008 露光レベル変更	運用時に決定 (例:0x02, 0x02, 0x02)	HKテレメの確認	
9		必要なカメラリセット	HK CMRオフ、オン		HKテレメの確認	
10					HKテレメ、QL装置による画像(47レム)の確認	
11		ターゲット分離前の確認			システム側に状態確認	
12	230 観界430	NAL ミッションスタート	#007 NAL ミッションGO/NOGO	0x01(GO), 0x00(秒後)	HKテレメの確認	画像取得開始
13		ターゲット分離	HK(ターゲット分離)		HKテレメの確認	限界の時間までに分離できなければ実験中止
14					ターゲット分離の確認	
15					HKテレメ、QL装置による画像の確認	縮小JPEG画像を準リアル転送しQL。同時に、同じ画像を通常サイズのJPEG圧縮しVRAMに保存
16		必要な露光レベル変更	#008 露光レベル変更	運用時に決定 (例:0x03, 0x03, 0x03)	HKテレメの確認	
17		必要なカラーテーブル変更	#009 カラーテーブル変更	0x01(テーブルC)	HKテレメの確認	ターゲットが視野内に入り、必要であれば露光変更コマンド、カラーテーブル変更コマンドを送信
18		必要な露光レベル変更	#008 露光レベル変更	運用時に決定 (例:0x03, 0x03, 0x03)	HKテレメの確認	
19		必要な画像取得モード移行	#010 画像取得モード移行	0x02(画像取得モード2), 0x00(モード1のときの)	HKテレメの確認	QL停止、JPEG画像をCOEに1枚ずつ送付開始

表 8 続き

20		T+120	画像取得モードLossless_1移行	(メインプログラム内で自動判断) <Seq-13 + 120sec>		HKテレメの確認	生データをVRAMに保存
21		T+130	画像取得モード3移行	(メインプログラム内で自動判断) <Seq-20+ 生画像取得転送後(10秒程度)>		HKテレメの確認	JPEG画像をCCEIに1枚ずつ転送
22	610		ミッション側からハンドオーバー				
23		T+310	画像取得モードLossless_2移行	(メインプログラム内で自動判断) <Seq-21+ 180sec>		HKテレメの確認	生データをVRAMに保存
24		T+330	画像取得モード4移行	(メインプログラム内で自動判断) <Seq-23+ 生画像取得転送後(10-20秒程度)>		HKテレメの確認 (可視終了まで)	5枚に1枚、ターゲット周辺切り出し生データ 残りは通常JPEGを、CCEIに1枚ずつ転送
25	811		コマンド送信終了				
26		T+530	画像取得モード5移行	(メインプログラム内で自動判断) <Seq-24+ 200sec>			VRAMに保存してあったJPEG画像および生データ2枚を転送
27	980		CMRオフ	スタートコマンドCMRオフ			
28		T+750	NALミッションプログラム終了予定	(プログラムで自動終了) <Seq-26+ 約220sec>			
29		T+750	MOBCオフ予定	(プログラムで自動オフ)			
30	1230		MOBCオフ	スタートコマンドMOBCオフ			
31			スピン移行				

通過するのは午前(9:00~13:00頃)の降交点側および午後(20:30~24:30頃)の昇交点側であり、降交点側が日照パスとなる。また衛星の姿勢は、通常時はスピン、NAL実験時は三軸慣性空間固定であり、磁気センサ、光ファイバージャイロ、粗太陽センサ、2個のモーメントムホイールを用いて以下のように制御される。

- ・衛星スピン軸は太陽方向ベクトルと軌道面外ベクトルからなる平面にあり、太陽方向から約30~45度傾いている

- ・実験を行ったのは3月14日であり、太陽は南緯2.8度にあった。そのため、実験パスではAOS(Acquisition of Signal)から921秒後に太陽方向と軌道法線ベクトルからなる平面を衛星が通過することとなった

実験中は上述のスピン軸方向でスピンも止めた慣性飛行であるが、そのスピン軸回りには自由度が残っており、実験中の地球の見え方などを考慮してミッション側から要求することができる。NALはターゲットが地球を背

