

ALOS 高精度姿勢軌道制御系の軌道上評価

ALOS Precision Attitude and Orbit Control System: On-Orbit Capability and Performance

誘導・制御技術グループ 岩田隆敬

Spacecraft Guidance, Control, and Dynamics Engineering Group Takanori Iwata

Abstract

The Advanced Land Observing Satellite (ALOS) was launched on January 24, 2006. It has been operated successfully since then. Upon its development, ALOS is required to attain stringent attitude performances for providing precise geometric accuracy to high-resolution images. For achieving these requirements, a variety of technologies, including precision star tracker, high-performance computer, star-sensor based attitude determination and control, were developed and implemented to the ALOS's attitude and orbit control system. Since the launch, capabilities and performances of the attitude and orbit control system have been assessed and verified on orbit. This report presents the review of these technologies and the analyses of their flight results.

1. はじめに

2006年1月24日、宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、陸域観測技術衛星(ALOS、「だいち」)を、H-IIAロケットにより種子島宇宙センターから近地点高度692kmの太陽同期準回帰軌道に打ち上げた。以来、ALOSは軌道上で順調に飛行を続けている。軌道投入後は、3つの構造物展開と定常制御移行に成功してクリティカルフェーズを終了し、その後、3.5ヶ月に亘る初期チェックアウト段階にて、全てのバス系、ミッション系に支障のないことを確認した。そして、チェックアウト段階から今日に至るまで、ALOSは大規模災害の状況を含めた様々な画像を取得し提供し続けている。

ALOSは、陸域観測分野における実利用の推進を目指しJAXAが開発した大型高分解能衛星である^[1]。特に、高分解能画像のグローバルな取得を通じて、地図作成、地域観測、災害状況把握、資源探査に貢献する。ALOSは、このミッションを実現するため、3つの大型観測センサ(2.5m分解能のPRISM、AVNIR-2、PALSAR)を搭載し、質量4000kg、発生電力7kW以上の大型衛星である(Fig. 1)。

地図作成等のために高分解能で全地球の観測データを収集するALOSミッションの性格から、全地球の取得画像に対し地上基準点(GCP)なしの高精度な幾何補正が必要になる。姿勢軌道制御系(AOCS)^[4]は、この相互に競合するミッション要求に応える指向要求実現の要であり、そのために必要な「高精度」を特徴とする。特に、オンボード姿勢決定精度($\pm 3.0 \times 10^{-4}$ deg)、姿勢安定度(DRC非駆動時 1.9×10^{-4} 、DRC駆動時 3.9×10^{-4} deg/5s)、オフライン姿勢決定($\pm 1.4 \times 10^{-4}$ deg)及び位置決定(1m)のための高精度姿勢・位置データ出力において、高い精度が要求された。この要求を満足するために、これまで数々の新規技術を開発し、ALOS AOCSに搭載した^{[3]~[7]}。これらの技術により、ALOS AOCSは、姿勢軌道制御系の新たな標準を提供した。本報告では、姿勢決定と制御に焦点をあて、これらの新規技術の概要を紹介するとともに、その軌道上評価結果について報告する。