表 9 露光調節実験 SOE

NAL露光調節実験(2003/3/10) SOE						
Seq	主局AOS後時間(秒)	イベント	トリガ(アップリンクコマンド)	パラメータ	オペレーション内容	備考
1					準備・確認	
2	0	リンク確立				
3	160	ミッション側にハンドオーバー				
4	160	CMRオン	HKCMRオン		HKテレメの確認	
5	175	MOBCオン、NALミッションメインプログラム開始	HKMOBCオン	環境変数[0]=0x11(NALモード)、[1]=0xFF、[2]=0x00、[3]=0x00	HKテレメの確認	MOBCと同時にプログラム開始
6	190	露光レベル変更	#008:露光レベル変更	0x03, 0x03, 0x03	HKテレメの確認	
7					HKテレメ、QL装置による画像(5枚)の確認	画像取得、縮小JPEG圧縮、準リアル転送。QLで確認
8	235	カメラリセット	HKCMRオフ		HKテレメの確認	
9	250		HKCMRオン		HKテレメの確認	
10	265	NALミッションスタート	#007: NALミッションGO/NOGO	0x01(GO), 0x00(秒後)	HKテレメの確認	画像取得開始
11					HKテレメ、QL装置による画像(5枚)の確認	画像取得、縮小JPEG圧縮、準リアル転送。QLで確認
12	310	露光レベル変更	#008:露光レベル変更	0x02, 0x02, 0x02	HKテレメの確認	
13					HKテレメ、QL装置による画像(5枚)の確認	画像取得、縮小JPEG圧縮、準リアル転送。QLで確認
14	355	露光レベル変更	#008:露光レベル変更	0x03, 0x03, 0x03	HKテレメの確認	
15					HKテレメ、QL装置による画像(5枚)の確認	画像取得、縮小JPEG圧縮、準リアル転送。QLで確認
16	385	画像取得モードLossless_1移行	(メインプログラム内で自動判断) <Seq-10 + 120sec>		HKテレメの確認	生データをVRAMに保存

表9 続き

17	395	画像取得モード3移行	(メインプログラム内で自動判断) <Seq-16+ 生画像取得転送後(10秒程度)>		HKテレメの確認	JPEG画像をCCEIに1枚ずつ転送
18	410	露光レベル変更	#008 露光レベル変更	0x04, 0x04, 0x04	HKテレメの確認	
19					HKテレメの確認	JPEG画像をCCEIに1枚ずつ転送
20	435	露光レベル変更	#008 露光レベル変更	0x05, 0x05, 0x05	HKテレメの確認	
21					HKテレメの確認	JPEG画像をCCEIに1枚ずつ転送
22	500	露光レベル変更	#008 露光レベル変更	0x03, 0x03, 0x03	HKテレメの確認	
23					HKテレメの確認	JPEG画像をCCEIに1枚ずつ転送
24	545	露光レベル変更	#008 露光レベル変更	0x01, 0x01, 0x01	HKテレメの確認	
25	575	画像取得モードLossless_2移行	(メインプログラム内で自動判断) <Seq-17+ 180sec>		HKテレメの確認	生データをVRAMに保存
26	595	画像取得モード4移行	(メインプログラム内で自動判断) <Seq-25+ 生画像取得転送後(10-20秒程度)>		HKテレメの確認 (可視終了まで)	5枚に1枚、ターゲット周辺切り出し生データ、残りは通常JPEGを、CCEIに1枚ずつ転送
27					HKテレメの確認	JPEG画像をCCEIに1枚ずつ転送
28	600	画像取得モード5移行	#010 画像取得モード移行	0x05(画像取得モード5), 0x01(強制移行)	HKテレメの確認	VRAMに保存してあったJPEG画像および生データ2枚を転送
29	610	ミッション側からハンドオーバー				
30	820	NALミッションプログラム終了予定	(プログラムで自動終了) <Seq-28+ 約220sec>			
31	980	CMRオフ	スタドコマンドCMRオフ			
32		MOBCオフ予定	(プログラムで自動オフ)			
33	1230	MOBCオフ	スタドコマンドMOBCオフ			
34		スピン移行				

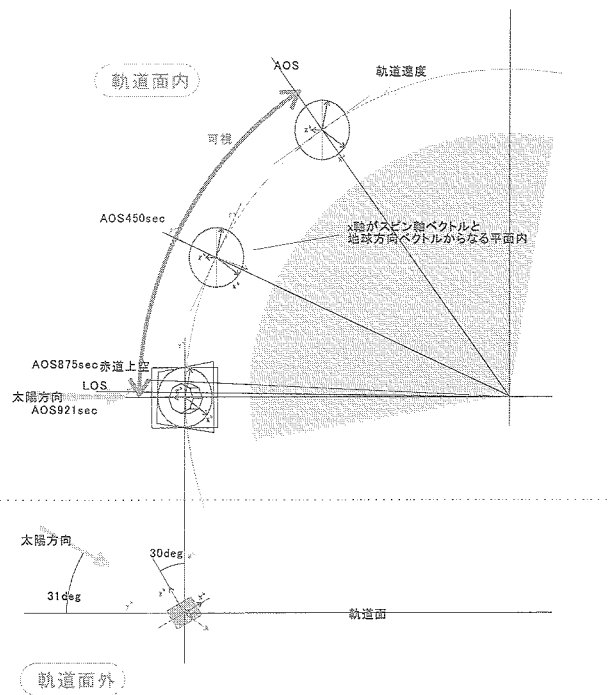


図10 衛星姿勢

景に撮像されることを目的とし、AOS後450秒後に地球が最大、すなわちスピン軸ベクトルと地球方向ベクトルからなる平面内に衛星x軸があるような姿勢を要求した

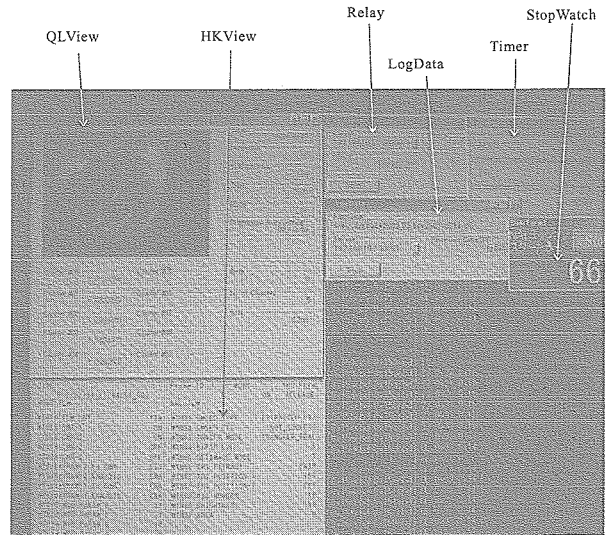


図11 運用画面

(図10)。

#### 4.7 運用ソフトウェア

衛星の運用はNASDA側システムから行われたが、NAL実験の運用はNALで作成した地上運用ソフトを専用のPCに表示させて行った。図11は実際の運用画面である。

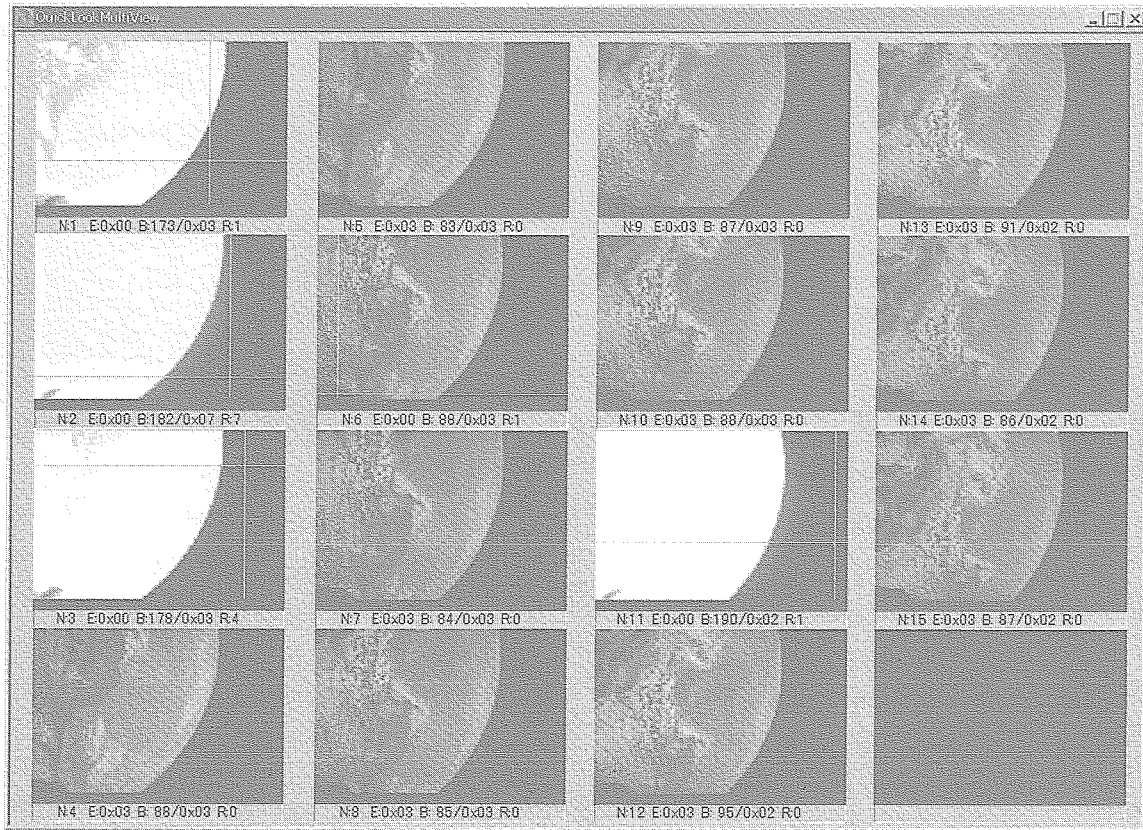


図12 露光調節実験の様子

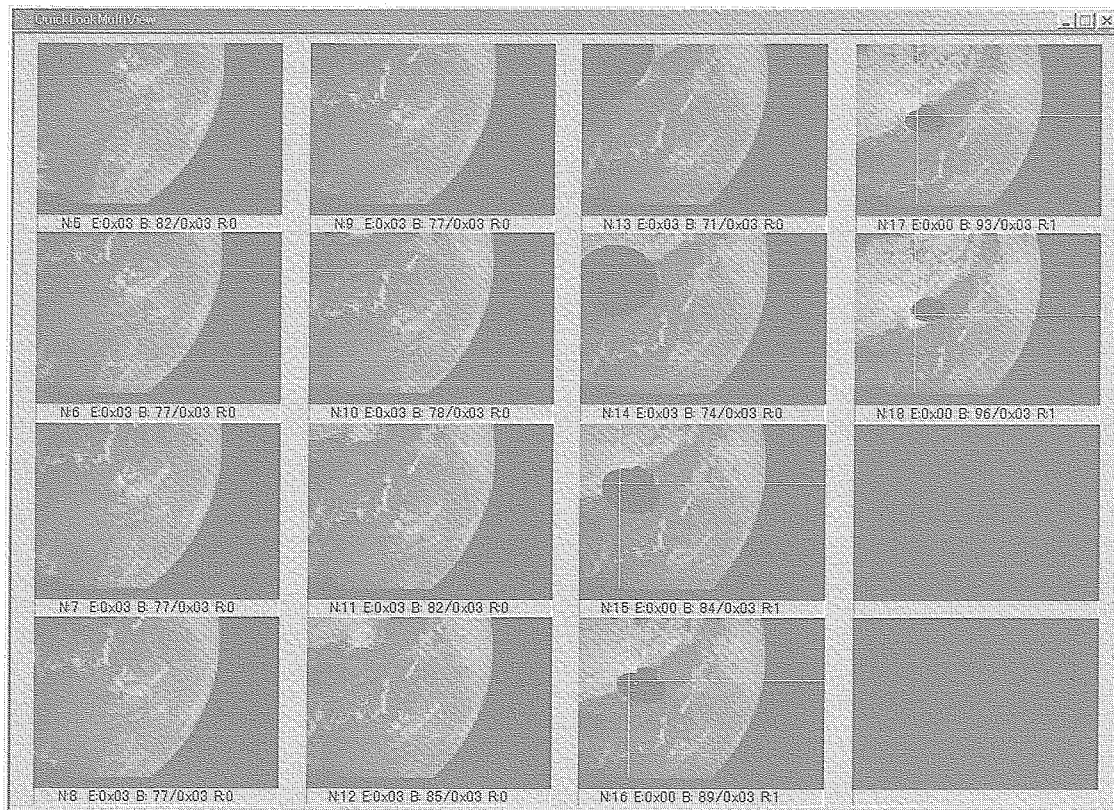


図13 ターゲット放出実験の様子

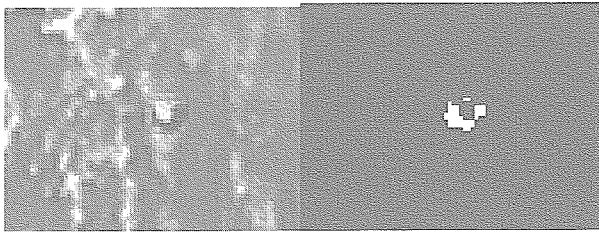


図14 画像番号65 ターゲット回りの切り出し（中央丸い物体がターゲット、右が画像処理結果で、白い部分が抽出されたターゲット部分を示す）

## 5 実験結果

### 5.1 露光調節実験

JST 3月10日 10:49:53 AOS

11:04:41 LOS

表9のSOEのような予定通りのコマンドを送信し、生画像2枚を含む計42枚の画像を撮像した。プログラムは正常に動作し、地球の見え方も予想通りであったことから衛星の姿勢制御が正しくできていることが確認できた（図12）。