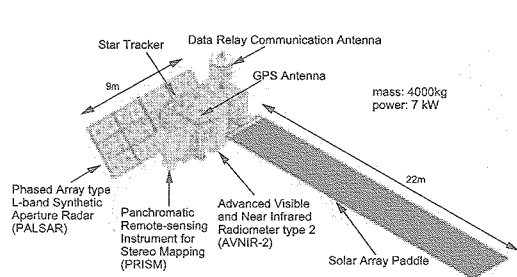


Fig. 1 ALOS On-Orbit Configuration

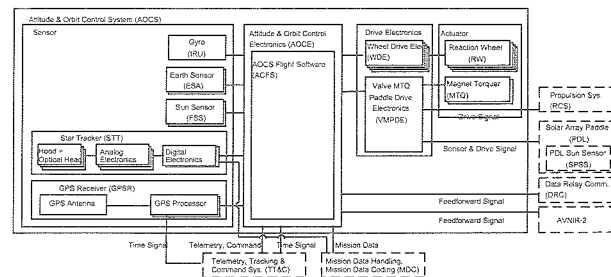


Fig. 2 AOCS Architecture

2. 姿勢軌道制御系(AOCS)と運用状況

2.1 AOCS概要

AOCSのアーキテクチャをFig. 2に示す。地球センサ(ESA)、太陽センサ(FSS)、慣性基準装置(IRU)、磁気トルカ(MTQ)といった既存コンポーネントに加えて、高精度恒星センサ(STT)、高精度GPS受信機(GPSR)を開発し、同じく新規開発の高性能計算機(AOCE)を核として構成した。AOCE搭載ソフトウェア(ACFS)には、リアルタイムOS上に、従来のアプリケーションに加えて、フォルトトレラント・マルチプロセッサ・マネージャ(FMM)、

恒星同定、高精度姿勢決定フィルタ、高精度協調制御、高精度軌道モデル、1553B インタフェース、CCSDS 準拠データ処理といった機能を搭載した。

AOCS は、観測モードである定常制御では、前述のハードウェア・ソフトウェアを組み合わせ Fig. 3 に示す閉ループにより、恒星センサ基準の姿勢決定(高精度姿勢決定)とこれに基づく姿勢制御を行い、姿勢に対する精度要求を満足する。また、観測データの幾何補正に必要な姿勢や軌道に関するデータを常時生成し、低速ミッションデータとして地上にダウンリンクする。

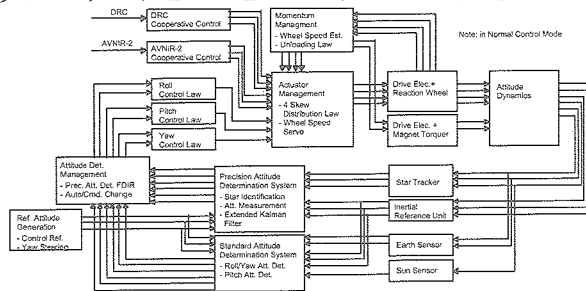


Fig. 3 AOCS Closed-Loop Block Diagram

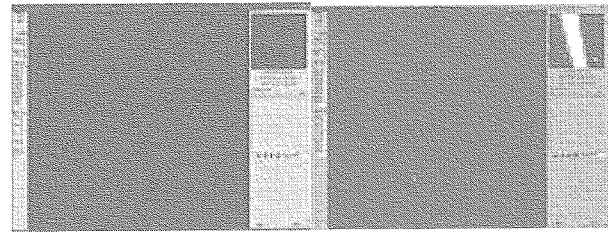


Fig. 4 STT Pixel Images (Left: normal, right: SAA)