### 5.2 ターゲット放出実験

JST 3月14日 10:38:57 AOS

11:53:45 LOS

表8のSOEに従い実験を開始した。NALミッションGO/NOGOコマンド送信の後、画像取得モードが問題なく移行したことをHKテレメトリで確認できたため、続いてターゲット放出コマンドを送信した。ターゲットは構体影内にあり地球を背景に非常に暗く撮像されていたが、色抽出に成功した（図13、十字が抽出されたターゲットを示す）。これは地球のアルベド光を衛星が照り返してターゲットに照射されていたものであり、ターゲットが近距離にあるうちのみ抽出することができた。その後距離が離れるに従いアルベド光の反射が弱まりターゲットの抽出が出来なかったが、ターゲットが構体影から出て太陽光に照射された画像番号64から撮像を終了するまでの画像（4枚）ではターゲットを抽出することができた。画像番号65は画像取得モード4でターゲットの回りを切り出した生画像であり、中央にターゲットが撮像されていることからオンボードで正しく画像処理できていることがわかる（図14）。

結果として、カメラチェックも含め計67枚の画像が実験により取得された（2枚のフルサイズ生画像を含む）。ターゲットが自動認識できたのは放出直後の4枚、ターゲットが遠ざかり衛星の構体影から出た最後の4枚を含む計9枚であった。合計のデータ量は約2.9 MByteであった。

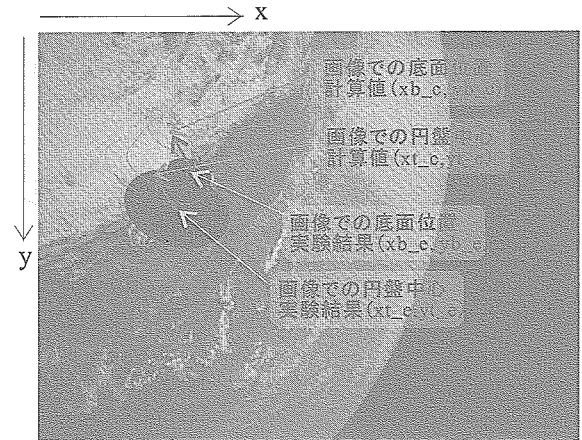


図15 画像からの入力

ターゲットが長い時間構体影の中を通過したのは、太陽の方向とターゲット放出方向が近く、また放出方向も横にずれたこと、速度が遅かったこと、衛星の姿勢も傾いていたことなどの要因が重なったことによる。

### 5.3 実験の結論

小型衛星 $\mu$ -LabSatからNALターゲットを放出し、色情報を用いた画像処理によるターゲットを自動認識するという実験に成功した。実験は演算能力などに制約の多い宇宙用の搭載計算機およびカメラを用いて行われたが、ターゲットが微かに照らされた状態から直射日光下までの広い照度範囲で色情報による抽出が出来て、複雑な模様を有する地球を背景としても、ターゲットを自動的に抽出することができた。

### 5.4 ターゲットの運動推定

ターゲットの連続画像から放出速度・方向・初期角速度などを推定した。入力情報としては、ターゲットが撮像された画像48枚のうち、 $\phi 100$  mm円盤の中心座標と底面（板ばねのついている面）の中心座標、および画像を撮像した時間である。なお画像はカメラのたる型歪みが大きかったため、3.2.2で述べた搭載カメラを用いた撮像試験でのデータをもとに、歪みを補正した画像を用いた。

前提として、

・衛星座標上でのカメラ位置

−0.106, −0.035, −0.276 (m)

カメラ方向 衛星−z軸方向からx軸方向に25度

・衛星座標上でのターゲット初期位置

−0.039, −0.101, −0.263 (m)

・ターゲット重心

0.00898, −1.44, 11.6 (mm)

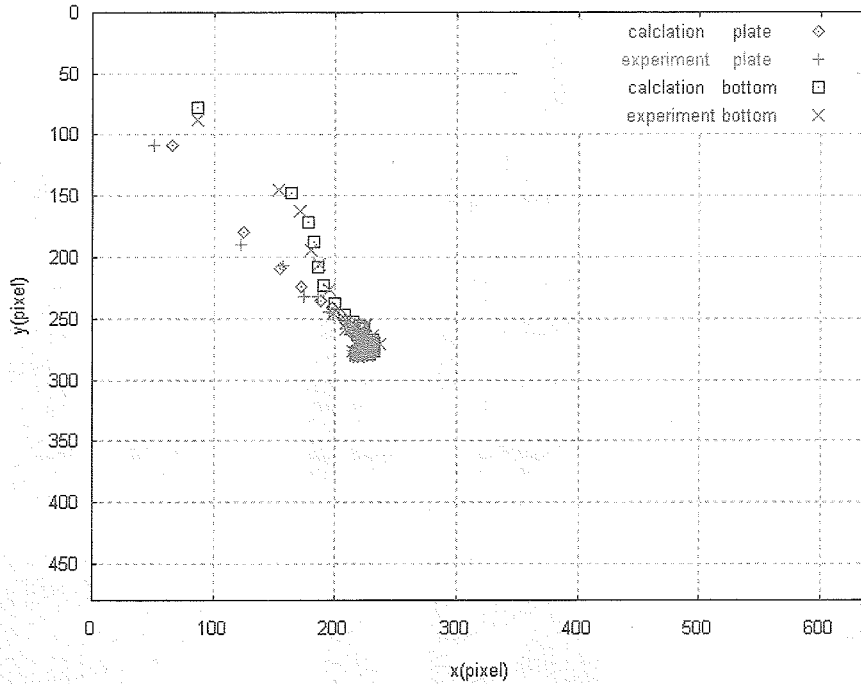


図16 推定結果

ただし、外側アンバランスマスがあるのが-y軸方向、z軸方向はφ100 mmの天板の表面から測ったもの

- ・ターゲット慣性モーメント (gmm<sup>2</sup>)

Ix 67858.2 Iy 57596.9 Iz 67733.9

Ixy 9.6581 Iyz 8128.3 Izx 24.568

ターゲットは剛体

- ・衛星姿勢 スピン軸は慣性固定、スピン軸回りに一定回転速度

未知数

- ・ターゲット速度
- ・放出方向 (2方向)
- ・放出時間 (HK表示でTRG Releaseとなるまでの時間)
- ・ターゲット初期角速度 (3方向)
- ・ターゲット初期z軸回り角度
- ・衛星スピン軸回り回転角速度

計9変数

評価関数

- ・円盤の中心位置、底面中心の画像上での距離の2乗和最小。すなわち、円盤の中心位置を計算値 (xt<sub>c</sub>, yt<sub>c</sub>)、実験値 (xt<sub>e</sub>, yt<sub>e</sub>)、底面中心を計算値、(xb<sub>c</sub>, yb<sub>c</sub>)、実験値 (xb<sub>e</sub>, yb<sub>e</sub>) として (図15)、

$$\sum((xt_c - xt_e)^2 + (yt_c - yt_e)^2 + (xb_c - xb_e)^2 + (yb_c - yb_e)^2) \rightarrow \text{最小}$$