2.2 運用成果の概要

AOCS は、分離後今日まで安定して姿勢を制御している。我々は、軌道上でその全ての機能を確認した。具体的には、

- ・初期捕捉、パドル展開、データ中継衛星通信アンテナ(DRC)展開、PALSAR 展開とその後の再捕捉を果たし、RWA と標準姿勢決定系を用いた定常制御に移行した。
- ・その後、標準決定系基準定常制御を安定して継続した。
- ・パドル初期太陽捕捉、太陽追尾制御を正常に実施した。
- ・傾斜角制御・減速制御を含めたテストマヌーバ、RSP 投入とフローズンオービット投入からなる初期軌道制御、その後の定常軌道制御、フローズンオービット高精度化の全ての軌道制御イベントを問題なく完了した
- ・標準姿勢決定系とこれを基準とした定常制御の校正と機能性能確認を行った。
- ・高精度姿勢決定系立上げとこれに基づく姿勢制御への移行に成功した。現在は、軌道制御時以外は高精度決定系基準で安定に制御を継続している。性能については姿勢安定度要求を逸脱している。
- ・STT の校正検証を段階的に実施中である。この結果の取り込みにより、決定精度向上を続けている。
- ・DRC/AVNIR-2/MTQ 協調制御を実施し、その効果を確認した。現在は、これらを実施して運用している。
- ・DRC パラメータ同定運用とこの結果による協調制御パラメータ更新を実施し、段階的に精度を向上させた。
- ・ヨーステアリングの開始・終了を正常に実施した。現在はヨーステアリングありの状態に運用している。
- ・耐故障性機能について、適切な動作を確認してきた。
- ・AOCSは地上での高精度姿勢決定、高精度位置決定に必要なSTT、GPSRなどのミッションデータを常時出力している。地上システム(高精度指向決定システム:PPDS^[7]、高精度軌道決定システム:GUTS)で、これらのデータを基に姿勢決定、位置決定が出来ることを確認した。
- ・打上直前の最大の懸念事項であったESAの太陽干渉は2月下旬まで発生したが、打上前の対策が功を奏して、初期捕捉モード、定常制御モード、軌道制御モードとも太陽干渉による問題を回避できた。特に、クリティカルフェーズは、大胆な姿勢運用だったが、これに成功した。

3. 軌道上機能性能評価

3.1 コンポーネント

3.1.1 搭載計算機システム: AOCE+ACFS

姿勢軌道制御電子回路(AOCE)^[3]は、JAXAが世界に先駆けて開発した 25MIPS 宇宙用 64 ビットMPUを 3 台搭載し構成した。これにより、計算負荷が大きい高精度姿勢決定の存在にも拘わらず 100ms周期の制御演算を実現した。搭載ソフトウェア(ACFS)は、リアルタイムOS、FMM、姿勢軌道制御アプリケーション・ソフトウェア等からなる。FMMは、複数MPUを駆使し、Duplexi運転、ロールバック処理、時間差多数決、CPU再構成などにより、計算機の単一故障、ラッチアップ、SEUに対してミッション遂行能力を維持する。

AOCEとACFSからなる搭載計算機システムの開発時は、特に複数MPUによる耐故障性機能の部分で困難を極めた。しかし、この際の徹底した試験が功を奏し、打上げ後はこれまで良好に動作している。特に、2月にCPU2のRAMCONT FPGA、CPU2内キャッシュないしはレジスタでのSEU発生と推定する事象によりCPU2

でタイムアウトが発生したが、FMM が正常に動作し、定常制御を維持したまま CPU を 1&2 から 3&2 に切り替えた。これにより衛星はそれ以前の状態を維持して飛行することが出来た。また、ALOS では、これまでの衛星と比較してデバイスの集積度が高いため、訂正可能な EDAC1 ビットエラーが多数発生しているが、訂正され問題なく動作を継続している。

3.1.2 恒星センサ

ALOSの姿勢決定精度の鍵を握るのは、高い星位置精度(ランダム誤差:9arcsec@6mag、バイアス誤差:0.74arcsec、 3σ)を特徴とする恒星センサ(STT)である^[6]。STTは、恒星の位置と明るさをを検出し出力する。視野 $8\times 8^\circ$ の光学部とアナログ部を3系統搭載しており、通常2系統を同時に使用する。動作モードとしては、精度のために最適化したトラックモードと、既知情報なしに全天の中から初期の恒星同定を行うための捕捉モードがある。また、校正検証のため生画像データを出力する。STTでは、高精度の角度検出を実現するために、低熱歪構造、高安定温度制御、低ノイズ高分解能CCDを採用した。

機能面では、通常使用する全ての機能を確認した。全画面データについては、軌道上でのCCDとSTTの挙動について、これまでにない知見をもたらしている。また、校正検証による高精度化が容易になった。Fig. 4に、全画面データの例を示す。精度については、これまで段階的に評価し校正運用を行ってきた。この校正運用の一環として、軌道上でチューニングを行い、妥当なスレッシュドを設定した。この結果、星がFOV全体に分布するようになり、解析と差のない恒星同定が出来るようになった。但し、SAA上空では、擬似星が大量に発生し、本当の星が出力される割合が小さくなっている。

3.1.3 その他コンポーネント

IRU、ESA、FSS、VMPDE、RWA、MTQ は、機能・性能ともに、これまで正常に動作している。特異事象としては、ESA A系のエッジ角スパイク、FSS CCDのシングルイベントが観測されているが、標準姿勢決定系の姿勢決定精度には影響を与えていない。

3.2 モード遷移

AOCSは、スタンバイ→初期捕捉→定常制御→軌道制御→定常制御、というモード遷移を軌道上で実施した。また、DRCとPALSARそれぞれの展開のために姿勢駆動中止及び自動姿勢捕捉を実施した。モード遷移時間をTable 1に記す。初期捕捉では、レートダンピング→姿勢駆動中止1→レートダンピング→地球捕捉→ヨー捕捉→3軸確立のシーケンスを実施した。PDL展開時のレートダンピング→姿勢駆動中止1では、意図したモード遷移をしなかったが、PDL展開は無事終了した。また、パドルの初期太陽捕捉に成功し、太陽追尾制御を継続している。

定常制御では標準姿勢決定系基準制御と高精度姿勢決定系基準制御の間の移行、ヨーステアリング有り無しとの間の移行、軌道制御では、1Nスラスタ ΔV と4Nスラスタ ΔV への移行と、ヨーアラウンド→ ΔV 噴射→ヨーアラウンドの移行を確認した。また、全てのデータハンドリングモードを確認した。

Table 1 Mode Transition Performance

Mode	Event	Req.	On-Orbit Mode Transition Time
Initial Acquisition	Rate Damping	10m	before and during PDL deployment: 46s/130s
	Earth Acq.	40m	after PDL deployment: 13m40s
	Yaw Acq.	45m	after PDL deployment: 11m20s
Normal Control	Standard → Meas. Update	600s	about 400s (above SAA)
	Standard → Precision Control	1500s	910s
	Yaw Steering Start	2000s	1500s
	Orbit Control	$\pm 90\text{deg}$ Yaw Around	20m
	180deg Yaw Around	25m	14m35s(1/4N- Δa test)

Table 2 Initial Acquisition Mode Control Accuracy

Mode	Item	Axis	Req.(3σ)	On-Orbit Accuracy (Peak)
Rate	RateCont.	Roll	0.0 ± 0.1	Post Separation*: -0.10
		Pitch		Post Separation*: -0.02
		Yaw		Post Separation*: 0.036
Earth	RateCont.	Roll	$\pm 0.2/0.0$	-
		Pitch		-
		Yaw		0.0 ± 0.1
Yaw Acquisition	Attitude Control Error deg	Roll	0.0 ± 10	after DRC Deploy.: -2.5
		Pitch		after PDL Deploy.: 6.6
		Yaw		Bias ± 5

*: Post Separation & During PDL Deployment

3.3 初期捕捉

初期捕捉モードのレートダンピング、地球捕捉、ヨー捕捉及び3軸確立のサブモードで、所定の機能・性能を達成した。精度評価結果をTable 2に示す。なお、衛星分離時及び各展開後は、姿勢誤差が小さかったため、サーチモードに入らなかった。また、姿勢再捕捉モードには、これまで移行していない。

3.4 姿勢ダイナミクス

ALOSは、全長 22m の太陽電池パドル (PDL)、全長 9m の PALSAR アンテナ、全長 2m のデータ中継通信アンテナ (DRC) を持つ。これら柔軟構造物の最低振動モードは、Free-Free 条件で、パドル 0.05Hz、PALSAR 0.5Hz、DRC 3.5Hz と、広帯域にわたり存在している。擾乱源としては、主に、DRC アンテナ駆動、AVNIR-2 ミラー駆動、ホイール駆動、PDL 駆動、PDL 熱衝撃、環境外乱がある。これらの擾乱が、衛星の剛体モード、DRC、PALSAR、PDL の動的モードを励起する。

構造物展開後の衛星の大型柔軟構造特性の健全性を加速度計と姿勢センサのデータから評価した。主な低次モードは許容誤差の範囲に入っており、衛星構造に問題がなかったことから、打上げ約 82 時間後、初期捕捉モードの低ゲイン・低帯域・高ロバスト性のスラスト制御から、定常制御モードの高ゲイン・高帯域・高精度のホイール制御へ移行した。Fig. 5 に、定常制御モード 1 周回に対する姿勢レートの周波数領域応答 (DRC 駆動時) を示す。主要モードの特性を確認することが出来る。

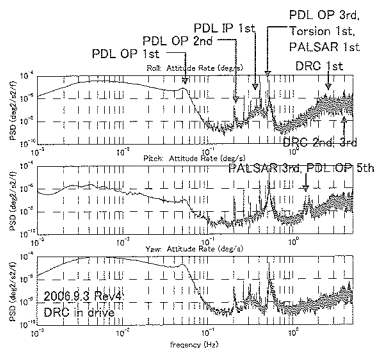


Fig. 5 Attitude Rate FFT

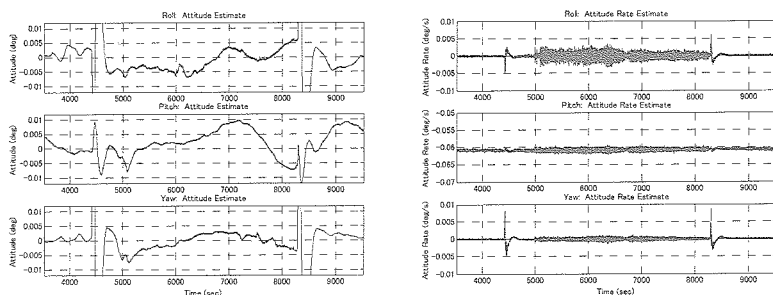


Fig. 6 Attitude (Left) & Rate (Right) Profiles (2006/9/3 Rev1)

3.5 定常制御

3.5.1 姿勢制御精度

姿勢制御精度は、高精度姿勢決定系を用いた姿勢制御、精密な軌道モデルを用いた制御基準座標系により実現した。軌道 1 周回の姿勢角及び姿勢レートの典型的なプロファイルを図 6 に示す。要求の 0.095deg に対して、良好なレギュレーションが達成されていることがわかる。4400s 頃と 8300s 頃に姿勢角、姿勢レートの両方に観測されている過渡応答は、パドルの熱誘導ダイナミクスによる姿勢変動で、毎周期同じパターンで発生している。また、5100s から 8300s にかけて姿勢レートの振幅が大きいのには DRC の駆動による。他の周期も含めた姿勢制御精度の評価結果を Table 3 に示す。

Table 3 Normal Control Mode Performance

Item	Axis	Req. (3σ)	On-Orbit Acc. (3σ)
Attitude Control Accuracy deg	Roll	0.0±0.095	0.027
	Pitch		0.015
	Yaw	Target±0.095	0.039
Long-Term Attitude Stability: DRC not in drive, deg/5s	Roll	1.9e-4	7.5e-4
	Pitch		5.5e-4
	Yaw		6.0e-4
Long-Term Attitude Stability: DRC in drive, deg/5s	Roll	3.9e-4	9.4e-4
	Pitch		6.8e-4
	Yaw		6.7e-4

Table 4 Orbit Control Mode Attitude Control Accuracy

Mode	Item	Axis	Req.	On-Orbit Accuracy
upon YA not upon	Attitude	Roll	0.0±2	4N+Δa test: 0.29
		Pitch		4N-Δa frozen: 0.23
not upon YA upon YA	Attitude	Yaw	0.0±2	4N+Δa test: 0.57
				Target±5
				4N+Δa test: 0.30
				4N-Δa frozen: 0.28

3.5.2 姿勢安定度

姿勢安定度に対しては、柔軟構造の位相安定化、高精度協調制御と軌道上パラメータ同定、アンテナ追尾制御系のアクティブダンピング、高精度姿勢決定系基準姿勢制御、固有値管理、ホイールバイアス運用、パドル共振回避アレイトリム制御を導入した。

軌道 1 周回の姿勢安定度の典型的なプロファイルを図 7 (DRC 駆動時) 左に示す。また、対応した姿勢安定度の分布を図 7 右に示した。他の周期も含めた安定度の評価結果 (DRC 非駆動時、駆動時) を Table 3 に示した。姿勢安定度は、パドルの熱誘導振動発生から 420s の間とそれ以外の通常区間で異なる要求が適用されている。パドル熱誘導振動時は要求を満足したが、通常区間では要求を満足していない。パドル駆動が継続的に励起している 0.5Hz の振動によることが分かっている。特にロール軸の変動が大きい。また、DRC 駆動による安定度の劣化も配分を逸脱している。これらについては、原因と対策を検討中である。

3.5.3 特徴的挙動

食明け時パドル熱誘導ダイナミクスによる姿勢変動のプロファイルを Fig. 8 に示す。プロファイルは設計時に行った特定の解析ケースと良く一致していた。

Fig. 9 に、パドル駆動及び DRC 駆動の姿勢、姿勢レート、姿勢安定度への影響を、通常区間で安定度が悪くなる緯度引数帯に対して示した。0.5Hz の振動が、姿勢角の振幅は小さいものの安定度劣化には大きく寄与していることが分かる。また、DRC 駆動により、0.5Hz の振動にさらにその 5~8 倍の振動数を持った振幅が重畳しており、これが姿勢安定度をさらに劣化させている。この重畳成分の大きさは緯度引数や直下点経度により変化しており、DRC のコンフィギュレーションに依存した共振が原因である。この軌道位置では、ヨー軸にパドル面外 1 次モードと思われる約 0.05Hz の振動が観測されている。

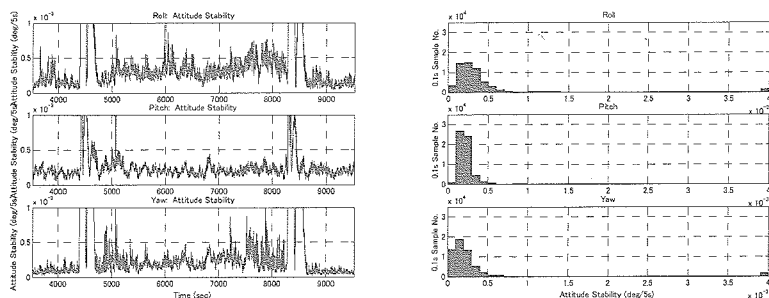


Fig. 7 Attitude Stability Profile and Distribution (2006 9/3 Rev1)

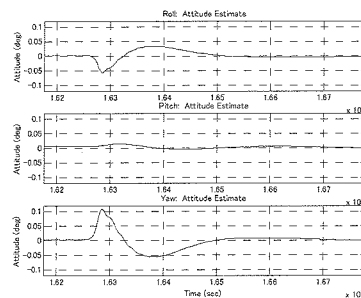


Fig. 8 Thermally Induced Attitude Motion (2006/9/3 Rev3)

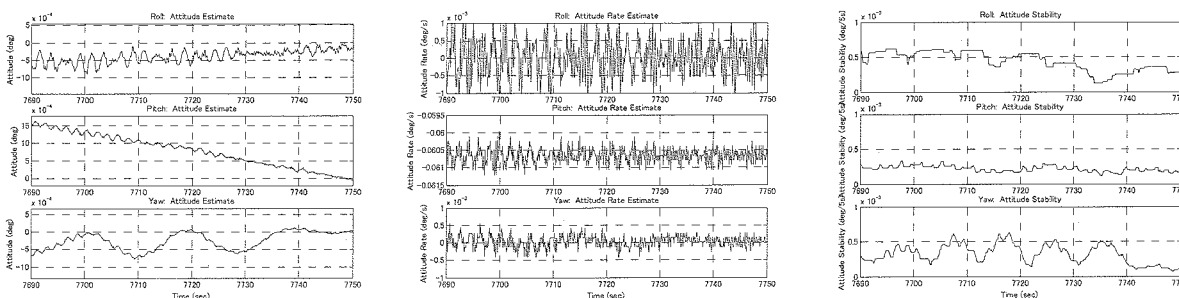


Fig. 9 Attitude, Attitude Rate, Attitude Stability Profiles (2006/9/3 Rev1)

3.5.4 姿勢決定精度

AOCS定常制御モード時の高精度姿勢決定系には、高い姿勢決定精度を実現するため、高精度STT、オンボード恒星同定、拡張カルマンフィルタによる姿勢クォータニオン推定、STT-IRU間のアライメント変動低減を導入した^[6]。また、地上のPPDSで24時間のSTTデータ、IRUデータから、スムーザを繰り返し実施し、高精度のIRUレートバイアス推定をすることにより、さらに高い精度の姿勢決定を行っている^[7]。

オンボード高精度姿勢決定系の軌道上での恒星同定性能を評価した。捕捉モード・パターンマッチングの場合、同定率は約80%で解析とほぼ同等、誤同定率は約3.6%で解析より若干悪く、同定不能最大期間は398秒で解析の3倍近くとなった。誤同定率、同定不能最大期間が悪いのはSAAによるものである。ダイレクトマッチングの場合、同定率は約99.7%で解析より若干良く、誤同定率は0.0%で解析と同じ、同定不能最大期間は150sとなり解析より悪かった。パターンマッチング同様、同定不能最大期間はSAAで発生した。なお、以上の性能は、STTの系統組合せにより若干異なる。拡張カルマンフィルタ観測更新中のトラックモード・ダイレクトマッチングによる軌道1周回の恒星同定プロファイルを Fig. 10 に示す。

拡張カルマンフィルタによるオンボード姿勢推定値軌道1周回のプロファイルを、地上で前述のPPDSにより求めた高精度姿勢推定値と比較した。結果を Fig. 11 に示す。現在は、まだSTTパラメータ及びアライメントの校正検証を段階的に進めている途中であるため、この結果は最終的な精度を示してはいない。しかし、現状ではオンボード姿勢推定値とスムーザによる推定値は約0.003deg(3σ)程度の誤差を示しており、更なる校正検証が必要である。

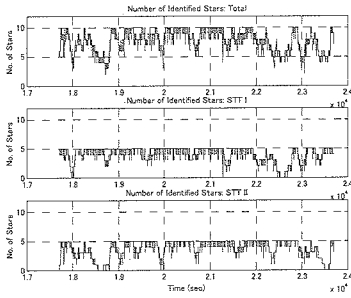


Fig. 10 No. of Identified Stars
(2006/4/19 Rev 3)

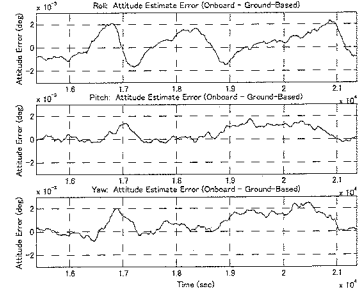
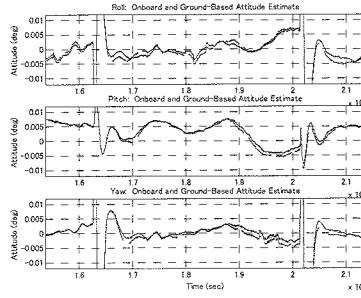


Fig. 11 AOCS & PPDS Attitude Estimates
(2006/9/3 Rev3)

3.6 軌道制御

軌道制御モードでは、FSSを用いない標準姿勢決定系により、定常制御モードより若干広帯域のフィードバック制御を行う。スラスタが全て-Xパネル面にしか搭載されていないため、傾斜角制御 $\pm \Delta i$ 、減速制御 $\pm \Delta a$ を行う場合は、ヨーアラウンドマヌーバを前後で実施する。

チェックアウト期間中に、テストマヌーバ、初期軌道制御 (RSP 投入軌道制御、フローズンポイント投入軌道制御)、定常軌道制御を実施し、ほぼ予定通りの ΔV を得た。テストマヌーバでは、 $1N \Delta V$ 、 $4N \Delta V$ 、増速制御 ($+\Delta a$)、ヨーアラウンド、傾斜角制御 ($+\Delta i$)、減速制御 ($-\Delta a$) からなる諸機能と性能が正常であることを確認した。軌道制御中姿勢制御についても所定の性能を達成した。テストマヌーバ中の軌道制御モード時姿勢制御性能を Table 4 に示す。

チェックアウト終了後、定常軌道制御を3~8週間に一度実施していたが、PALSARによるインターフェロメトリ観測の有効性を向上させるために、8月に増速、減速、増速の3パートからなるフローズンポイント投入軌道制御を一度実施した。この結果、同一観測地点における高度差を $\pm 1.32\text{km}$ から $\pm 0.22\text{km}$ まで向上させた。

4. まとめ

「高分解能観測データのグローバルな取得」に対応した高精度指向要求を実現するため、高精度恒星センサ、高性能搭載計算機、高精度GPS受信機、恒星センサ基準姿勢決定と制御、柔軟構造位相安定、等の新規技術を取り入れ、ALOS AOCSを開発した。AOCSは、2006年1月24日の打上後、今日に至るまで、安定してALOSの姿勢を制御しており、我々は軌道上で全ての機能を確認した。本稿では、各AOCSコンポーネント、モード遷移、初期捕捉、姿勢ダイナミクス、定常制御 (姿勢制御精度、姿勢安定度、姿勢決定精度)、軌道制御の軌道上での機能性能の評価を行った。現在残っている課題は、恒星センサと高精度姿勢決定系の校正検証と姿勢安定度である。前者の校正検証とその結果の反映運用は段階的に進めているところである。また、姿勢安定度については、原因究明を行っている。今後これらの結果についても報告していきたい。

[参考文献]

- [1] 岩田隆敬: 高分解能地球観測衛星における計測と制御、計測と制御、Vol.40, No.1, pp.113~121 (2001)
- [2] Takanori Iwata, et. al.: Precision Pointing Management for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), 23rd ISTS, ISTS2002-d-56, (2002).
- [3] 岩田隆敬、他、陸域観測技術衛星 (ALOS) の高性能姿勢軌道制御電子回路、第46回宇科連、02-3D4, (2002).
- [4] Takanori Iwata, et. al.: Precision Attitude and Orbit Control System for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), AIAA GN&C Conf., AIAA-2003-5783, Austin, U.S.A. (2003)
- [5] Takanori Iwata, et. al.: Precision Star Tracker for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), 27th Annual AAS G&C Conf., AAS04-027, Breckenridge, U.S.A. (2004)
- [6] Takanori Iwata: Precision Attitude and Position Determination for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), SPIE 4th International Asia-Pacific Environmental Remote Sensing Symp., Honolulu, U.S.A. (2004)
- [7] Takanori Iwata, et. al.: Ground-Based Precision Attitude Determination for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), 25th ISTS, ISTS-d-32, Kanazawa, Japan (2006).
- [8] Takanori Iwata, et. al.: Attitude Dynamics of the Advanced Land Observing Satellite (ALOS): Flight Results, 16th Astrodynamics and Flight Mechanics WS, Sagami, Japan (2006).
- [9] 岩田隆敬、他、陸域観測技術衛星 (ALOS) の高精度姿勢決定と制御: 軌道上評価結果、第50回宇科連、06-1D05, (2006).