となるような値を、修正パウエル法による収束計算によ

り求めた。

その結果、

- ・速度：8.0 mm/sec (ノミナル 12 mm/sec)
- ・放出方向 地球側に：36.6 deg (ノミナル 25 deg)
- ・横方向に：13.2 deg (ノミナル 0 deg)
- ・速度各方向成分 Vx Vy Vz：4.67, 1.09, -6.46 mm/sec
- ・放出時間：0.0 sec
- ・角速度 ωx, ωy, ωz：0.048, -0.026, 0.078 rad/sec (ノミナル ωz 0.15 rad/sec)
- ・ターゲットz軸回り初期角度：1.42 rad
- ・衛星スピン軸回り角速度：2.5e-05 rad/sec

となった。円盤の中心位置と底面中心の計算値および実験値は図16のようになり、ほぼ一致した。また図17は推定された値を用いて描いたCGである。左から実際に撮像された画像、歪みを補正した後の画像、CGである。歪みを補正した画像とCGはほぼ見え方が同一であり、運動が推定できたものと考えられる。

## 6 むすび

本論文は、小型衛星μ-LabSatを用いたNAL実験の準備・運用・結果について報告した。NAL実験においては、色情報を利用した画像処理技術によりターゲットを自動的に視認することに成功した。今後は、今回の実験で確認した画像処理技術を宇宙システムに適用する研究・開発を進める予定である。

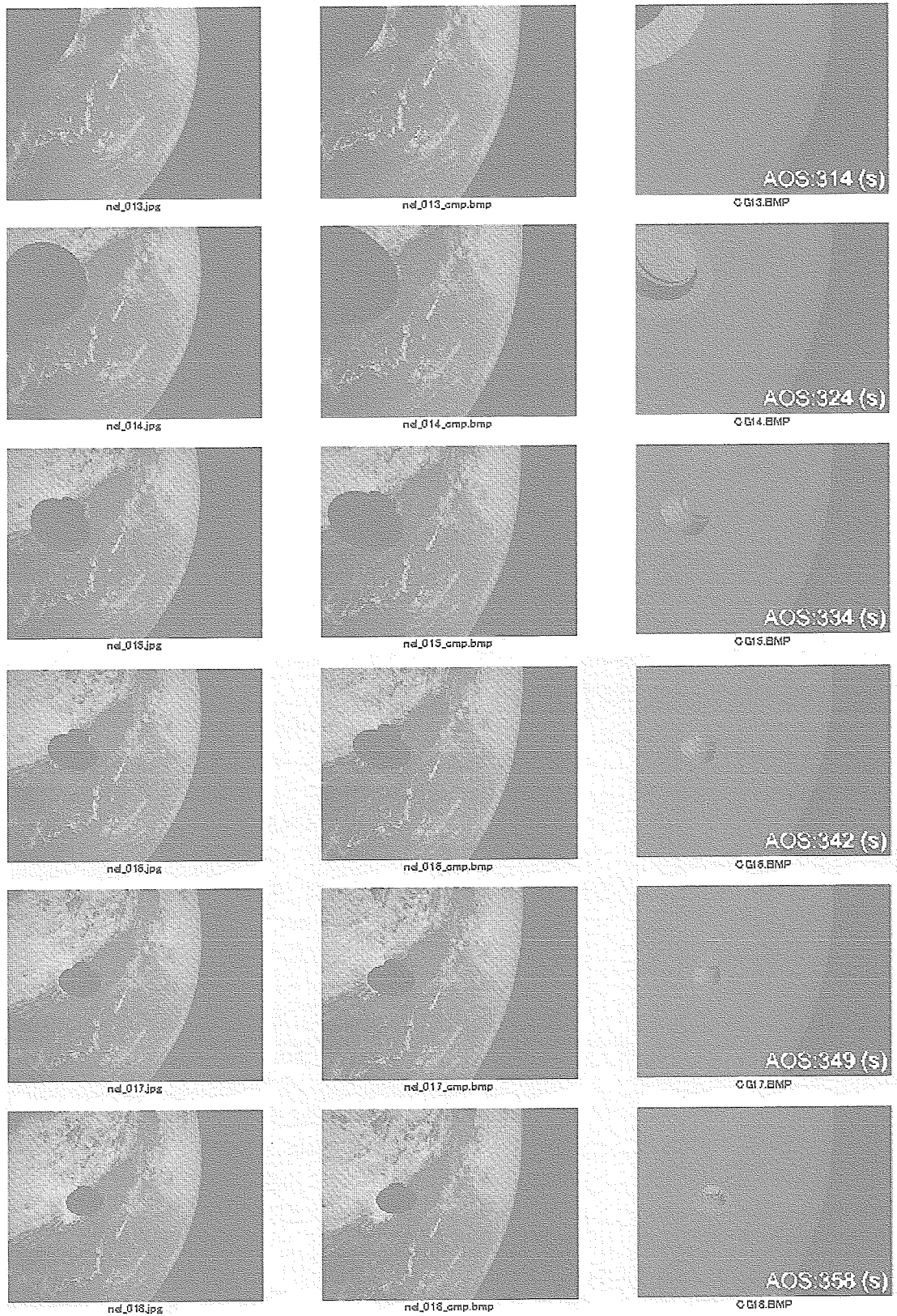


図 17 ターゲットの様子 (左から、実際の画像、歪みを補正した画像、CG)

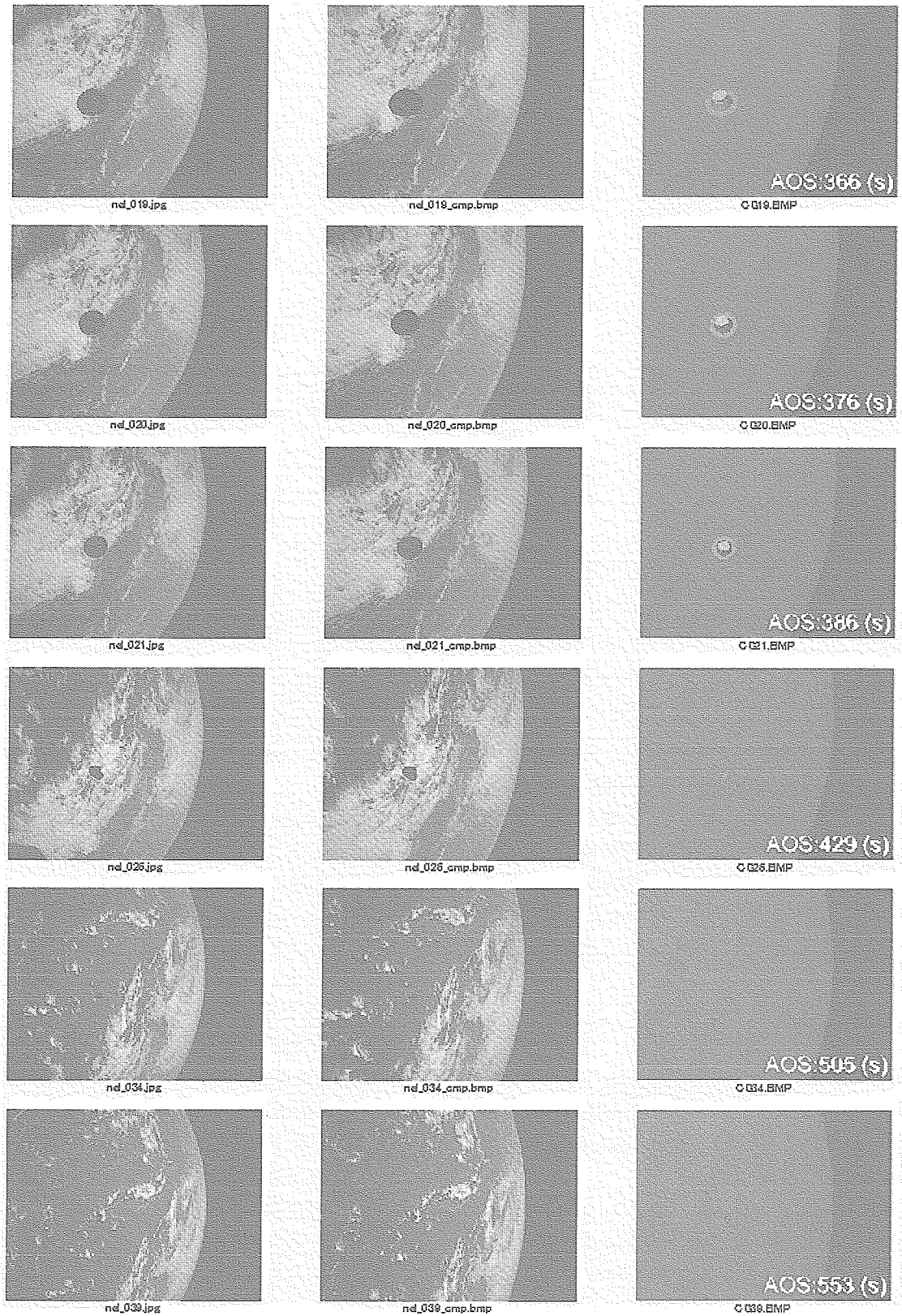


図 17 続き



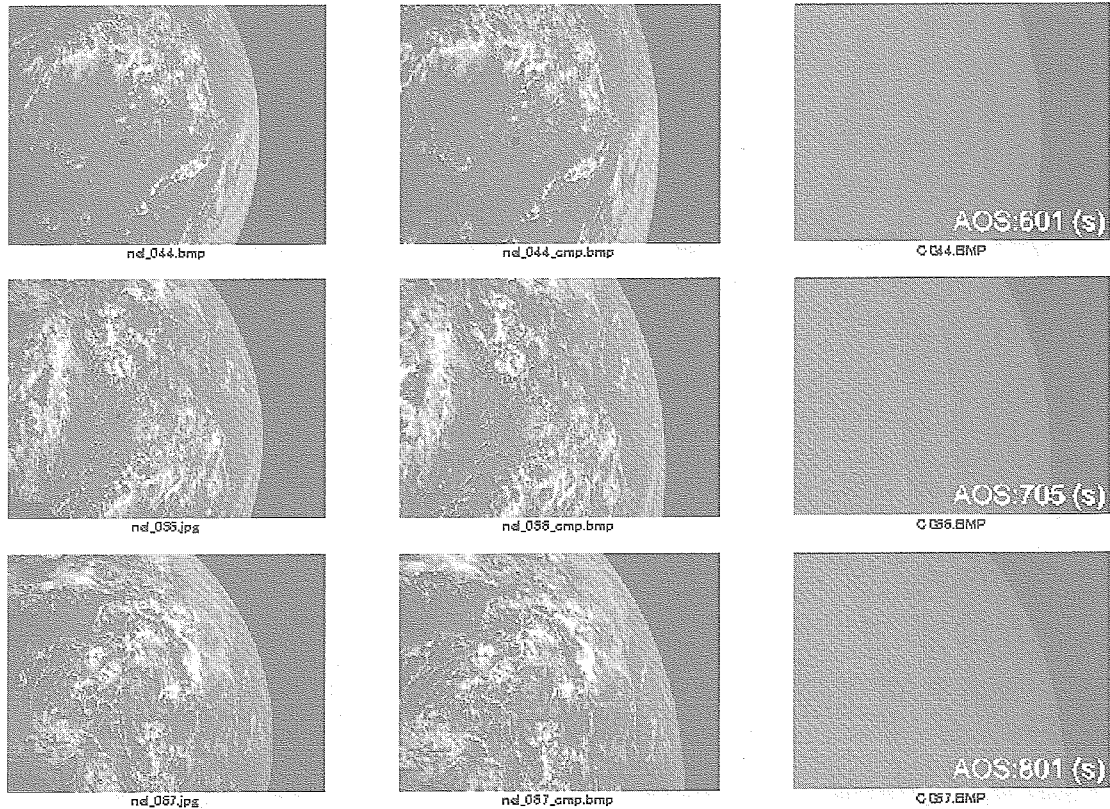


図17 続き

今回の実験は、NASDA、CRL及び東京大学等と共同で進めている実証実験の一環として、各機関の協力を得て実施された。NASDA 技術研究本部先端ミッション研究センターマイクロスペースシステム研究室の方々、および、CRL無線通信部門 先進衛星技術実証グループの方々、東京大学工学部航空宇宙工学科中須賀研究室の方々には多大なご支援をいただいた。ここに心より感謝の意を表す。

#### 参考文献

- 1) S. Kibe, S. Kawamoto, Y. Okawa, F. Terui, S. Nishida, G. Gilardi; "R&D of the Active Removal System for Post-Mission Space Systems" IAC-03-IAA.5.4.07, 54<sup>th</sup> IAC, Bremen, 2003.
- 2) H. Kamimura, S. Kawamoto, S. Nishida, H. Hashimoto, S. Kimura, and S. Nakasuka "On-orbit Experiment of Image Measurement for Debris Removal Robot" The 35th International Symposium on Robotics, Paris, 2004.
- 3) 上村, 河本, 山本, 照井, 西田; "画像処理によるターゲット姿勢計測方法" 第19回誘導制御シンポジウム
- 4) T. Nakamura, A. Noda, H. Hashimoto, S. Kimura, S. Nishida, S. Nakasuka; "Micro-LabSat", IAC-03-IAA.11.1.08, 54<sup>th</sup> IAC, Bremen, 2003.
- 5) S. Nakasuka, N. Sako, Y. Tsuda, S. Ukawa, R. Funase, F. Terui, S. Kimura, K. Yoshihara and T. Yamamoto; Target Attitude Motion Estimation and Tracking Experiment On Micro-satellite "Micro-LABSAT" IAC-03-A.P.06, 54<sup>th</sup> IAC, Bremen, 2003.
- 6) 木村; "軌道上保全システム", 電子情報通信学会誌, Vol.82, No.8, pp.820-823, 2000.
- 7) 上村, 河本, 岡本; "模擬軌道上照明環境下における $\mu$ -LabSat搭載用カメラの実写試験" 第44回宇宙科学技術連合講演会, pp.659-664, 2000.
- 8) 中須賀, 酒匂, 河本, 藤原; "小型衛星上での運動推定実験に利用する分離機構の微小重力試験" 日本マイクロ重力応用学会誌 Vol.19 No.2, pp.97-100, 2002

---

発行日	2004年10月25日
編集・発行	独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1 TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所	株式会社 東京プレス 〒174-0075 東京都板橋区桜川2-27-12

---

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡下さい。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

〈本資料に関するお問い合わせ先〉

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency