

第14号科学衛星「ようこう(1991-062A)」の姿勢制御

二宮 敬虔・小川原嘉明・橋本 樹明・広川 英治
村中 昇*・前田 健**・藤原 宏悦**・飯田 浩*
河原 哲雄*・木村 雅文**・高安 星子**

(1994年7月13日受理)

Attitude Control of The 14th Scientific Satellite “YOHKOH (1991-062A)”

By

Keiken NINOMIYA, Yoshiaki OGAWARA, Tatsuaki HASHIMOTO, Eiji HIROKAWA
Noboru MURANAKA*, Ken MAEDA** Kouetsu FUJIWARA*, Hiroshi IIDA*
Tetsuo KAWAHARA*, Masabumi KIMURA** and Hoshiko TAKAYASU**

Contents: This report describes in detail the results of the attitude control of Yohkoh spacecraft that was launched by M-3S II-6 rocket on August 30, 1991 into an orbit with perigee height 500km, apogee height 800km and inclination 31 degrees. The scientific mission of the spacecraft is the observation of solar flares for the study of high energy (X-ray) solar physics. A three-axis pointing-control scheme based on bias-momentum stabilization was adopted by employing as actuators a pair of bias-momentum wheels and a small control-moment gyroscope to assure the demanding pointing stability of the X-ray telescopes onboard. The report consists of the following sections describing; (1) the spacecraft's configuration and dimension, the outline of the attitude control system, and the related ground support system, (2) principle of operation (control law) for each of the control modes, (3) dynamical parameters of the spacecraft and the external disturbances to the attitude control, (4) specifications of the instruments in the attitude control system, (5) design of the attitude control system and analysis of the performance, (6) composition of the ground support software, (7) approaches for the ground verification of the performances, (8) flight results of the attitude control performances including the estimation of the air-drag torque experienced in orbit, (9) concluding remarks, and (10) the bibliography on the attitude control of Yohkoh.

要 旨

本報告では、1991年8月30日にM-3S II-6号ロケットにより打ち上げられた“ようこう”の姿勢制御系に関する詳細な説明を行う。“ようこう”は近地点高度約500km、遠地点高度約800km、軌道傾斜角約31°の軌道に投入され、そのミッションとして軟X線帯及び硬X線帯

* 日本電気㈱宇宙開発事業部

** 日本電気航空宇宙システム㈱

の各高分解能望遠鏡を使用して、太陽の精密な X 線画像を日々撮り続けている。

“ようこう”にはこれまでにない高分解能の X 線太陽望遠鏡が搭載されているため、撮像された太陽像にブレが生じないように非常に高い安定度の姿勢制御が要求されている。このため姿勢制御系はバイアスモーメント方式に基づく姿勢安定化を図った上で、アクチュエータとして2台の強力なモーメントホイールと高速応答の小型コントロールモーメントジャイロを使用することによって精密で安定な太陽指向姿勢を保持し、この制御要求に応えている。本報告書の構成は以下のとおりである。第1章で衛星の形状、地上支援系を含む姿勢制御系の概要を、第2章で姿勢制御モード構成と各モードの制御方式概要を、第3章で機体の力学特性と姿勢擾乱特性を、第4章で“ようこう”に搭載した姿勢制御系機器の性能を、第5章で地上支援系の構成、機能を、第6章で打ち上げ前に地上において確認してきた姿勢制御系の動作確認試験の目的と概要を、第7章で飛翔結果に基づく姿勢制御系搭載機器の動作、姿勢制御性能、及び衛星に働く空力外乱トルクの推定結果について記述している。

1. はじめに

第14号科学衛星 SOLAR-A は1991年8月30日11時30分（日本標準時）に鹿児島宇宙空間観測所（KSC）より M-3S II-6 号機により打ち上げられた。SOLAR-A は近地点高度約 500km、遠地点高度約 800km、軌道傾斜角約 30 度の略円軌道に投入され、“ようこう”と命名された。国際標識は1991-062-A である。初期姿勢捕捉、姿勢指向制御系機器チェック、及びミッション機器のチェックを経て定常観測に入り、現在に至るまで順調に X 線波長領域における太陽観測を続けている。

本報告書は“ようこう”の姿勢制御に関して、地上支援系を含む姿勢制御系の設計（制御モード、制御則、構成及び各搭載機器の性能）について説明するとともに、飛翔データに基づいて、初期運用から定常制御に至るまでに実施した制御系の軌道上での動作性能の評価、並びに軌道上で衛星に作用した空力外乱トルクの推定の結果について報告する。

1.1 衛星の概要

“ようこう”は、先の太陽活動極大期の1981年に打ち上げられた“ひのとり”（ASTRO-A）の後継機として開発された太陽観測衛星である。“ひのとり”は、スピン走査によって太陽フレアの X 線像と X 線スペクトラムを観測するスピン衛星であったのに対し、“ようこう”は本格的な三軸姿勢制御を行う太陽指向衛星として設計されている。本衛星の主要諸元を表 1.1-1 に示し、外観を図 1.1-1 に示す。衛星本体の大きさは $1 \times 1 \times 2$ m の四角柱状であり、全重量は約 380 kg である。大きさ 2×3 m の太陽電池パドルが 2 枚あり、これに取り付けられたシリコン太陽電池セルから 560 W の電力が得られる。

太陽観測を目的とするミッション機器として、“ようこう”は軟 X 線望遠鏡（SXT）、硬 X 線望遠鏡（HXT）、ブラッグ結晶分光計（BCS）、広帯域 X 線ガンマ線分光計（WBS）を搭載している。これらの観測機器により、太陽表面で起こる爆発現象（フレア）を調査し、その発生メカニズムを解明することを目的としている。本衛星は太陽活動極大期（1991～1993年）に合わせて、計画された。

1.2 姿勢制御系の概要

1.2.1 ミッションからの姿勢制御要求

“ようこう”は太陽観測を目的としており、衛星機体の Z 軸方向（図 1.1-1）を太陽中心方向に安定に指向することが要求されている。目標姿勢を図 1.2.1-1 に示す。軟 X 線及び硬 X 線望遠鏡（SXT, HXT）は、その光軸が衛星機体の Z 軸と平行に取り付けられており、Z 軸を太陽に指向させることにより SXT, HXT 等の観測機器の視野中心に太陽を捕らえることができる。また、Z 軸回りには、太陽方向と太陽の自転軸を含む面内に衛星機体

表 1.1-1 衛 星 諸 元

項 目	数 値	備 考
軌道 アポジ高度	791 [km]	打ち上げ時
ペリジ高度	506 [km]	
軌道面傾斜角	31 [deg]	
衛 星 重 量	380 [kg]	
太 陽 電 池 パドル	560 [W]	Begining of Life
発 生 電 力	490 [W]	End of Life

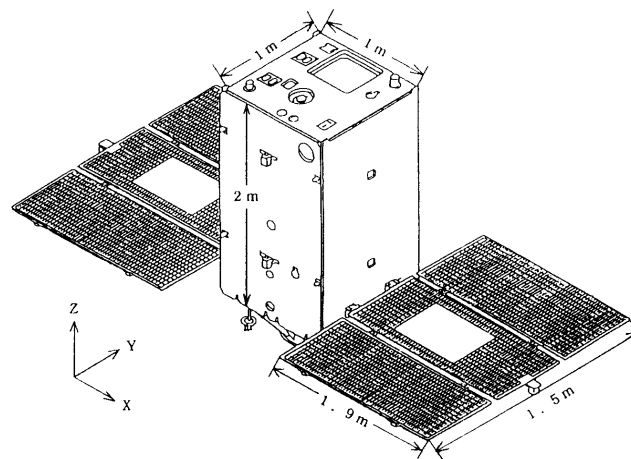


図 1.1-1 衛星の外観

の Y 軸方向が含まれることが要求されている。このような姿勢を保持することにより、太陽の南北（太陽の自転から地球と同様に定義される）方向は、SXT, HXT で取得した太陽像の画面で X 軸方向と、垂直な方向となる。更に、Z 軸の太陽オフセット指向能力の要求がある。これは衛星 Z 軸を太陽中心方向から約 1deg の範囲内でオフセットできるという制御機能である。

“ようこう”が搭載している SXT, HXT は非常に高い解像度（SXT, HXT の空間分解能はそれぞれ 2 秒角, 5 秒角）を有する望遠鏡であり、そのため衛星本体の姿勢を極めて安定に制御することが要求されている。このミッ

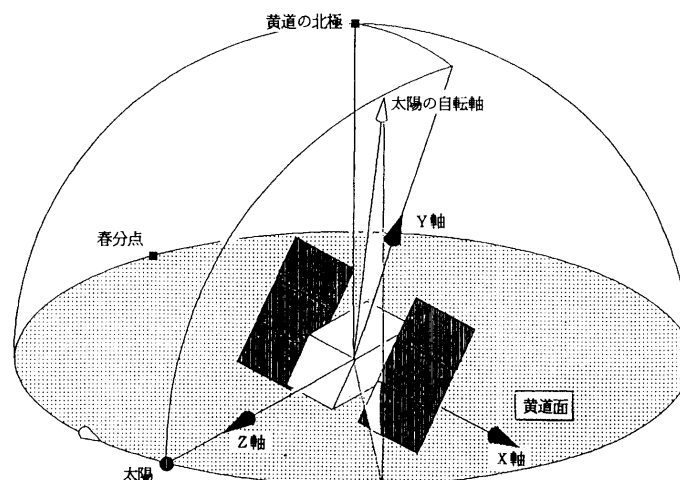


図 1.2.1-1 太陽指向座標

表 1.2.1-1 姿勢制御系へのミッション要求

姿勢安定要求	X, Y軸回り	Z軸回り
短期安定度Ⅰ (T=1sec) [arcsec]	1.2	300.0
短期安定度Ⅱ (T=8sec) [arcsec]	2.4	420.0
中期安定度Ⅰ (T=1min) [arcsec]	7.0	420.0
長期安定度 [deg] (P-P in 1Rev)	0.017	2.0
制御精度 [deg] (P-P)	0.1	2.0

ミッション要求は、姿勢安定度として表 1.2.1-1 に示すように規定されており、この数値はこれまでの宇宙科学研究所の科学衛星に対するものと比較して遥かに高くなっている。ここで、短期安定度Ⅰ、短期安定度Ⅱ、中期安定度はそれぞれに対する規定時間 T 当たりの姿勢変動の偏差 $\delta\theta$ として次式のように定義されている。

$$\delta\theta = \sqrt{\frac{1}{T} \int_t^{t+T} (\theta - \bar{\theta})^2 dt}$$

$$\bar{\theta} = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} \theta dt$$

長期安定度は軌道 1 周回中（日陰部を除く）の目標姿勢に対する姿勢変化の変動幅を、また、制御精度は定常運用中（日陰部を含む）の姿勢変化の変動幅を示す。

1.2.2 制御系の設計方針

表 1.2.1-1 の要求姿勢制御精度を実現するための姿勢制御系設計の基本的方針を述べる。詳細な姿勢制御系の設計については 2 章にて、姿勢制御系を構成する搭載機器の性能等については 4 章にて、それぞれ述べた。

表 1.2.1-1 の姿勢制御要求のうち、特に X, Y 軸回り姿勢に対する姿勢安定度要求が厳しいものとなっている。X, Y 軸回りの各姿勢安定度要求を達成するため、表 1.2.2-1 に示す工夫を姿勢制御系に施している。

短期安定度Ⅰは 1 秒間という短い時間における安定度要求であり、この精度は現状のアクチュエータの動作速度で達成できる範囲を超えている。従って、能動的な安定化を断念し、角運動量剛性による受動的な姿勢安定化を図った。

短期安定度Ⅱは安定度要求の中で最も厳しい。更に、太陽観測ミッション機器の 1 つである軟 X 線望遠鏡はターレット型フィルタ（フィルタホイール）を持ち、これを回転させることにより使用フィルタを切り換えながら種々のエネルギー域で太陽像を撮像しており、このフィルタホイールを切り換える際に発生する姿勢擾乱は短期安定度Ⅱの姿勢安定度要求に著しい影響を及ぼす。短期安定度Ⅱの基準時間である 8 秒以上の時間における

表 1.2.2-1 姿勢安定度を達成するための設計方針まとめ

項 目	姿勢制御系の設計方針
短期安定度Ⅰ	バイアスモーメント方式による角運動量剛性
短期安定度Ⅱ 及び 中期安定度	高帯域幅の姿勢制御系 (強力なトルクのホイールの採用) (高速応答の小型 CMC の採用) 高分解能のジャイロ
長期安定度	シャイロドリフトレート推定機能

表 1.2.2-2 姿勢制御系機器の冗長性

機 器	冗長性	構 成
姿 勢 制 御 電 子 回 路	単 一	構成簡略化による信頼性の向上
姿 勢 制 御 搭 載 計 算 機	待機冗長	CPU 部のみ待機冗長
精 太 陽 セ ン サ	機能冗長	NSAS にて代替え
ス タ ー ト ラ ッ カ	機能冗長	GAS を使用した地上姿勢決定にて支援
慣 性 基 準 装 置	機能冗長	ジャイロ部 4 台中 3 台稼働 待機系はスキュー軸 (1, 1, 1) 方向
地 磁 気 セ ン サ	待機冗長	センサ部のみ待機冗長
ホ イ ー ル	機能冗長	故障時はホイール 1 台のみを使用する制御モードに切り換える
コントロールモーメントジャイロ	待機冗長	
磁 気 ト ル カ	内部冗長	2 重巻きコイル

姿勢安定度を得るために、制御の帯域幅が 0.1Hz に至る広い姿勢制御系を設計し、アクチュエータに強力なトルクを発生するホイールと広い帯域幅で動作可能なように開発した CMG を採用した。これら角運動量交換に基づいてトルクを発生する内力アクチュエータに蓄積する余剰角運動量の除去には磁気トルクによる角運動量制御を採用している。

長期安定度は軌道 1 周当たりの姿勢安定度であり、日陰中でも高い精度で姿勢を検出して制御する必要がある。日陰中の姿勢をジャイロの出力に基づく姿勢伝播にて決定する。この日陰中の姿勢決定精度は、ジャイロに存在するドリフトレートバイアスにより大きな影響を受ける。そこで、カルマンフィルタを使用してジャイロドリフトレートバイアスを推定し、これによる誤差を除去する姿勢決定系構成を採用した。また、ジャイロの性能は制御系の動特性にも影響が大きく、上で述べた姿勢制御系の速応性を実現するためにも、“ぎんが”で使用していたものを十倍の分解能（パルスウェイト）に改良したものを開発して利用した。

“ようこう”の目標姿勢は、図 1.2.1-1 に示したように Z 軸方向を太陽中心方向に指向させ、Z 軸回りには衛星からみた太陽方向と太陽自転軸が含まれる面内に衛星機軸 Y 方向も含まれるような姿勢となっている。Z 軸方向の姿勢検出には精太陽センサを使用し、Z 軸回りの姿勢検出には黄道の南極方向にあるカノープスを検出するように設計したタートラッカを利用している。精太陽センサは 0.0005deg の高分解能を持ち、“ぎんが”で使用した太陽センサの 1/50 の分解能と高性能になっている。また、目標姿勢からみたカノープス方向軌跡は図 4.3-1 に示すように大きな年周軌跡を描くため、スタートラッカの視野を広く設計している。

“ようこう”の姿勢制御系の耐故障方式として、これまで科学衛星で採用してきたセーフホールド制御を介したフェールセーフ方式を採用しており、姿勢制御機器の 1 次故障時にはセーフホールド制御モードで姿勢を保持し、地上運用で定常制御モードに復帰できるように系を構成している。制御系機器構成の冗長性を表 1.2.2-2 にまとめる。なお、“ようこう”のセーフホールド姿勢は、熱・電力的な要求条件を満たすように衛星の Z 軸方向を太陽方向に保持した姿勢としている。

1.2.3 搭載姿勢制御系の構成

“ようこう”の姿勢制御系は、1 台の角運動量ホイールと 3 本の磁気トルカをアクチュエータとして構成された“ぎんが”の姿勢制御系に比して、更なる技術的飛躍の結果として実現されたものと言える。“ようこう”の姿勢制御系の構成と機器配置をそれぞれ図 1.2.3-1、1.2.3-2 に示す。姿勢制御系はセンサ部、ロジック部及びアクチュエータ部から構成されている。

センサには衛星の角速度を測定する慣性基準装置、太陽方向を二次元的に検出する精太陽センサ及び粗太陽センサ、恒星として特に南天のカノープスを検出するように設計されている恒星センサを搭載し、これらのセンサを使用して姿勢制御系は衛星本体の三軸姿勢（及び角速度）を検出する。また、軌道上での地磁場をベクトルとして測定する地磁気センサを搭載し、磁気制御、並びに地上での粗姿勢決定のために使用する。

アクチュエータとしてはモーメントムホイール、CMG、磁気トルカを搭載している。モーメントムホイール

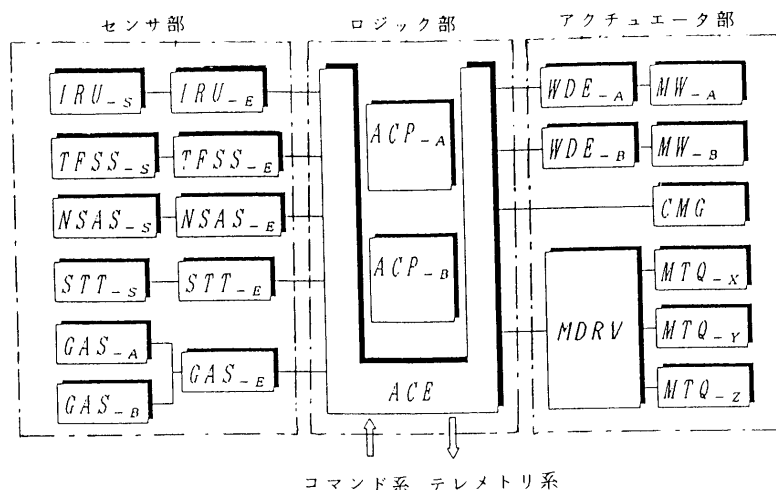


図 1.2.3-1 姿勢制御系の構成

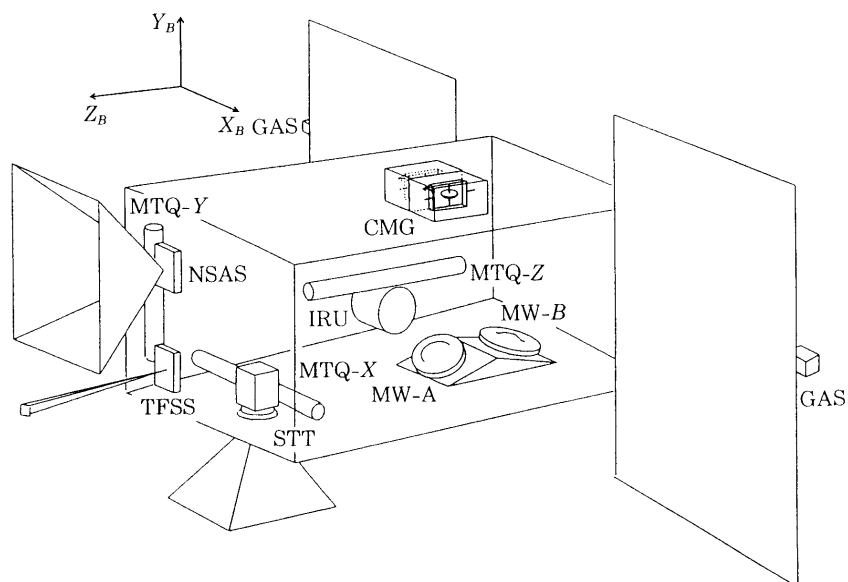


図 1.2.3-2 姿勢制御系の配置

は図 1.2.3-2 に示すように、YZ 面内に V 配置となっており、Y 方向にバイアスモーメントを保有し、衛星姿勢を安定化させる役割をもっていると同時に、Y、Z 方向に姿勢制御トルクを発生することができる。CMG は X 軸方向にトルクを発生する。モーメントホイールと CMG の組み合わせによって 3 軸方向に制御トルクを発生することができるようになっている。磁気トルカは磁気モーメントを発生し、地磁場との相互作用によって、全衛星系の有する角運動量の大きさと方向を制御するのに使用する。

制御ロジック部はハードワイヤロジック、あるいはソフトウェアロジックとして構成してあり、それぞれ姿勢制御電子回路 (ACE) 及び姿勢制御搭載計算機 (ACP) にて実現する。ACP は各姿勢制御系機器、テレメトリ系及びコマンド系機器とは ACE を通してインタフェースを取り合っている。姿勢制御系の機器構成はいろいろな衛星に応じて多様な構成となるが、このような構成を採用することにより、搭載計算機メモリ上にロードされるプログラムを変更するだけで所望の衛星制御ロジックを実現することができる。計算機部分のハードウェア構成はいずれの衛星の姿勢制御系に対しても同じ構成にて組み上げることができることから、計算機部を共通機器として分けて構成したものが ACP である。この方針により、計算機部分のコストダウン、信頼性の向上、

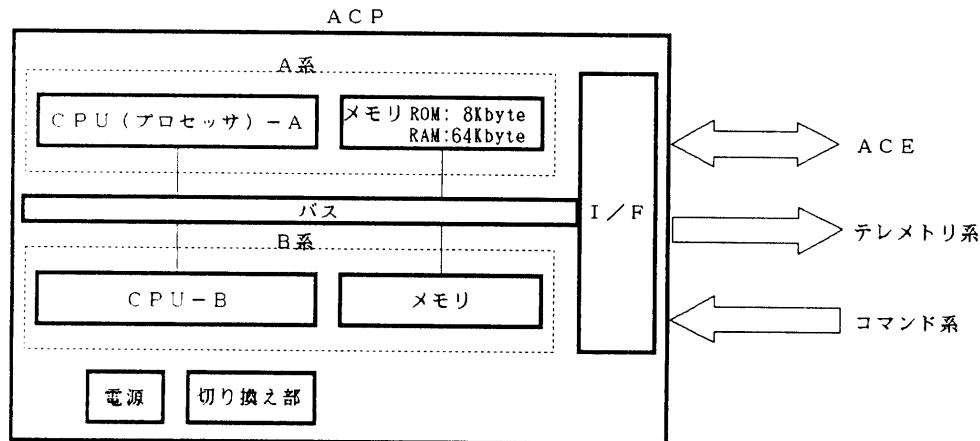


図 1.2.3-3 ACP 構成

効率の良い開発を実現している。

搭載計算機による制御では、放射線などによる計算機の誤動作で衛星姿勢が危険な状態におちいることを避けるため、また最もクリティカルな打上げ直後の初期姿勢捕捉制御のためにも、信頼性の高いハードウェアロジックによる姿勢制御機能を備えていることが望ましい。このため、ハードウェアセーフホールド、及び初期姿勢捕捉に使用するための単純であるが信頼性が高い姿勢制御ロジックを ACE に備えた構成とした。

姿勢制御搭載計算機 (ACP) の内部構成を図 1.2.3-3 に示す。

搭載計算機は、2 系統のプロセッサとメモリ、これらを切り換える切り換え部、電源、及びバスで構成している。プロセッサやメモリはその軌道上実績が 1990 年 1 月に打ち上げられた“ひてん”に 1 系統分搭載したのみで新規性が高く、またその集積度が高いため、冗長構成を採用した。一方、切り換え部及び電源には、これまで使用してきた既設計の回路を使用しており、重量削減等の理由から 1 系統のみの構成とした。

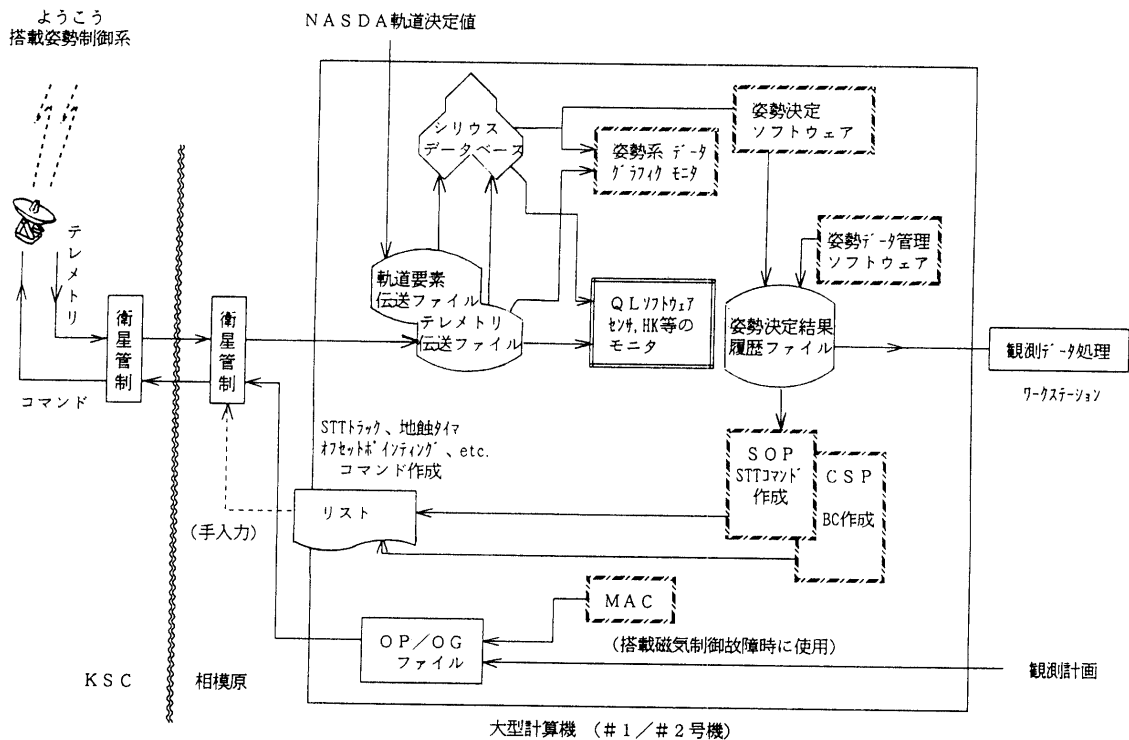


図 1.3-1 地上支援系の構成

表 1.3-1 地上支援系ソフトウェアの概要

姿勢決定ソフトウェアシステム (ADS : Attitude Determination Software System)	
姿勢系データ グラフィックモニタ	姿勢系機器の生データを工学値グラフ として表示する。 (ASGM : Attitude System Data Graphic Monitor)
姿勢決定 ソフトウェア	衛星の姿勢を決定する。粗姿勢決定用 と精姿勢決定用が準備されている。 (ADS : Attitude Determination Software)
姿勢データ管理 ソフトウェア	姿勢決定履歴を管理する。 (ADAM : Attitude Data Management Software)
姿勢制御系運用ソフトウェア (SAOCS : Solar-A Attitude Operation and Control Software)	
磁気制御則計算 プログラム	磁気制御シミュレーション、及び磁気 制御開ループコマンド生成を行う。 (MAC : Magnetic Attitude Control Calculation Program)
スタートラック運用 サポートプログラム	スタートラックが捕捉する星の予測、 及び使用可能時期の予測を行う。 (SOP : Star-tracker Operation and Support Program)
ブロックコマンド サポートプログラム	ブロックコマンドを生成する。 (CSP : Block Command Support Program)

1.3 地上支援系の概要

姿勢制御系に対する地上支援系は、姿勢制御系運用システムと事後姿勢決定システムから構成され、各々主に搭載系制御機能の援助と太陽観測に必要な姿勢情報の提供を目的としている。事後姿勢決定系の姿勢決定精度要求は以下のとおりである。

X/Y 軸回り : 0.002 deg

Z 軸回り : 0.083 deg

“ようこう”の運用管制系は、鹿児島宇宙空間観測所（KSC）の衛星管制装置、及び相模原管制センタ（SOC）の衛星管制装置と大型計算機上の各種ソフトウェアで構成され、特に上述の姿勢系ソフトウェアは大型計算機上に構築されている。

地上支援系の構成を図 1.3-1 に、各ソフトウェアの概要を表 1.3-1 に示した。

2. 姿勢制御系の動作原理

姿勢制御系の制御フェーズは表 2-1 に示すフェーズからなり、各フェーズはそれぞれ同表に示す制御モードを使用する。以下では、姿勢制御系のシーケンス毎に、搭載姿勢制御系の制御モード及びその制御ロジックについて述べる。

2.1 ヨーヨーデスピナの利用によるスピン低減

SOLAR-A では軌道投入時の高速スピン（約 130rpm）の状態からスピンを低下させるのに、従来衛星と同様にヨーヨーデスピナを利用している。ヨーヨーデスピナは受動的でシンプルな構造を持つデスピンデバイスであるが、ヨーヨー展開の過程でニューテーション運動の増幅と慣性空間における角運動量ベクトル方向のシフト（プリセス）をもたらす。ニューテーションの増幅、及び角運動量方向のプリセスの大きさは目標とする最終スピレートが低くなってくると、急激に増大する。SOLAR-A では、定常運用での姿勢安定に必要なバイアス角運動量に相当する低レート（約 3rpm で、これまでの衛星にはない低いレベル）にまでスピンを落とす必要

表 2-1 姿勢制御系の制御フェーズと制御モード

フェーズ	モード	使用センサ／アクチュエータ*1
全角運動量の低減	ヨーヨーデスピナ展開	ヨーヨーデスピナ
軸 変 更	軸変更制御 ニュートーション制御	IRU, MWA IRU, MWA
太 陽 捕 捉	太陽捕捉制御	IRU, NSAS, MWA, MTQ
アンロード	太陽捕捉制御 アンロード制御	IRU, NSAS, MWA, MTQ
黄道面垂直 (カノープス捕捉)	粗捕捉制御	IRU, NSAS, MWA, MTQ
精 捕 捉	精 捕 捉	IRU, TFSS, STT, MWA, MTQ
定 常 運 用	定 常 制 御	IRU, TFSS, STT, MWA, CMG, MTQ
セーフホールド	ACP セーフホールド	NSAS, MWA, MTQ
	太陽捕捉制御	IRU, NSAS, MWA, MTQ

*1 機器名に以下の略称を使用した。

NSAS : 2次元太陽センサ

TFSS : 高精度2次元太陽センサ

STT : スタートラッカ

IRU : 慣性基準装置

MWA : モーメントムホイール

CMG : コントロールモーメントジャイロ

MTQ : 磁気トルカ

があったため、ヨーヨーデスピンを含む衛星の初期姿勢捕捉制御が、特に重要な問題となった。

SOLAR-A では、ヨーヨーデスピ後に衛星本体に残された角運動量をホイールのランアップによってホイールに吸収させ（この過程の中で慣性空間に対する衛星本体の姿勢は変更を受けることになる）、最終的に慣性空間に対して衛星本体の運動を静止化させる制御を行う（軸変更制御、2.2項参照）。この制御後の姿勢はY軸方向（ホイール軸方向）が慣性空間でほぼ太陽方向に直角になることによって、ひき続くホイールの回転制御によって（衛星機体のY軸回りに衛星本体を回転して）+Z軸を太陽方向に捕捉指向することができ（従って太陽電池パドルを展開するだけで必要電力が得られる）姿勢でなければならない（太陽電池パドルを展開すると、太陽電池セル面は衛星機体の+Z軸方向がその法線方向となるように配置されている）。この軸変更制御では、角運動量保存則にもとづいて、軸変更制御前後で系の全角運動量ベクトル方向は慣性空間内では一定であるという事実を利用するため、ヨーヨーデスピナ系の設計では、十分な余裕をもって、

- ① ホイールの容量は、デスピ後の衛星角運動量がホイールですべて吸収できる値になっていること、
- ② デスピ後の角運動量ベクトルの方向が（ヨーヨーデスピの過程で）投入時の衛星スピナ軸方向から大きくずれない

という条件が満たされる必要がある。ヨーヨーデスピナ展開後の最終スピナレートをいかに設定するかを決めるために行った解析を以下に説明する。

ヨーヨーデスピナの運動は次の3つのフェーズに分けられる [1]。

- (1) 衛星本体に巻かれているヨーヨーワイヤがヨーヨーマスの固定の解除によって巻き戻されていくフェーズ (図 2.1-1(a))
- (2) 巻き戻しが完了し、ワイヤ終端のフックが掛けられている点を支点としてマスがスイングするフェーズ (図 2.1-1(b))
- (3) ヨーヨーワイヤとマスが衛星の動径方向にきて衛星から離れる最終段階で、(マス切り離し時のわずかな時間差や、その他の特性の設計値に対するわずかな誤差のために) 片側のヨーヨーワイヤとマスの運動が遅れ、まだ衛星本体に残っていて衛星にトルクを及ぼしているフェーズ。

SOLAR-A 用に設計されたヨーヨーデスピナ系では、ワイヤの巻き戻しフェーズ、スイングフェーズの時間幅はそれぞれ約1.2秒、0.12秒、最終のマス放出フェーズは約10ミリ秒である。

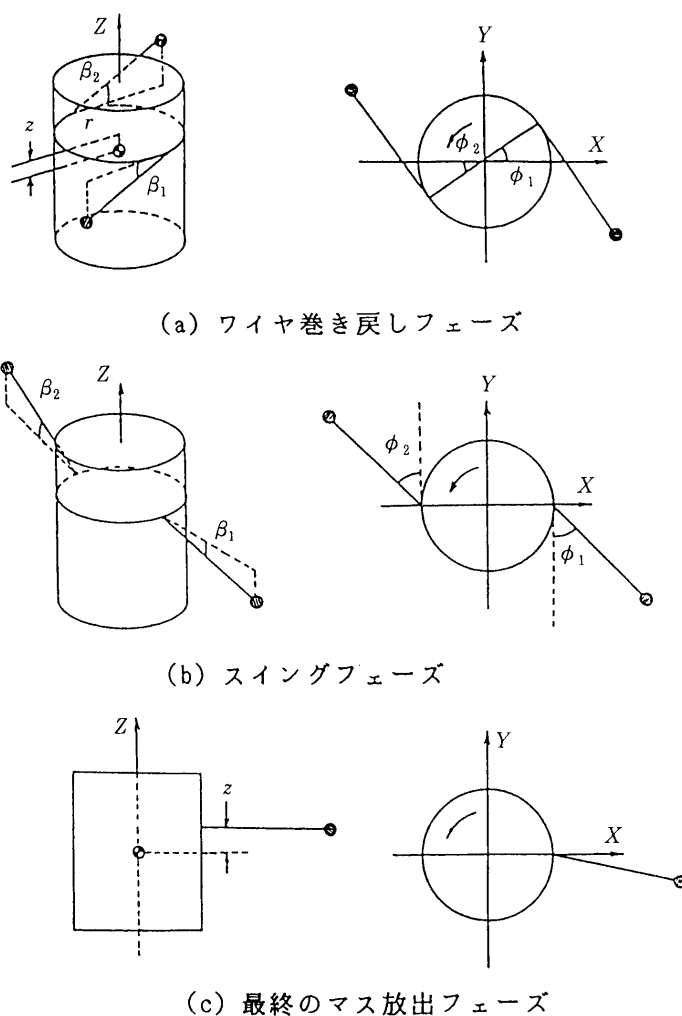


図 2.1-1 ヨーヨーデスピナの運動のモデルとフェーズ

このようなヨーヨーの展開運動でデスピン後の衛星本体の角運動量の大きさ及び方向を左右する要因は、ヨーヨー展開前の高速スピンの状態での衛星のニューテーション、ワイヤカットによる2つのヨーヨーマスの解除の時間的ずれである。ヨーヨー展開運動の数値シミュレーションの例を図2.1-2に示す。また、ヨーヨー展開後の衛星の最終状態は、ヨーヨー展開が衛星のニューテーション位相角のどの時点から開始されたかにも依存する(図2.1-3)。以上述べた初期のパラメータをふって調べたヨーヨーデスピンの運動のイメージは、次のようになる。

- ① ヨーヨーの展開によってスピン軸方向の角運動量が大きく除去されるのに対して、直角方向の角運動量(初期ニューテーションに対応した横方向角運動量)は大きくは除去されず、その結果としてニューテーション運動の増大と慣性空間における角運動量ベクトルの方向ずれが起こる(図2.1-4 参照)。
- ② さらに、初期のマス解除時刻の遅延と途中段階でのニューテーション運動によって最終段階で2つのマスの分離時刻に遅延が生じ、片側のヨーヨーマスのみが残ったアンバランスな状態が短時間(約10ミリ秒)存在し、このマスはワイヤを通して衛星本体に大きなインパルストルクを及ぼし、さらに衛星本体のニューテーション運動と角運動量方向を変化させる。

ホイールが角運動量をすべて吸収できる低いレベルにまで衛星本体をデスピンさせると角運動量ベクトルの方向プリセス量が大きくなり、逆にこれを小さくしようとする、目標とする最終スピンレートを高くする必要があり、最終スピンレートとプリセス角はトレードオフの関係にある。初期ニューテーション角を1.0度

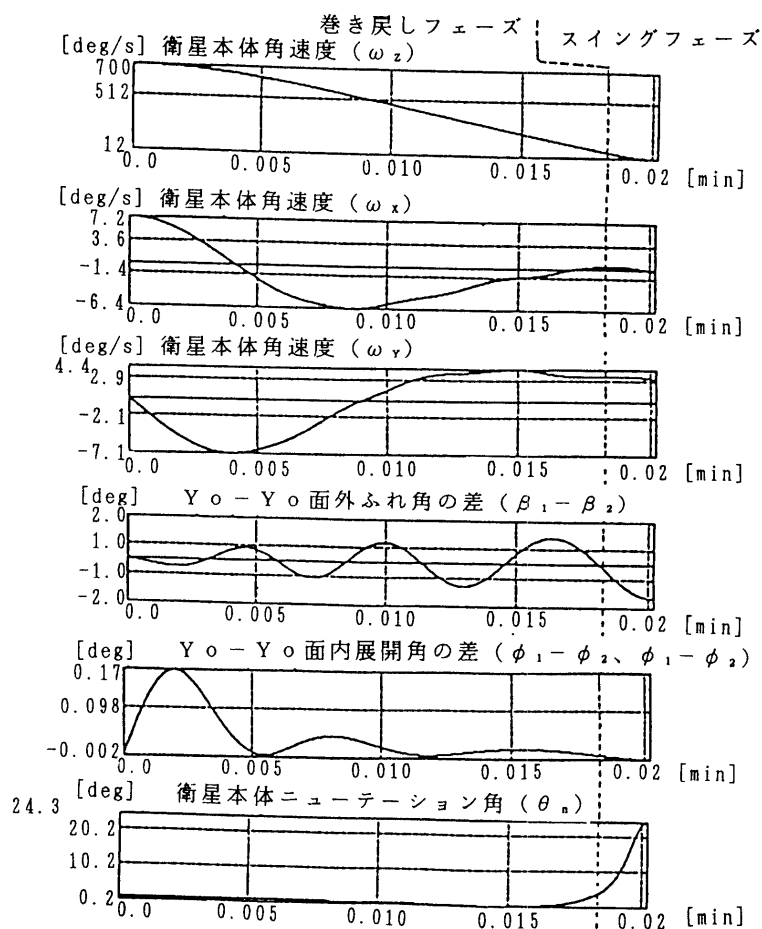


図 2.1-2 ヨーヨー展開運動のシミュレーション

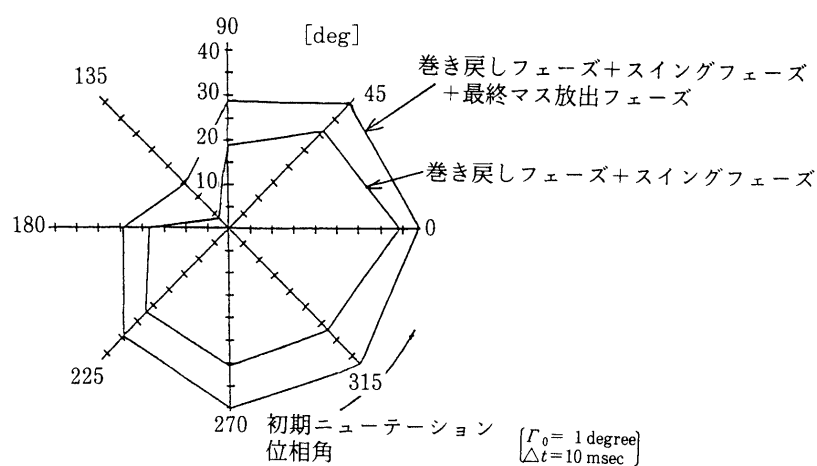


図 2.1-3 プリセス角の初期ニュートーション位相角への依存性

(M3 S-II ロケット側と決めたインタフェース値), Yo-Yo マス解除の時間ずれを 10 ミリ秒 (過去の測定値) として, 目標スピンの別に最終角運動量 (横方向角運動量も含む全角運動量) と角運動量ベクトル方向のプリセス角の分散を調べた結果を図 2.1-5 に示す. 最終角運動量が 2 台のホイールで吸収できるレベルに収まるべきことから目標最終スピンレートに対する上限が決まる. 一方, 軸変更制御の後に広視野の 2 次元太陽センサ

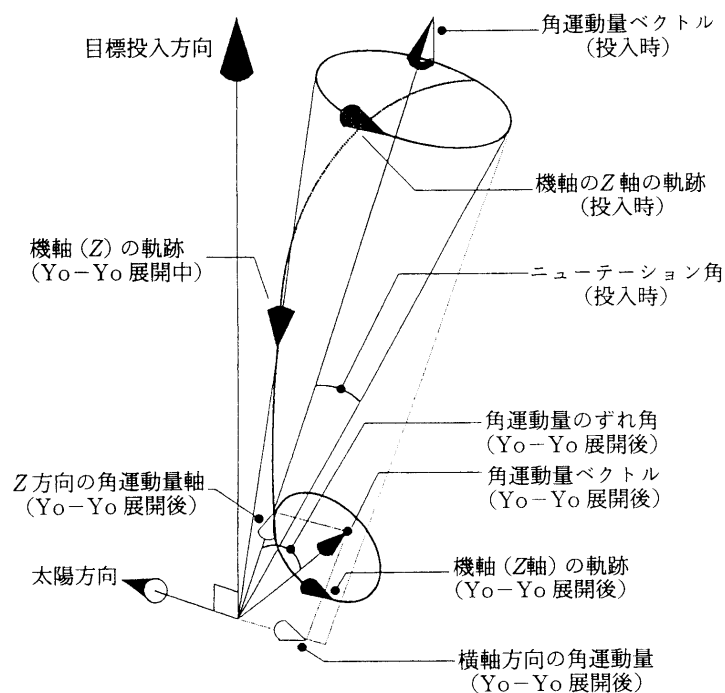


図 2.1-4 ヨーヨー展開におけるニューテーション角および角運動量方向の変化

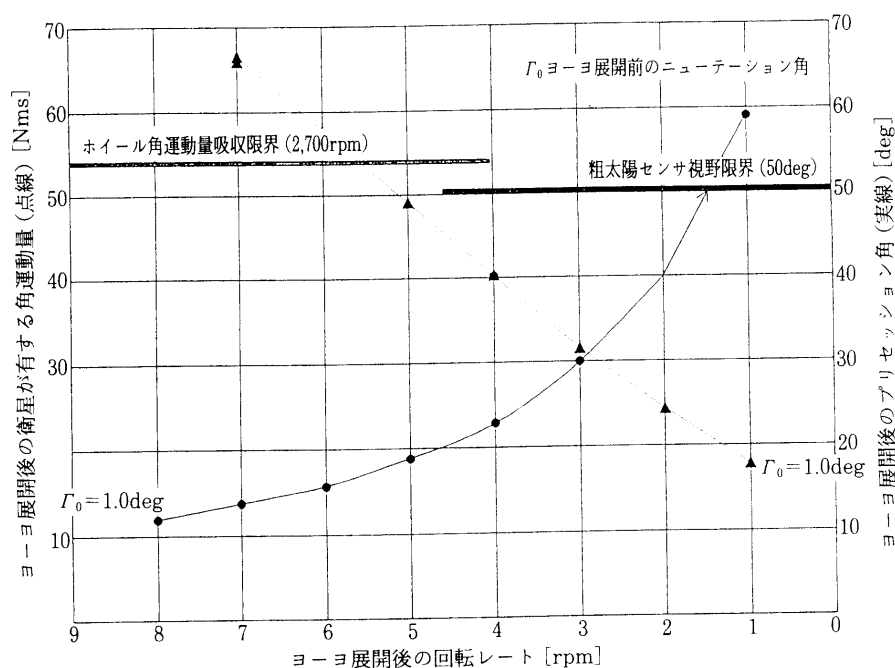


図 2.1-5 目標スピンレートに対する最終角運動量とプリセス角

(視野 $\pm 50 \times \pm 50$ 度)で太陽捕捉できるための許容されるプリセス角の範囲が決まり、これから目標最終スピレートに対する下限が決まる。この様な解析を通じて、SOLAR-A のヨーヨーによる目標スピレートとして、3.5rpm (許容最大誤差 ± 2 rpm)を設定した。

2.2 軸変更(角運動量トランスファ)制御

M-3SII型ロケットによる科学衛星の軌道投入では、軌道投入時の姿勢安定化のため、衛星に角運動量を与え、スピン状態(ノミナル回転数 130rpm)で投入する。衛星分離直後、ヨーヨーデスピナにより、これから引き続く初期姿勢捕捉運用に必要な角運動量(ノミナル 32Nms)を残して大部分の角運動量を放出する。この時点で衛星は最小慣性主軸(Z軸)回りにノミナル 3.5rpm で回転しており、スピン不安定な状態にある。

軸変更制御では、ホイールをランナップさせ、衛星本体が持っていた角運動量を2台のホイールに吸収させて衛星本体の回転運動を停止させる。この結果、ホイールを含む衛星全体で保有する角運動量方向は、衛星の最大慣性主軸方向に向いた(安定な)状態に移行する。この間慣性座標系から見た衛星系全体の角運動量方向は不変であるが、アクチュエータとしてホイールを使用するため、衛星本体の姿勢は慣性座標系に対して、ほぼ 90 度向きを変える。

軸変更制御の方式としては、いわゆるデュアルスピントーンが一般に良く知られている。これは、軌道投入時(最終段ロケット分離後)のスピン方向(最大慣性主軸方向をこの方向に選んでおく必要がある)と直角な中間慣性主軸方向にホイールロータ軸を取り付け、衛星角運動量に対応する回転速度までホイールをランナップするだけで角運動量方向を衛星機体に対して 90 度変更する方式である。デュアルスピントーンが必ず成功するためには、軸変更前後の角運動量方向が何れの慣性主軸方向であるかが限定されている。“ようこう”の場合、角運動量方向を最小慣性主軸方向から最大慣性主軸方向に移行さす必要があるため、デュアルスピントーンを適用するとアップサイドダウン状態(衛星本体が角運動量、すなわちスピンを有し、ホイールが持つ角運動量と方向がお互いに逆向きになった状態)におちいる可能性があるため、この方式を採用できなかった。このため、“ようこう”では全く新しい能動的方式の軸変更制御方式を開発した。“ようこう”の軸変更制御の原理は、衛星本体が持つ回転運動エネルギーが高い状態である初期の最小慣性主軸回りの回転状態から、エネルギー消散によって、回転エネルギーが低い状態である最大慣性主軸方向に角運動量を持った最終状態に移行させるものである。

衛星本体の回転運動エネルギーを消散させる制御ロジックを提案し、その制御に対するトルキング条件を導く。簡単のために(しかし一般性を失うことなく)ホイール1台のみ使用し、そのロータ軸がY軸方向に一致している場合の制御ロジックとして説明する。衛星のX, Y, Z軸回りの慣性能率をそれぞれ I_X , I_Y , I_Z , 角速度成分をそれぞれ ω_X , ω_Y , ω_Z とすると、衛星本体の回転運動エネルギーは次のように書ける：

$$E = \frac{1}{2} (I_X \omega_X^2 + I_Y \omega_Y^2 + I_Z \omega_Z^2)$$

ホイールにより得られるY軸方向の制御トルクを T_Y とすると、衛星本体の運動方程式は、以下のように書ける。

$$\begin{cases} \dot{\omega}_X = \frac{(I_Y - I_Z) \omega_Y \omega_Z - I_W \Omega}{I_X} \\ \dot{\omega}_Y = \frac{(I_Z - I_X) \omega_Z \omega_X + T_Y}{I_Y - I_W} \\ \dot{\omega}_Z = \frac{(I_X - I_Y) \omega_X \omega_Y + I_W \Omega}{I_Z} \end{cases}$$

ここで、 I_W , Ω はホイールロータの慣性能率及び、回転速度である。また、 I_Y はホイールロータの慣性能率を除いた衛星本体のY軸回りの慣性能率とした。

エネルギーの変化率は、上式の両辺を時間微分し、運動方程式を用いて $\dot{\omega}$ を消去することにより与えられる：

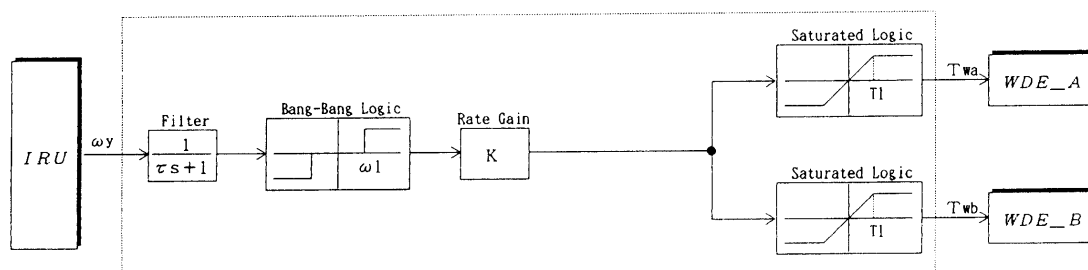


図 2.2-1 軸変更制御ロジック構成図

$$\dot{E} = \omega_Y \frac{I_Y T_Y + (I_Z - I_X) I_W \omega_Z \omega_X}{I_Y - I_W}$$

エネルギーが必ず減少するためには、 \dot{E} が常に負でなくてはならない。制御トルク T_Y に掛かる ω_Y の値は符号が確定していないので、 ω_Y の極性をジャイロ出力から判別し、常に \dot{E} 式の分子の第1項の絶対値が第2項の絶対値より大きくなるように制御トルクを与える。

$$T_Y = -T_0 \operatorname{sgn}(\omega_Y)$$

\dot{E} が必ず負となる十分条件は、 $\omega_Z \omega_X \leq \frac{H_0^2}{2I_Z I_X}$ が常に成立することから以下のように書ける [1] [2]:

$$T_0 > \frac{I_W |I_Z - I_X| H_0^2}{2I_X I_Y I_Z}$$

すなわち、ホイールによりこの式の右辺に示されるトルクより大きなトルク T_0 が得られれば、衛星全体の回転運動エネルギーを必ず減少させることができ、軸変更制御が達成できる。

軸変更制御のロジック構成を図 2.2-1 に示す。入力は IRU の Y 軸回りアナログレート信号 (ω_Y) の極性信号のみであり、この信号の極性に応じてホイールへのトルクコマンドの極性を切り換えるという簡単な原理でもって機体の Y 軸回りの衛星角運動量をホイールに吸収させることができる。実際には“ようこう”ではホイール 2 台同時に使用して軸変更制御を行っているが、制御原理は上に述べた 1 台ホイールによる制御と同じである。この軸変更制御ロジックは ACE のハードワイヤードロジックスとして実現されている。

2.3 軸変更制御終了近傍におけるニューテーション制御

軸変更制御時に非常に大きなニューテーション運動の状態を経由する。軸変更制御の終了近傍では、このニューテーション運動をホイールにより能動的に抑える。制御ブロック図を図 2.3-1 に示す。Z 軸回りの角速度の極性を判別し、これに基づいて、この角速度成分の大きさが減少するようにホイールのリアクショントルクを操作する。そのためにはホイールを Y 軸に対して $\pm Z$ 軸方向に 3 度傾けて取り付けしており、これに両ホイールの回転を差動操作することにより $\pm Z$ 軸方向トルクを発生し、ニューテーションを抑制することができる。

ニューテーション制御中に Y 軸回りの機体角速度を吸収するブロックは、軸変更制御中に使用するものと同

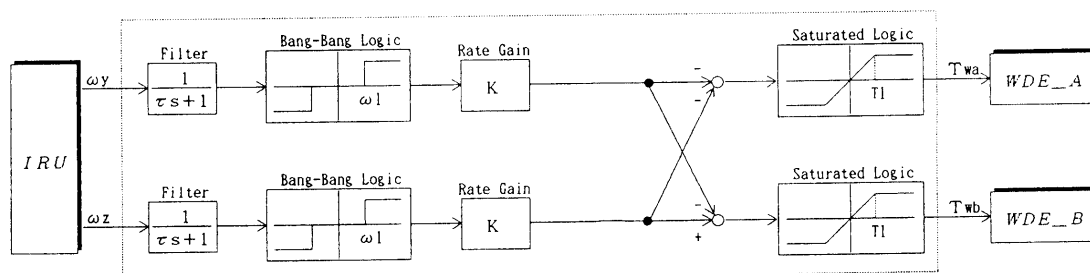


図 2.3-1 ニューテーション制御ロジック構成図

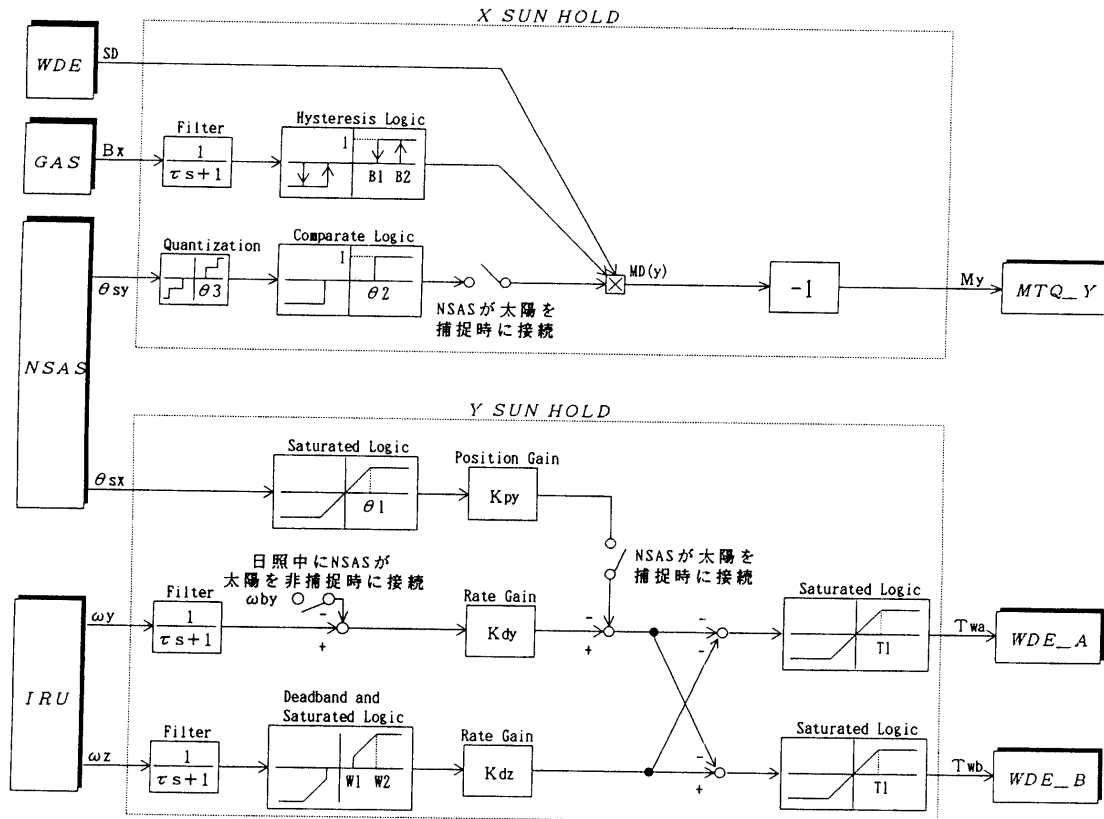


図 2.4-1 太陽捕捉制御ロジック構成図

一とし、Z軸回りの角速度を吸収する機能をつけ加える構成をとっている。すなわち、ニューテーション制御は、軸変更制御系が働いている状況のもとでZ軸回りの角速度を吸収する機能を追加する形で設計してある。

2.4 太陽捕捉制御

太陽捕捉制御は粗太陽センサの出力をもとに機体座標における太陽方向を知り、Z軸方向を太陽方向に指向させて止める。日陰中はIRUの信号をもとに日陰突入時の姿勢を保持する。Y軸回りの衛星姿勢はホイールにより制御し、X軸回りの姿勢は磁気トルカにより制御する。姿勢制御ブロック図を図2.4-1に示す。

- (1) 日照中に太陽方向が粗太陽センサ視野外となった場合には、Y軸回りに0.3deg/secの角速度で姿勢を回転し、太陽方向をサーチする。
- (2) Y軸回り姿勢制御は、YZ面からの太陽方向角度が2deg以上ではY軸回りに角速度制御にて捕捉制御を行い、2deg以下では角度制御を行う。角速度制御時の捕捉角速度は0.06deg/secである。
- (3) Y軸回りの角度制御の制御帯域幅は0.03Hzである。
- (4) X軸回りの角度制御はXZ面からの太陽角が1degを超えた場合に動作する。
- (5) ニューテーション制御機能はZ軸回りの角速度が0.01deg/secを超えた場合に動作する。

2.5 蓄積角運動量のアンロード制御

アンロード制御は自然外乱により衛星に蓄積する角運動量を磁気トルカを使用して外部に放出する制御である。“ようこう”はバイアスモーメント方式であり、ホイールに姿勢を安定化させるのに必要な角運動量を蓄積して運用する。

後述するACPのソフトウェアロジックによる姿勢捕捉制御モードでは、アクチュエータの容量、ホイール回転調整用デジタルタコループの適用可能回転数範囲等の制約から、これらのモードに移行する前に衛星角運動

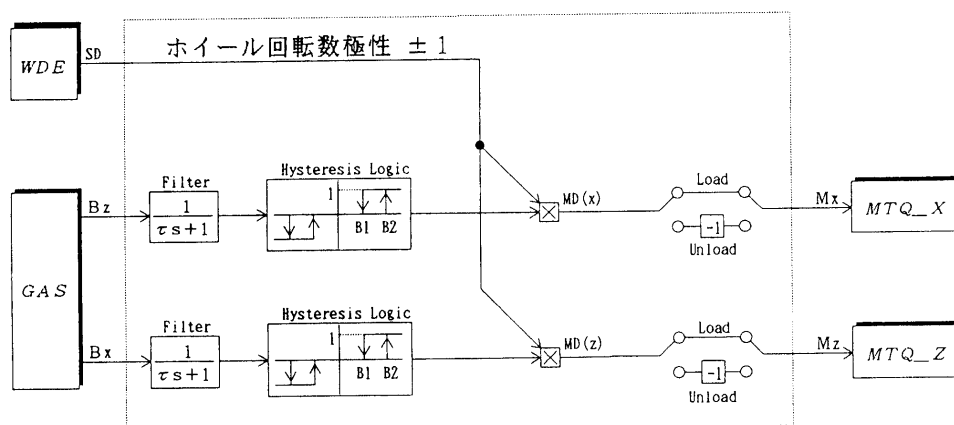


図 2.5-1 アンローディング制御ロジック構成図

量を 20~30Nms に調整しておく必要がある。軸変更制御終了後の衛星角運動量の大きさは、この条件を満たしているが、太陽捕捉制御モードで運用している間に自然外乱トルクが蓄積して、ソフトウェアロジックへの移行条件を満たさなくなるおそれがある。アンロード制御はこの移行条件を達成するように角運動量調整を行う制御である。また、後述する ACP ソフトウェアによる制御モードでも、制御系が正常に動作するためにはホイール回転数は適切な範囲になければならず、そのためには磁気アンロード機能を要するが、これらのモードでは磁気アンロード機能は制御則の中に組み込まれており、自律的に行われるように設計されている。

アンロード制御は MTQ-X, Z により行われる。本機能は ACE の太陽捕捉制御が動作している時に使用する。アンロード制御系のロジック構成図を図 2.5-1 に示す。

2.6 姿勢粗捕捉制御

粗捕捉（カノープス捕捉）制御は、Z 軸回りに衛星姿勢をマヌーバして、目標姿勢を捕捉するためのモードという役割を持つ。目標姿勢は図 1.2.1-1 に示したように、Z 軸方向を太陽方向に指向し、太陽方向と太陽自転軸を含む面内に Y 軸方向を含み、-Y 軸方向をほぼ黄道の南極方向を向く姿勢として定義されている。粗捕捉制御に移行する前は、太陽捕捉制御によって Z 軸方向が太陽方向を指向し、Z 軸まわりの姿勢が不定の状態にある。この粗捕捉制御による Z 軸回りの姿勢マヌーバを完了すると、スタートラッカの視野内にカノープスを捕らえるようになることから、この姿勢捕捉をカノープス捕捉とも呼んでいる。この制御モード及び、次節の精捕捉制御モードでは 1 対のホイールと 3 本の磁気トルカがアクチュエータとして用いられる。粗捕捉制御モードと精捕捉制御モードの大きな相違点はホイール 2 台を用いて Z 軸方向の制御トルクを発生させるか否かにある。

姿勢誤差は IRU 出力をもとに検出する。125ms ごとに IRU ジャイロ出力を積分して目標姿勢に対する三軸の姿勢誤差を取得する。

一般に IRU からのレート出力にはドリフト（時間的にゆっくりと変化するバイアス）誤差が含まれるため、これを長時間伝播すると決定された姿勢にジャイロドリフトによる誤差が蓄積する。このため、伝播された姿勢より推定した天体方向（太陽、カノープス方向）と光学センサ（太陽センサ、スタートラッカ）により観測した天体方向の間の角度差から、姿勢誤差（これをここでは仮に残差と呼ぶ）を検出し、この残差が予め適当に設定した値より大きくなった際には残差の大きさに相当するだけ姿勢を更新する。なお、精捕捉制御で述べるカルマンフィルタにより、粗太陽センサ、スタートラッカとの観測残差をもとに、ドリフトレートを推定し、更新しながら上述の姿勢更新を行うという機能を働かせることもできる。

光学センサには太陽センサ、スタートラッカを使用する。太陽センサには粗太陽センサ、精太陽センサがあり、粗太陽センサは粗捕捉制御モードで、精太陽センサは精捕捉制御、定常制御で自動的に選択される。太陽センサで X, Y 軸回りの姿勢誤差を検出し、スタートラッカで Z 軸回りの姿勢を検出する。これらの姿勢誤差は通常十

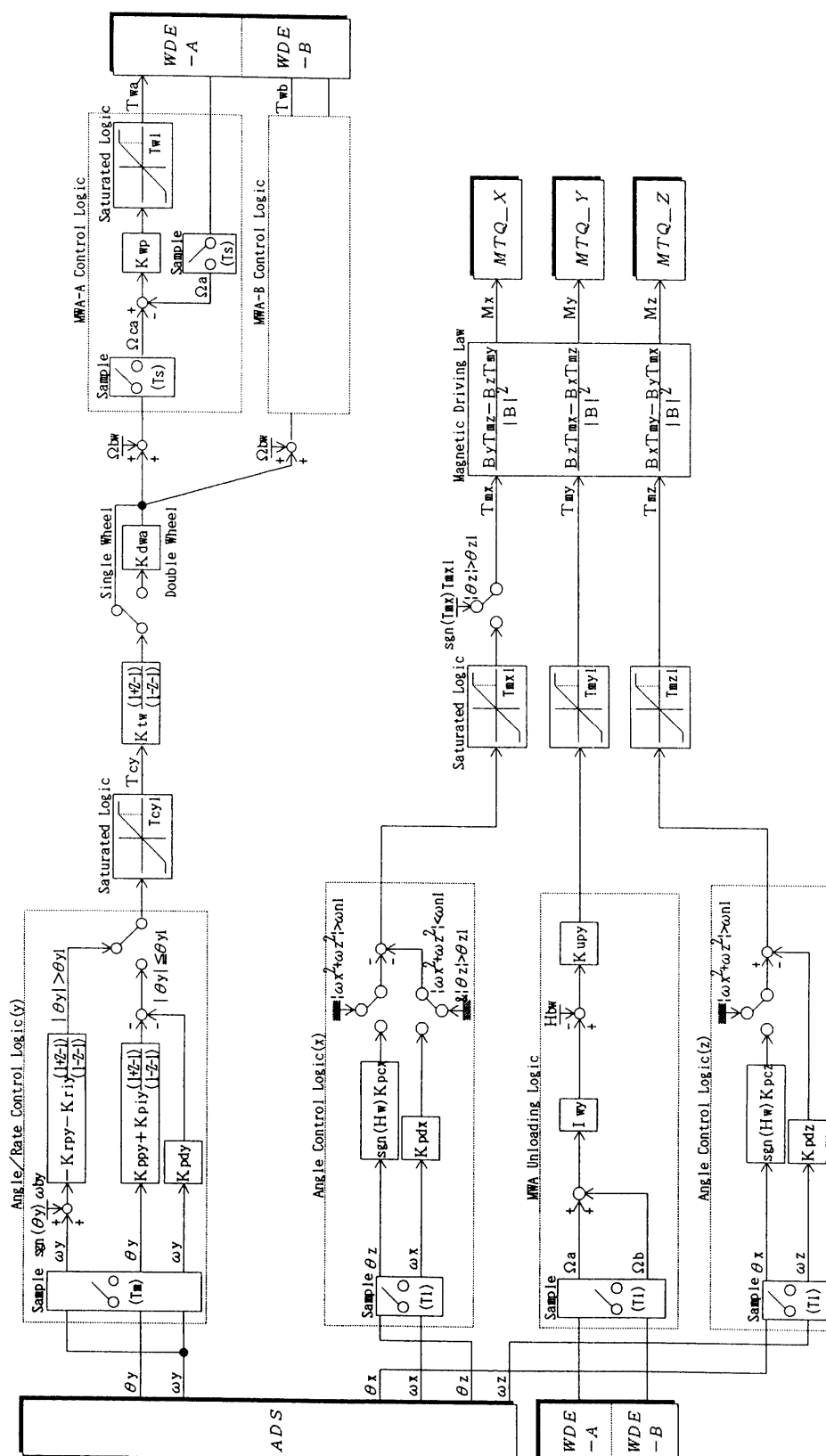


図 2.6-1 粗捕捉制御ロジック構成図

分に小さいので、X、Y軸回りの姿勢検出とZ軸回りの姿勢検出は互いに独立に働く。スタートラッカが観測する星はカノープスに限定している。

X、Y軸回りの姿勢誤差は2秒ごとに検出し、設定値0.15deg以上の伝播誤差が検出された場合に姿勢を更新する。ただし、日陰直前2分間から日照開始後1分間は太陽センサが使用できない（もしくは安定した出力をだせない）ため姿勢更新機能は使用せず、姿勢伝播機能のみが働く。

Z軸回りの姿勢誤差は32秒毎に検出し、設定値0.24deg以上の伝播誤差が検出された場合に姿勢を更新する。スタートラッカが地蝕等で、その旨のアラームを出力している場合は姿勢更新は行わず、姿勢伝播機能のみが働く。

粗捕捉制御を含むACPのソフトウェア制御（精捕捉制御、定常制御、ACPセーフホールド制御）モードでは自動的にニュートーション制御並びにアンロード制御が実行される。アンロード制御は自然外乱により衛星に蓄積する角運動量を外部に放出する制御である。“ようこう”はバイアスモーメンタム方式であり、衛星機体座標のY軸に沿って約20Nmsの大きさの角運動量を持たせて姿勢安定化を図っている。本衛星のアンロード制御では、磁気トルカを使用して衛星角運動量をこの目標角運動量に調整する。ただし、粗捕捉制御モードとACPセーフホールド制御モードのアンロード制御は角運動量の大きさのみを調整するものであり、精捕捉制御モードと定常制御モードのアンロード制御は大きさと方向の両者を制御するように系が組まれている。

粗捕捉制御モードにおける制御ロジックの構成を図2.6-1に示す。図2.6-1には粗捕捉制御機能と併用されるMWAアンローディング制御機能も含まれている。

粗捕捉制御モードのロジックは以下に示すように設計されている。

- (1) X、Z軸回りの姿勢は磁気トルカにて制御し、Y軸回りの姿勢はホイールにて制御する。
- (2) X、Z軸回りの姿勢制御系は、初期姿勢捕捉のカノープス捕捉制御時のように、Z軸回りの誤差角度が5.0degより大きい場合にはY軸黄道面垂直制御を行い、Z軸回りの誤差角度が5.0degより小さい場合はPD制御にて角度制御を行う。PD角度制御の特性は衛星の全角運動量に依存するが、衛星角運動量20Nms近傍では制御帯域幅は約0.1Hz、減衰係数は約1.0の特性を持っている。
- (3) Y軸黄道面垂直制御中はニュートーション運動が大きくなるが、これを抑えるため、 $\sqrt{\omega_x^2 + \omega_z^2}$ の値が0.02deg/sec以上となった場合にはX、Z軸回りの姿勢制御はY軸黄道面垂直制御を中断し、ニュートーション減衰制御を行う。
- (4) Y軸回りの姿勢制御系は姿勢誤差が0.3deg以下ではPID制御によって制御し、0.3deg以上では姿勢誤差が小さくなる方向に一定の角速度で捕捉する。PID制御時の制御系の制御帯域幅は0.03Hz、減衰係数は0.5である。
- (5) MWA回転数制御則（タコフィードバックループ）の制御帯域幅は0.5Hzである。
- (6) MWAアンローディングは磁気トルカを用いて行う。
- (7) 磁気制御系が参照する地磁場は地磁気センサ出力に基づく。

なお、ホイールの1台運用でも粗捕捉制御モードでの運用が可能であり、この場合の姿勢制御ロジックにはホイールの2台運用と同一の制御ロジックを適用している。

2.7 姿勢精捕捉制御

精姿勢制御モードの姿勢検出では、精太陽センサ、スタートラッカを使用して、ジャイロ出力の積分によって得られる計算姿勢との観測残差を検出し、リセット型カルマンフィルタを適用することにより、姿勢更新及びIRUのドリフトレート推定を行う。ここで推定すべき量は、(1)IRU出力としての角速度を積分して得られた姿勢と真の姿勢との差、及び(2)IRU出力角速度値に含まれる（時間的に極めて緩やかに変化する）バイアス成分である。これらの量は、いずれの軸についても微小な量であることから、各軸独立に推定することができ、各軸に2次元（得られた姿勢と真の姿勢との差、及びIRUのバイアス成分）の状態変数を推定するカルマンフィルタを使用することが許される。X軸回りとY軸回りは共通の（同じ形の）フィルタを使用し、Z軸回りについて

ては X, Y 軸回りのものとは独立した（異なった形）のフィルタを使用する。更新時間間隔は粗捕捉制御系における粗姿勢更新と同様に X, Y 軸回りは2秒ごと、 Z 軸回りは32秒ごとである。

1つの軸回りの姿勢誤差、IRUのドリフトレートをそれぞれ θ, ω_b と表し、状態ベクトルとして、これらを成分とする2次元ベクトルを定義する：

$$x = \begin{pmatrix} \theta \\ \omega_b \end{pmatrix}$$

IRUにより測定したこの軸回りの角速度を ω とすると、姿勢伝播は次式で得られる。

$$\theta_{t+1} = \theta_t + (\omega_t - \omega_{b,t})T$$

上記の時間 T 間はドリフトレートは一定であるとし、その変化は無視する：

$$\omega_{b,t+1} = \omega_{b,t}$$

光学センサによる観測データが得られた時点で姿勢更新、ドリフトレート推定を行う。カルマンフィルタでは、観測が行われた時点の伝播姿勢と観測により得られた姿勢 θ_{obs} の間の差（観測残差）から、デジタルフィルタを通じて状態量である姿勢とドリフトレートを推定する。このプロセスは、更新処理と呼ばれる：

$$\hat{x}_t = x_t + K(\theta_{obs,t} - \theta_t)$$

推定した状態ベクトルには伝播で得られたものと区別するために $\hat{\cdot}$ を付けて表した。更新処理は、更新タイミングのデータのみを使用して、更新タイミングにおける状態ベクトルを推定する。以降、更新処理に関しては時刻の添字を省略する。 K はカルマンゲインであり、時間とともに変化する量として以下のように与えられる。

$$K = \begin{pmatrix} P_{11}/(R_v + P_{11}) \\ P_{12}/(R_v + P_{11}) \end{pmatrix}$$

ここで、 R_v は光学センサの観測ノイズの分散である。また、 P_{11} 及び P_{12} は状態推定量 (θ, ω_b) の共分散行列 P の成分であり、 P は $E(\cdot)$ が期待値を表すものとして、以下のように定義される：

$$P_t = \begin{pmatrix} E(\theta_t^2) & E(\theta_t \omega_{b,t}) \\ E(\theta_t \omega_{b,t}) & E(\omega_{b,t}^2) \end{pmatrix}$$

共分散行列の伝播、更新は以下のように行う：

伝播；

$$P_{t+1} = \phi P_t \phi^T + g$$

$$\phi = \begin{pmatrix} 1 & -T \\ 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$g = \begin{pmatrix} \sigma_v^2 T + \frac{\sigma_u^2 T^3}{3} & -\frac{\sigma_u^2 T^2}{2} \\ -\frac{\sigma_u^2 T^2}{2} & \sigma_u^2 T \end{pmatrix},$$

更新；

$$\hat{P} = P - \frac{1}{R_v + P_{11}} \begin{pmatrix} P_{11}P_{11} & P_{11}P_{12} \\ P_{21}P_{11} & P_{21}P_{12} \end{pmatrix}.$$

ここで、 σ_v はIRU出力に加わる白色雑音ノイズ、 σ_u はランダムウォークノイズである（文献9-2参照）。カルマンフィルタを姿勢決定系に適用する場合、カルマンゲインを与える共分散行列の成分は、更新の時点では光学センサノイズモデルにより、伝播の時点ではIRUノイズモデルにより規定される。一般に、上記の更新では共分散行列の各成分は減少し、伝播では増大する。

共分散行列は対角成分が正の対称行列である。Pの更新処理で対称行列と対称行列の差をとるため、計算機の丸め誤差等によって共分散行列の対称性と対角成分、非対角成分の正定性が保存されなくなることがある。正定性と対称性を強制的に保持させるために、共分散行列をUD分解し、その各成分で更新、伝播する方法がしばしば適用され、有効な結果を得ている。搭載姿勢決定では常に姿勢が正しく得られるように、このUD分解法を適用する。

2次元の正値対称行列Pに対し、これを次のようにUD分解することができる。

$$P = UDU^T$$

$$D = \begin{pmatrix} d_{11} & 0 \\ 0 & d_{22} \end{pmatrix} \quad U = \begin{pmatrix} 1 & u_{12} \\ 0 & 1 \end{pmatrix}$$

UD分解した成分について伝播、更新処理は以下のように書ける。

伝播；

$$d_{22,t+1} = d_{22,t} + g_{11}$$

$$u_{12,t+1} = \frac{(u_{12,t} - T)d_{22,t} + g_{12}}{d_{22,t+1}}$$

$$d_{11,t+1} = d_{11,t} + (u_{12,t} - u_{12,t+1} - T)^2 d_{22,t} \\ + g_{11} - 2g_{12}u_{12,t+1} + g_{22}u_{12,t+1}^2$$

更新；

$$\hat{d}_{22} = \frac{d_{22}(R_v + d_{11})}{R_v + d_{11} + u_{12}^2 d_{22}}$$

$$\hat{u}_{12} = \frac{R_v}{R_v + d_{11}} u_{12}$$

$$\hat{d}_{11} = \frac{R_v}{R_v + d_{11}} d_{11}.$$

カルマンゲインが一定値に収束することによって姿勢決定系が定常状態となると、検出した姿勢角残差に対する姿勢更新幅の比は小さな値に収束する（初期の設計ではこの比は8：1程度に収束する）。IRUの故障等姿勢伝播が異常となり、姿勢角残差の変化が激しくなった場合、姿勢更新が追従できなくなる恐れがある。これを避けるため、観測残差が設定値 θ_R より大きくなった場合は、フィルタパラメタを初期化し、カルマンゲインも初期値である大きな値（姿勢角補正のカルマンゲインの初期値は1である）に変更する。リセット判定に使用する θ_R の設定値はノミナル0.009degであり、コマンドで変更することもできる。なお、粗捕捉制御系のカルマンフィルタを使用しない姿勢決定系に切り換えることや、粗太陽センサを使用した姿勢決定系に切り換えることが可能である。

精捕捉制御モードにおける制御ロジックの構成を図2.7-1に示す。なお、同図には精捕捉制御機能と併用されるMWAアンローディング制御機能のロジックも含めて示した。精捕捉制御モードにおける制御ロジックは以下に示すように設計されている。

- (1) X軸回りの姿勢制御とニュートーション制御はホイールにより発生できるZ軸方向トルクで制御する。X軸姿勢制御系の制御帯域幅は0.01Hz、減衰係数は1.0である。
- (2) Y軸回りの姿勢はホイールで制御する。Y軸姿勢制御系の制御帯域幅は0.1Hz、減衰係数は0.5である。

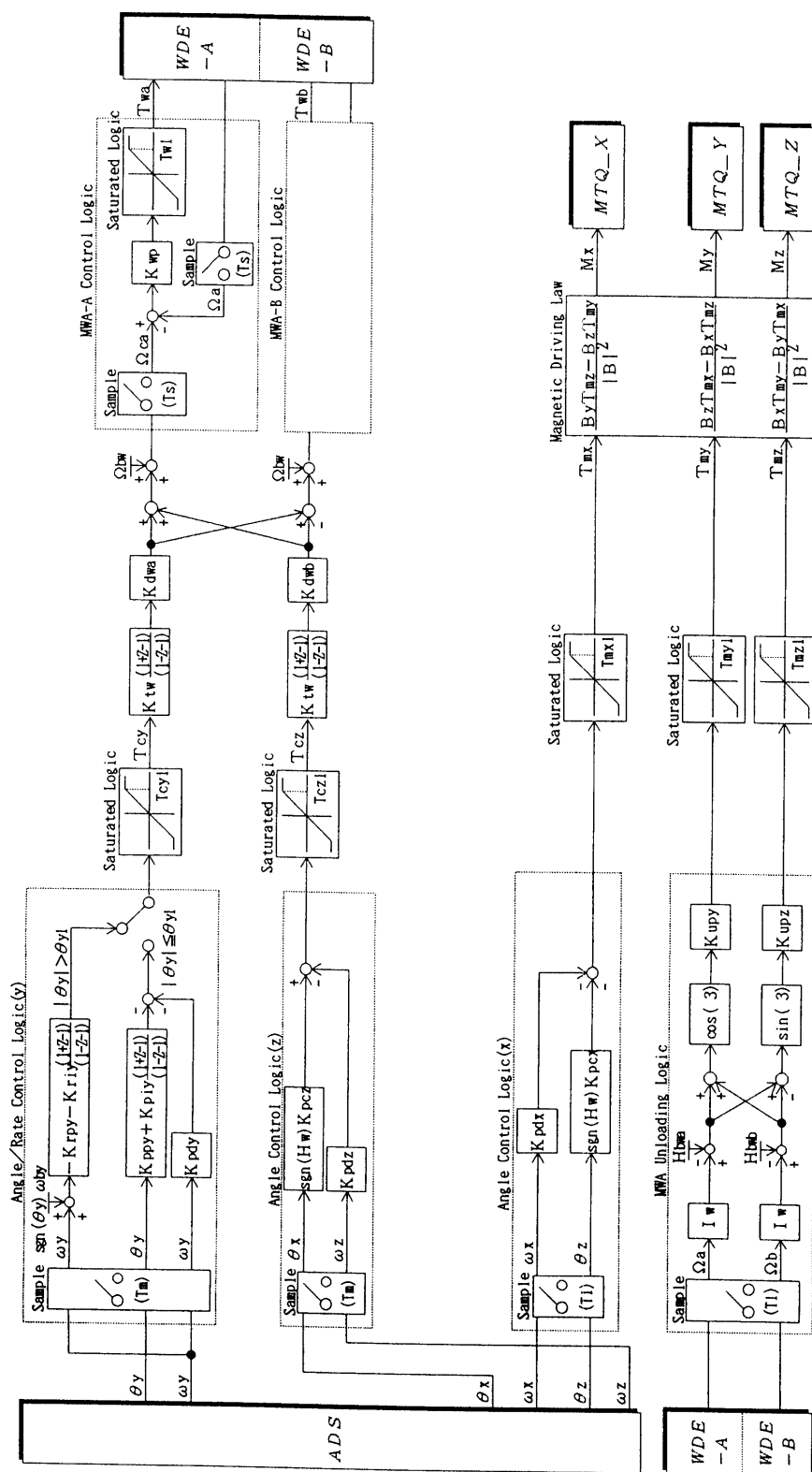


図 2.7-1 精捕捉制御ロジック構成図

- (3) 上述の Y 軸回りの姿勢制御系は姿勢誤差が 0.2deg 以下では PID 制御によって制御し、 0.2deg 以上では姿勢誤差が小さくなる方向に機体を一定の角速度で捕捉回転する制御としている。この時の捕捉角速度は 0.006deg/sec である。
- (4) Z 軸回りの姿勢は磁気トルカにて制御する。Z 軸姿勢制御系の制御帯域幅は約 0.01Hz 、減衰係数は約 1.0 である。
- (5) MWA 回転数制御系（タコフィードバックループ）の制御帯域幅は 0.5Hz である。
- (6) MWA アンローディングは磁気トルカにて、（ホイール全角運動量を調節する） $\pm Y$ 軸方向のトルク、及び（2 台のホイール回転数差を減少させる） $\pm Z$ 軸方向のトルクを発生することにより行う。
- (7) 磁気制御系が参照する地磁場は地磁気センサ出力に基づく。

2.8 定常姿勢制御

定常観測制御モードは定常観測運用時に使用する制御モードであり、太陽観測に要求される高い姿勢安定度と姿勢指向制御精度を達成するように設計されている。姿勢制御要求は 1 章で述べたように、短期安定度 I、短期安定度 II、中期安定度、長期安定度として規定されており、観測機器（X 線望遠鏡）の視野中心方向（Z 軸方向）を精密にかつ安定に太陽方向に指向させるように、Y、X 軸回りの高い姿勢制御性能が求められる。なお、定常制御モード動作はほぼ機上で自律化されており、ほとんど地上局の支援を必要としないで運用できるようになっている。

短期安定度 I は 1 秒間の姿勢誤差の偏差を表し、非常に短い時間での姿勢変動に対する規定である。姿勢制御系で能動的に制御することが困難なため、この要求に対しては角運動量剛性を利用することとして、バイアスモーメント方式による受動安定化を図っている（Z、X 軸回りの運動）。

Y 軸（バイアス角運動量方向）回りの姿勢は、高速回転するホイールにより、Y 軸方向に強力に精度の高いトルクが得られることから、PID 制御によって非常に高い指向精度と安定度を得ている。

ところで、通常のバイアスモーメント方式における X 軸（バイアス角運動量に直交した軸）回りの姿勢は、ホイールによる Z 軸方向のトルクで制御する。すなわち、衛星は $\pm Y$ 軸方向にバイアス角運動量を持ち、Z 軸方向のトルクを与えると、角運動量ベクトルは $\pm Z$ 軸方向に向かって傾く（プリセスする）ので、衛星本体は $\pm X$ 軸回りに回転したことになる。このような考え方に基づいて、Z 軸方向に平行なトルクを適切に作り出すことによって、X 軸回りの姿勢誤差を抑えることができる。

しかし、このような通常のバイアスモーメント方式の X 軸回り姿勢制御では、衛星本体とホイール間の角運動量交換を利用しているため、姿勢誤差の静定には少なくともニューテーション周期の 2 分の 1（“ようこう”では 24 秒）程度以上の時間を要し、8 秒当たりの姿勢変動である短期安定度 II の要求を X 軸回りの制御に関して満足することができないことになる。

そこで、“ようこう”では、X 軸回りの姿勢を高速に制御するため、高い応答性を持った小型で 1 自由度の CMG を採用することにした。この制御系の特徴は、X 軸回り姿勢誤差を X 軸方向トルクで制御していることである。X 軸回りに姿勢誤差が生じると、CMG によるトルクでこの姿勢誤差を減少させる向きのニューテーション運動を引き起こし、姿勢誤差を抑える。この方式はゼロモーメント方式と同様な過渡応答を持ち、非常に高速な X 軸回りの姿勢制御が可能となる。また、この際に生じたニューテーション運動は、ニューテーション周期の 4 分の 1（12 秒）だけ時間が経過すると Z 軸回りの角速度として検出され、ホイールによる Z 軸方向のトルクにより抑えることができる。

以上述べた定常姿勢制御法の考え方についての説明は、Z 軸の指向制御（X、Y 軸回りの制御）、及び Z 軸回りの制御についての運動方程式、アクチュエータ駆動則、姿勢制御則、アンローディング則として次のように定式化できる：

運動方程式；

$$\tilde{I} \dot{\omega} + \omega \times (\tilde{I} \omega + H_w) = T_E + T_I$$

ω : 衛星角速度ベクトル (衛星機体座標)

\tilde{I} : 衛星慣性モーメントテンソル

H_w : ホイール (及びCMG) 角運動量

T_E : 外力トルク (外乱トルク, 磁気トルク)

T_I : 内力トルク (ホイールトルク, CMG トルク)

この一般的運動方程式を, 姿勢基準座標系に対する姿勢 (誤差) を表す適当なオイラー角を用いて展開し, 角速度 ω とオイラー角の時間変化率の関係を表すいわゆる運動学的関係式と組み合わせることによって, 姿勢変化に対する運動方程式系が得られる. 定常姿勢制御の基準座標系は図 1.2.1-1 に示した太陽指向座標系 O -XYZ である. これは厳密には慣性座標系ではないが, 慣性空間におけるその変化は今問題としている衛星姿勢変化に比べて非常に緩慢かつ微小であるため, 姿勢制御系の設計時にはこれを慣性座標系として近似することができる. さらに姿勢誤差が十分に小さいという仮定を導入することによって, 下記の姿勢制御則を導くための, 線型化された運動方程式系が得られる.

姿勢制御則；

上記の運動方程式に基づいて, 姿勢制御トルクを T_i を, 以下のように与えることとした；

X 軸トルク (X, Z 軸回り姿勢制御, X 軸回りレート制御)：

$$T_{cx} = K_{pcx} \operatorname{sgn}(H_y) \theta_z - K_{ppx} \theta_x - K_{pdx} \omega_x$$

$K_{ppx}, K_{pdx}, K_{pcx}$: 制御ゲイン

$\operatorname{sgn}(H_y)$: 衛星角運動量の Y 成分の符号

Y 軸トルク (Y 軸回り姿勢制御, Y 軸回りレート制御)：

$$T_{cy} = -K_{ppy} \theta_y - K_{piy} \int \theta_y dt - K_{pdy} \omega_y$$

$K_{ppy}, K_{piy}, K_{pdy}$: 制御ゲイン

Z 軸トルク (X 軸回り姿勢制御, Z 軸回りレート制御)：

$$T_{cz} = -K_{pcz} \operatorname{sgn}(H_y) \theta_x - K_{pdz} \omega_z$$

K_{pcz}, K_{pdz} : 制御ゲイン

上述の制御トルクを発生するためのアクチュエータ駆動則は下記のようにそれぞれホイール及び CMG の回転制御及びジンバル角制御によって実現する；

ホイール駆動則；

ホイールの回転速度目標値を次のように設定する；

$$\Omega_{ca} = \frac{1}{I_w} \int \left(\frac{T_{cy}}{\cos \theta_w} + \frac{T_{cz}}{\sin \theta_w} \right) dt$$

$$\Omega_{cb} = \frac{1}{I_w} \int \left(\frac{T_{cy}}{\cos \theta_w} - \frac{T_{cz}}{\sin \theta_w} \right) dt$$

Ω_{ci} : ホイール i の目標回転数 ($i=a, b$)

I_w : ホイールロータの慣性モーメント

θ_w : ホイール取り付け角 (衛星 Y 軸とホイールロータ軸のなす角度)

これを用いて各ホイールの回転数制御 (タコフィードバックループ) を下記の T_{wi} により実行する；

$$T_{ui} = K_{up}(\Omega_{ci} - \Omega_i)$$

T_{ui} : ホイール i の駆動トルク

K_{up} : タコループゲイン

Ω_i : ホイール i の回転数

CMG 駆動則 :

CMG のジンバル角目標値を次のように設定し

$$\theta_{cg} = \frac{1}{H_g} \int T_{cx} dt$$

θ_{cg} : 目標 CMG ジンバル角

H_g : CMG ロータ角運動量

CMG ジンバル角制御のために下記 T_g によりジンバルトルカを駆動する :

$$T_g = K_{Gp}(\theta_{cg} - \theta_g) + K_{Gi} \int (\theta_{cg} - \theta_g) dt$$

T_g : CMG 駆動トルク

θ_g : CMG ジンバル角

K_{Gp} : CMG ジンバル角制御の比例ゲイン

K_{Gi} : CMG ジンバル角制御の積分ゲイン

なお, ホイール及び CMG のアンロード則としては, 理想的には次の形のアンロードトルク :

$$\mathbf{T}_m = - \begin{bmatrix} K_{upx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{upy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{upz} \end{bmatrix} \delta \mathbf{H}, \quad \delta \mathbf{H} = \begin{bmatrix} \delta H_x \\ \delta H_y \\ \delta H_z \end{bmatrix}$$

$$\delta H_x = H_g(\theta_{g0} - \theta_g)$$

$$\delta H_y = I_w[(\Omega_{a0} - \Omega_a) + (\Omega_{b0} - \Omega_b)] \cos \theta_w$$

$$\delta H_z = I_w[(\Omega_{a0} - \Omega_a) - (\Omega_{b0} - \Omega_b)] \sin \theta_w$$

$\delta \mathbf{H}$: 角運動量誤差

θ_{g0} : CMG ジンバル角のアンロード目標値

Ω_{i0} : i ホイール回転数のアンロード目標値

を実現することを目的として, 実際の磁気トルカドライブ則は下記を採用した :

$$\mathbf{M} = \frac{\mathbf{B} \times \mathbf{T}_m}{|\mathbf{B}|^2}$$

\mathbf{B} : 地磁場 (地磁気センサ出力)

\mathbf{M} : 発生磁気モーメント

従って, 実際のアンロードは磁気トルカにより発生する磁気トルク :

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{M} \times \mathbf{B} = \frac{1}{|\mathbf{B}|^2} (\mathbf{B} \times \mathbf{T}_m) \times \mathbf{B}$$

により行われる.

次ぎに定常姿勢制御のための機上姿勢決定につき言及しておく. 軌道 1 周回中の姿勢変動幅として定義された長期安定度を劣化させる主な要因は, IRU のドリフトレートの不確定分に起因する, 日陰中の姿勢決定誤差 (の蓄積) である. 定常制御系の姿勢検出では, 精捕捉制御系で使用したのと同じカルマンフィルタによる姿勢決定系が動作する. “ようこう” では, 日照中における姿勢決定系のジャイロドリフトレート推定機能により,

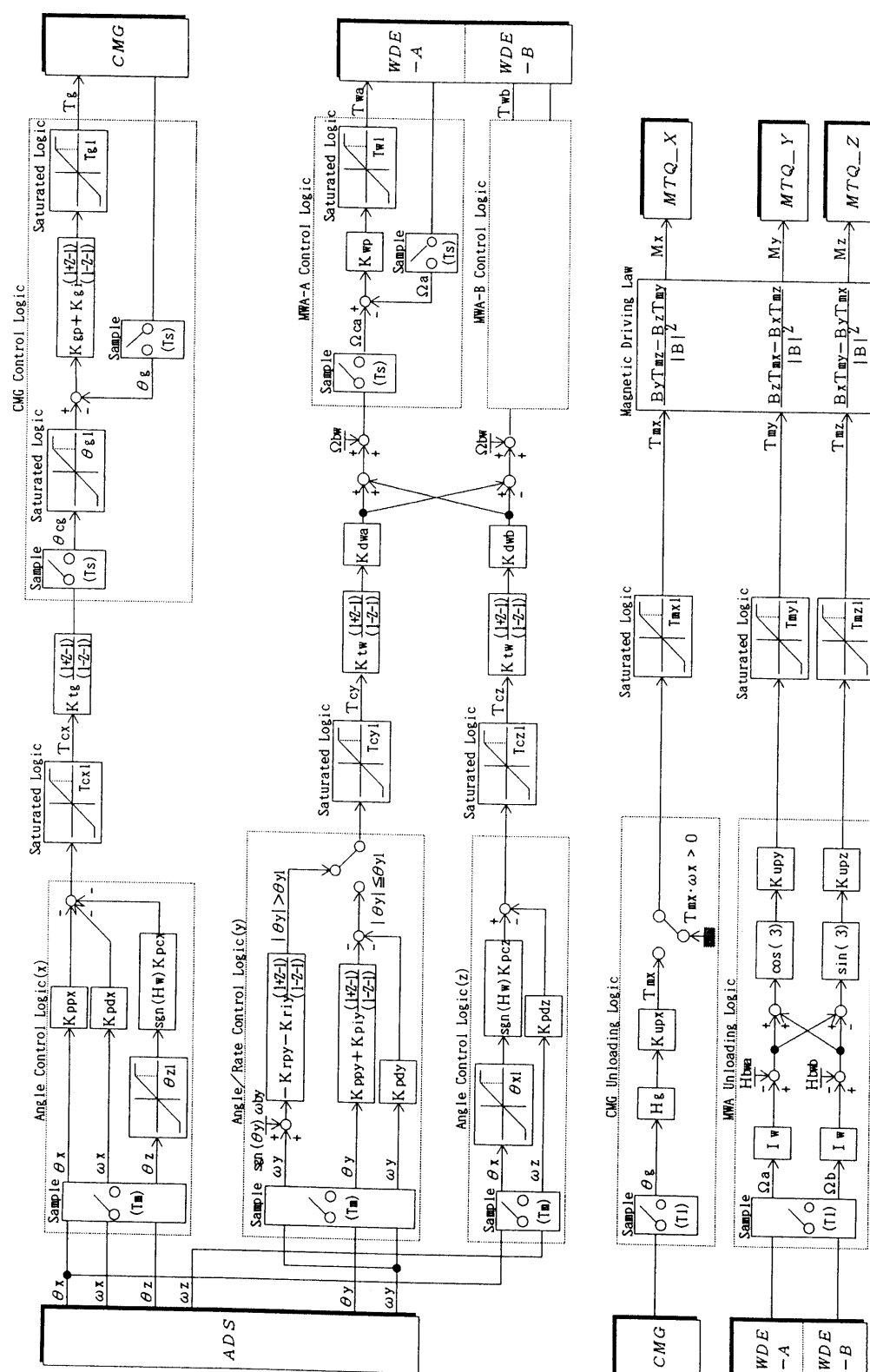


図 2.8-1 定常制御ロジック構成図 (2 台 MW 運用)

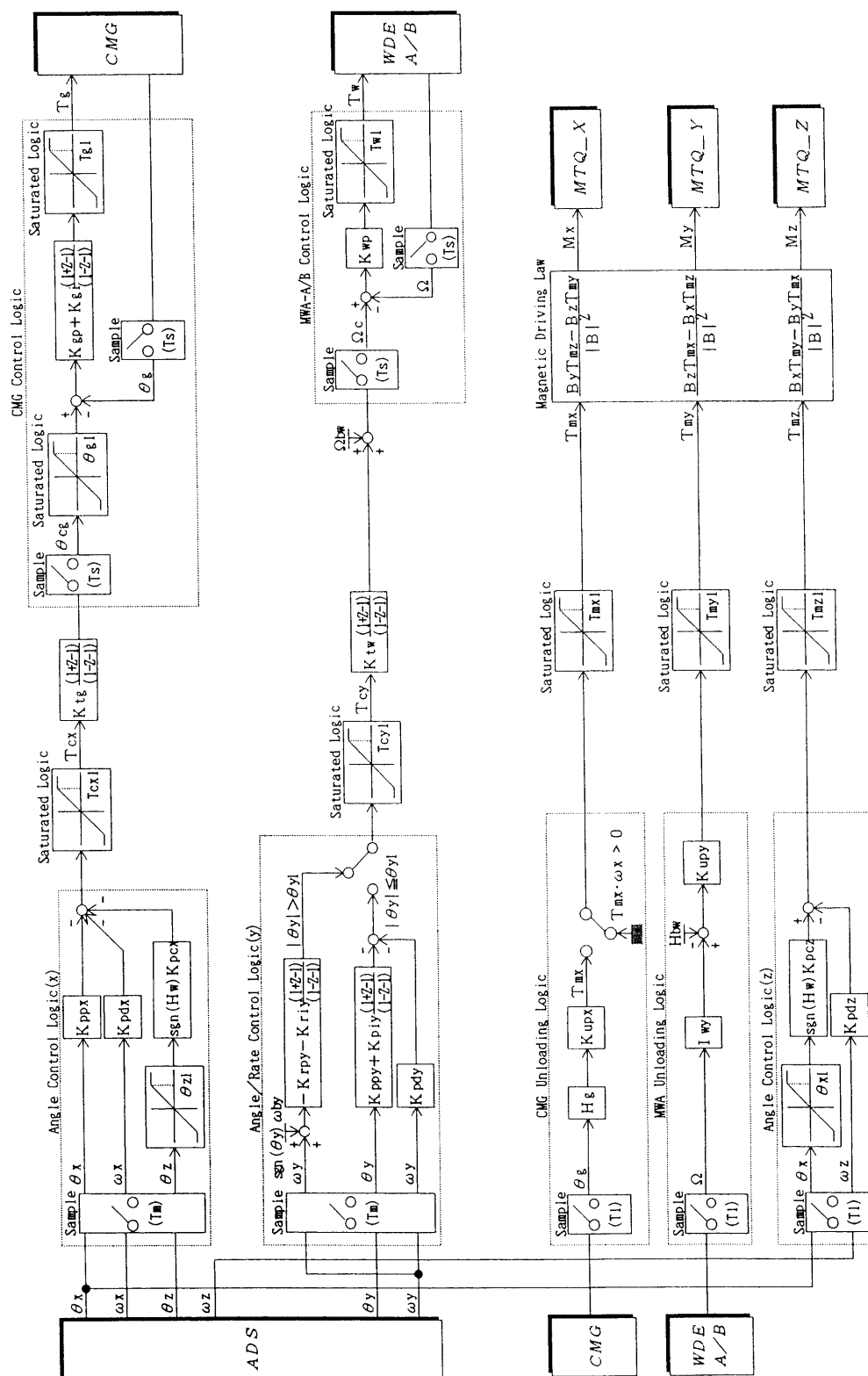


図 2.8-2 定常制御ロジック構成図 (1 台 MW 運用)

表 2.8-1 姿勢安定度要求達成のための姿勢制御系の工夫点

要 求	安定度要求を達成するための工夫点
短期安定度 I (1 sec)	角運動量剛性による受動安定 ホイール回転数の安定化
短期安定度 II (8 sec)	X: CMG 制御系, Y: ホイール制御系
中期安定度 (1 min)	バイアスモーメント方式のホイール制御系
長期安定度 (1 Rev)	カルマンフィルタを使用した姿勢決定系

IRU のバイアス誤差を高い精度で補正できるので、日陰中の姿勢についても比較的正確な値が得られ、従って高い長期姿勢安定度が実現できる。

ところで、定常制御モードにおける制御ロジックはホイールの運用台数によって2種類を設けた。ホイール2台運用が通常の運用形態であり、ホイール1台運用は、ホイール1台故障を想定したバックアップ制御系である。ホイール2台運用の定常制御ロジックの構成を図2.8-1、ホイール1台運用の定常制御ロジックの構成を図2.8-2に示す。なお、CMG から必要な制御トルクを得るためのCMG 駆動法は、上述のようにCMG のジンバル角制御に基づいているが、図2.8-1 及び図2.8-2 の両図はこの駆動法を含めて示した。また同様に、ホイールの駆動がホイール回転数の制御によるものであることも示してある。更に、ホイール、及びCMG の磁気トルカを用いたアンローディングのロジックも含めて描いてある。定常制御モードの制御ロジックにおける諸パラメータは以下に示すように設計されている。

- (1) ホイール2台運用の場合におけるZ軸方向の制御トルクは、衛星基準座標のYZ面内でY軸方向から $\pm 3\text{deg}$ 傾斜して配置した2台のホイールに回転数差を与えて得る。また、ホイール1台運用の場合には磁気トルカを駆動して必要なZ軸方向制御トルクを得る。
- (2) X軸回りの高速な姿勢制御はCMG によって行う。CMG によるX軸姿勢制御系の制御帯域幅は0.1Hz、減衰係数は0.5である。
- (3) Y軸回りの姿勢は2台または1台のホイールによって制御する。Y軸姿勢制御系の制御帯域幅は0.1Hz、減衰係数は0.5である。
- (4) Y軸回りの姿勢制御系は姿勢誤差が0.02deg 以下では(3)の特性を持つPID 制御則によって制御し、0.02 deg 以上では姿勢誤差が小さくなる方向に一定の角速度で捕捉する。この時の捕捉角速度は0.006deg/sec である。
- (5) Z軸回りの姿勢は主にCMG (そして間接的にホイール) によって制御する。Z軸姿勢制御系の制御帯域幅は0.04Hz、減衰係数は4.0である。
- (6) CMG ジンバル角制御系の制御帯域幅は0.5Hz、減衰係数は1.0である。
- (7) MWA 回転数制御系(タコフィードバックループ)の制御帯域幅は0.5Hzである。
- (8) MWA、及びCMG のアンローディングは磁気トルカにて行う。

姿勢安定度要求を達成するための制御系の工夫点の内、主な寄与を持つものを要求安定度別に表2.8-1 にまとめる。

2.9 故障検出とセーフホールド制御

“ようこう”では、一部の姿勢制御機器が故障した場合でも、可能な限り太陽指向姿勢を維持することで、必要な電力発生及び熱的条件を満足することができるよう設計を採用した。このような一部の機器の故障時に姿勢制御をつかさどる制御モードをセーフホールドモードと呼ぶこととする。故障あるいは異常動作が検出された場合、コマンド系に割り込み信号が送出される。割り込み信号を受信したコマンド系は割り込みの種類に応じてあらかじめ登録されているコマンド列を発行することによって姿勢制御モードをセーフホールドモードに移行させる。セーフホールド制御には以下の2つのモードがある。

ACP セーフホールド制御モード

ACE セーフホールド制御モード

セーフホールド移行条件を図 2.9-1 に示し、以下の節にて移行条件の詳細と上述の 2 つのセーフホールドモードの機能を説明する。

2.9.1 ACP セーフホールド制御

定常運用中、ACE は精太陽センサ (TFSS) の太陽角をモニタしており、太陽角異常が検出された時に ACP セーフホールド制御に移行する。太陽角異常の判定は日照中になされ、TFSS の太陽角が視野中心から $-0.5 \sim 0.5 \text{deg}$ の範囲を逸脱した場合、あるいは TFSS からのサンプレゼンスのステータスがオフとなった場合に太陽角異常と判定される。ACP セーフホールドの割り込みコマンドには、地磁気センサを冗長系に切り換えるコマンドが登録されている。また、ACP セーフホールド制御モードでは姿勢検出に TFSS, IRU を使用せず、粗太陽センサ (NSAS) のみを使用する。従って、この制御は地磁気センサ、TFSS, IRU の故障に対処できるように設計されており、これらの機器のいずれかが故障しても太陽指向姿勢保持を保障する (当然、制御精度は若干劣化する)。

ACP セーフホールド制御モードにおける制御ロジックの構成を図 2.9-2 に示す。姿勢制御系は、粗捕捉制御と同様の性能を持つように設計されている。ただし、Z 軸回りの姿勢は制御しない。

ACP セーフホールド制御モードの姿勢検出系は以下のように設計されている。

- (1) X, Y 軸回りの姿勢は NSAS の太陽角より検出する。
- (2) Z 軸回りの姿勢、角速度は検出しない。
- (3) X, Y 軸回りの姿勢角速度は NSAS で決定した X, Y 軸回りの姿勢角を 125ms ごとに差分をとって計算する。
- (4) タイマを参照した日照日陰判定機能が働いており、日照日陰判定結果が日照であり、かつ NSAS からのサンプレゼンスがオンとなる場合にのみ姿勢検出系は上記の動作を行い、それ以外は 3 軸の姿勢角、角速度の値をすべて零とする。

ホイールが故障した場合、ACP の制御モードで使用しているホイール (タコフィードバック) 制御は有効に

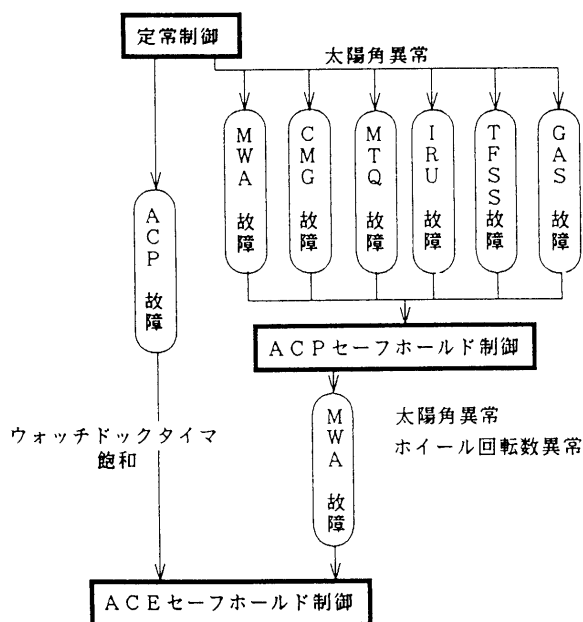


図 2.9-1 セーフホールド移行条件

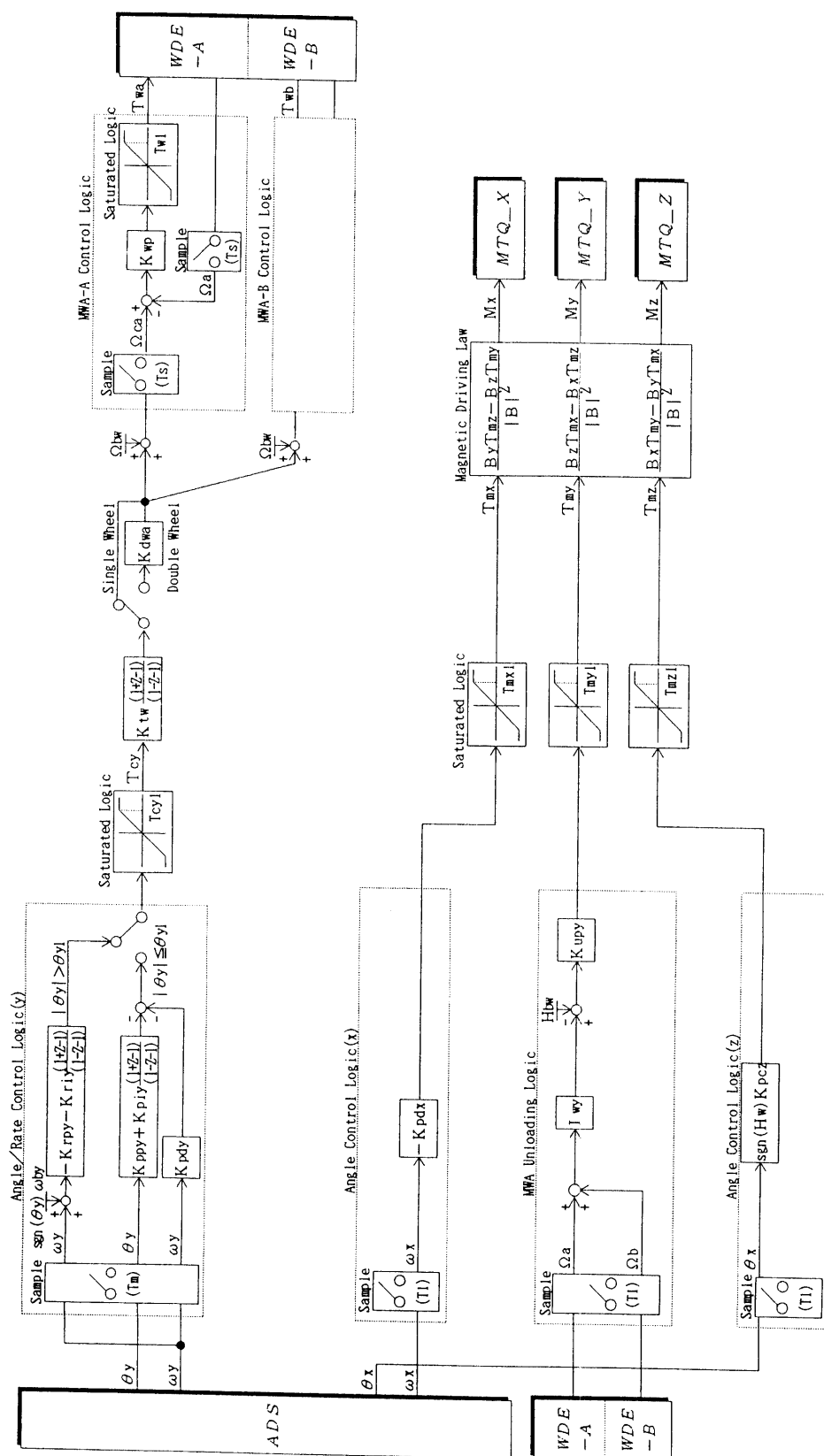


図 2.9-2 ACP セーフホールド制御ロジック構成図

働かなくなる。この場合に備えて、ACP はホイール回転数とともに NSAS の太陽角をモニタすることにより、ACP の制御では太陽指向を保持できない故障を判別する機能を備えている（判別方法は 2.9.2 節に示す）。なお、ホイール回転数をモニタするタコパルス信号に異常が生じた際、ホイール回転数が異常となってもホイール回転数モニタからは故障を検出できない。このような場合は、ホイールから正常なトルクがえられなくなり、太陽指向が維持できなくなるため、NSAS を使用した太陽角モニタによる故障判定が有効となる。

日照日陰判定結果が日照を示している時に、NSAS からのサンプレゼンス信号がオンとならない場合には、ホイールの回転数を現在の値より 100rpm オフセットさせることにより衛星姿勢を回転し、太陽サーチを行う。ホイール 2 台運用及び 1 台運用における、Y 軸回りの太陽サーチ角速度はそれぞれ 0.52deg/sec, 0.26deg/sec である。

2.9.2 ACE セーフホールド制御

ACE セーフホールドは、ACP がハングアップした際、及び ACP セーフホールドモードが太陽指向姿勢を保持できないと判定した時に起動する。ACE セーフホールドで起動する制御モードは初期運用の太陽捕捉制御系と同じものである。

ACP ハングアップは ACE のウォッチドックタイマにより ACP を監視することにより判定する。通常、ACP は 2 秒毎に ACE のウォッチドックタイマリセット信号を発行するが、4 秒以上リセット信号が発行されなかった場合、ACP がハングアップして故障したと判定し、ACE はコマンド系に ACE セーフホールドコマンドを要求する割り込み信号を発行する。

2.9.1 で述べたように、ホイール故障時には ACP セーフホールドモードで太陽指向姿勢を保持することができない。これを判別するために ACP セーフホールドモードでも太陽角及びホイール回転数の両者をモニタし、ACP セーフホールドで姿勢保持ができていないかを判定している。これらの異常を検出して姿勢保持が不可と判定すると、ACP はソフトウェアによりウォッチドックタイマリセット信号の発行を停止する。リセット信号が発行されなくなると、上記のウォッチドックタイマの機能により、ACE セーフホールド割り込み信号が発行される。

ACP セーフホールドモードで判定する太陽角異常、ホイール回転数異常は以下の場合に検出される。

- 太陽角異常：

日陰終了の 6 分前から 5 分前の間の 1 分間に粗太陽センサの太陽角が視野中心から $\pm 10\text{deg}$ の範囲外にあるか、あるいはサンプレゼンス信号がオフとなっている場合。

- ホイール回転異常：

ホイールの回転数が 1000 ± 300 の範囲を逸脱している場合。

3. 機体の力学的特性と姿勢擾乱特性

3.1 力学的特性

質量特性を表 3.1 に、太陽電池パドル柔軟特性を表 3.2 に示す。座標軸 X, Y, Z と衛星機体との関係は図 1.1-1 に示したとおりである。姿勢制御系の制御帯域幅は 0.1Hz 以下に設定しており、太陽電池パドルは、その柔軟モードの固有振動数がいずれも制御帯域から 20 倍以上の周波数領域に分離されるように設計している。従って、現在の設計では衛星の機体は、太陽電池パドルも含めて剛体と見なすことができる。

3.2 自然外乱

自然外乱として、以下の 4 つの外乱要因について評価した。

- ① 空力トルク
- ② 重力傾斜トルク
- ③ 太陽放射圧トルク

④ 残留磁気トルク

外乱トルクの見積もり結果、及び蓄積外乱角運動量の解析モデルを使用した推定値と機上での測定結果との比較については7.7節にて述べることで、以下ではまず上述の外乱トルクの特徴を述べる。

① 空力トルク

“ようこう”の打ち上げ時期が太陽活動極大期となることから、衛星軌道上の大気密度が高まり、それに伴って空力トルク及びこれによる角運動量の蓄積も大きくなることが予測された。

② 重力傾斜トルク

衛星軌道が低い場合、重力傾斜トルクも空力トルクと同様に大きくなると予測される。

③ 太陽放射圧トルク

衛星本体のZ軸方向を太陽に指向した姿勢を保持しており、またZ軸方向からみた幾何学中心（放射圧中心）と質量中心間のオフセットは、バランスウェイトを使用して数mm以下に調節するため、太陽放射圧トルクは小さく、その影響は問題とならないことが分かっている。

④ 残留磁気トルク

地上試験で測定した“ようこう”の衛星残留磁気モーメントは以下の値であった。

$$M = (-0.114, 0.0, -0.331) \text{ [Atm}^2\text{]} \text{ (衛星機体座標における値)}$$

このように、残留磁気モーメントが小さく抑えられているため残留磁気トルクも小さいと考えてよい。

3.3 内部擾乱

軟X線望遠鏡(SXT)は、フィルタホイールを実装している。このフィルタホイールはA/Bの2系統で構成され、各々のホイールに6枚のフィルタが60degおきに装着されており、ホイールを回転、停止させてフィル

表 3.1 衛星機体の質量特性

質 量 特 性	慣性モーメント [kg・m ²]		
太陽電池パドル展開前	I_X 151.2	I_Y 165.9	I_Z 87.5
太陽電池パドル展開後	I_X 159.6	I_Y 206.4	I_Z 134.0

表 3.2 太陽電池パドル柔軟特性

モード	周波数 [Hz]	結 合 係 数						減衰係数
		並 進 [kg]			回 転 [kgm]			
		X	Y	Z	X	Y	Z	
1	1.99	-0.0012	-0.0991	-3.1835	-1.3306	-0.0289	0.0023	0.002 以上
2	2.19	0.1761	-0.0099	-0.0434	-0.0471	1.1799	-0.2815	0.002 以上
3	7.55	0.1432	0.0083	0.1213	-0.0007	0.6462	-0.2432	0.002 以上
4	7.81	0.0830	0.0072	-0.9946	-0.0013	0.0934	-0.0940	0.002 以上

表 3.3 フィルタホイール擾乱トルク諸元

項 目	諸 元	
ホイール回転軸	衛星機体のZ軸と一致	
駆動トルク	0.87	Nm
フィルタホイール慣性モーメント	1.25	kgm ²
フィルタ切り換え時の回転角	-180.0~180.0	deg
ステップモータ駆動間隔	10.0	msec
ステップ角	1.0	deg

タを切り換えることにより異なる波長領域の太陽像を撮像する。これを動作させてフィルタを切り換える際に反動トルクが発生し、姿勢に擾乱を及ぼす。

フィルタホイールはステップモータで駆動されている。フィルタホイール駆動時の擾乱トルク諸元を表3.3に示す。1.2節でも述べているように、姿勢安定度に対する要求は1Hz以下の低い周波数成分についても課されている。一方、フィルタホイールが発生する擾乱トルクは大きいにも拘わらず、100Hz程度の高い周波数成分が支配的であるため、姿勢安定度には致命的な影響はないと考えられる。

4. 姿勢制御系搭載機器の性能

各機器の特徴と機能について述べる。

4.1 粗太陽センサ (NSAS)

粗太陽センサは2次元的に太陽角を検出する。検出部にはお互いに直交しあう2個の1次元 CCD を使用している。CCD は2,048の画素を持ち、CCD の各ピクセル (画素) が受光した信号強度について重み付けを施して、太陽中心位置を算出する。分解能は0.025degであり、この大きさはCCDの1/2画素幅に相当する。100×100degの広い視野を持ち、初期姿勢捕捉制御とセーフホールド制御で使用する。

視野を広くとるため、粗太陽センサは太陽光経路を大きく屈折させる4層の平板 (カバーガラス、フィルタ等) を採用している。CCD 太陽像中心アドレス X , Y と太陽角 α , β の関係は次式で表される。

$$X = X_c + \frac{1}{L} \sum_{i=1}^4 \left(\frac{H_i \tan \alpha}{\sqrt{N_i^2 + (N_i^2 - 1)(\tan^2 \alpha + \tan^2 \beta)}} \right)$$

$$Y = Y_c + \frac{1}{L} \sum_{i=1}^4 \left(\frac{H_i \tan \beta}{\sqrt{N_i^2 + (N_i^2 - 1)(\tan^2 \alpha + \tan^2 \beta)}} \right)$$

ここで、 X , Y は粗太陽センサが出力する CCD 上の太陽中心アドレス、 α , β は太陽角、 H_i , N_i はそれぞれ各平板の厚み、屈折率、 X_c , Y_c は CCD 中心アドレス、 L は CCD 1 画素分の長さ (0.014mm) を示す。上式に従って、太陽角 α , β を逆算する。4つの平板の厚み、屈折率の値を表4.1-2に示す。

表 4.1-1 粗太陽センサの仕様

項 目	数 値
視 野	±50 deg
バ イ ア ス 誤 差	0.05 deg (3σ)
ラ ン ダ ム 誤 差	0.025 deg (3σ)
分 解 能	0.025 deg
デ ー タ 更 新 間 隔	125 msec
撮 像 時 間	8.34 msec

表 4.1-2 光学歪補正パラメタ

No.	H (mm)	N
1	18.3	1.461
2	2.00	1.578
3	0.70	1.522
4	1.17	1.000

4.2 精太陽センサ (TFSS)

高い精度で2次元太陽角を検出する。検出部には粗太陽センサと同様にお互いに直交配置した2個の1次元 CCD を使用している。分解能は0.00054degであり、精度も0.003degと非常に高い。この精度は粗太陽センサよ

り1桁高いものである。

地上姿勢決定では、太陽センサのデジタル出力と太陽角の間のパラメータテーブルを持ち、線形補間して太陽角を求める。

精太陽センサは太陽観測時の高精度な定常姿勢制御で使用する。また、定常運用中の故障判定にも使用する(精太陽センサの太陽角が0.5degより大きくなった際にセーフホールド制御に移行する)。

表 4.2-1 精太陽センサの仕様

項 目	数 値
視 野	±1 deg
バ イ ア ス 誤 差	0.0035 deg (3σ)
ラ ン ダ ム 誤 差	0.003 deg (3σ)
分 解 能	0.00054 deg
デ ー タ 更 新 間 隔	125 msec
撮 像 時 間	8.34 msec

表 4.3-1 STT 光学歪補正係数

光 学 歪 補 正 係 数			
C 0	1.922570×10^{-02}	C 8	3.060814×10^{-03}
C 1	$1.026777 \times 10^{+00}$	C 9	1.167949×10^{-02}
C 2	$-1.152372 \times 10^{-02}$	C 10	$1.017926 \times 10^{+00}$
C 3	$-2.340240 \times 10^{-03}$	C 11	$0.000000 \times 10^{+00}$
C 4	$-9.301974 \times 10^{-03}$	C 12	$-2.359193 \times 10^{-03}$
C 5	$0.000000 \times 10^{+00}$	C 13	1.824508×10^{-03}
C 6	$-6.986570 \times 10^{-02}$	C 14	3.802067×10^{-03}
C 7	3.397216×10^{-02}	C 15	$-1.680959 \times 10^{-04}$
q	$1.000000 \times 10^{+00}$	C 14	3.802067×10^{-03}

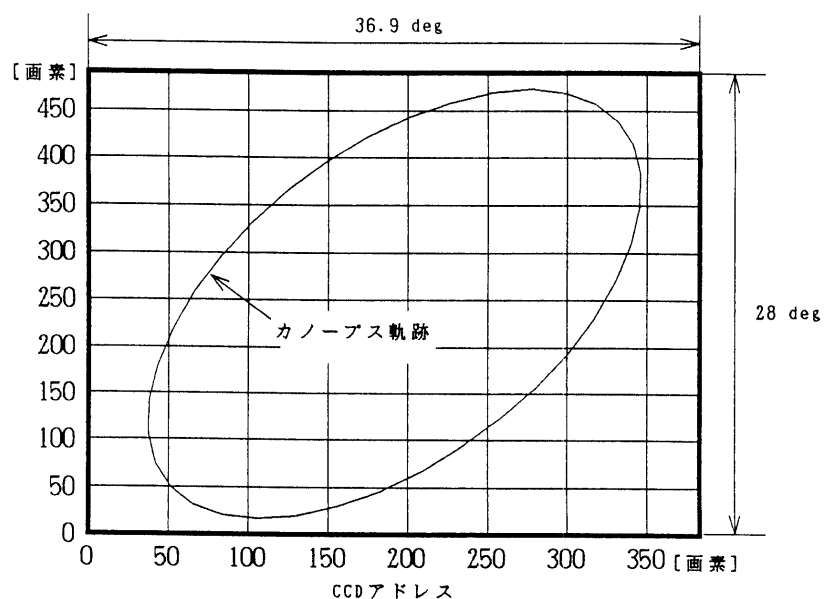


図 4.3-1 STT 視野とカノープス年周軌跡

表 4.3-2 スタートラッカの仕様

項 目	数 値
口 径	7.0 mm
焦点距離	13.3 mm
妨害光回避角	±32.5 deg
視 野 [H×V]	±18.4×±14.0 deg
トラック領域 [H×V]	20×32 pixel
CCD 画素数 [H×V]	384×490 pixel
星角バイアス誤差	0.017 deg
星角ランダム誤差 [H×V]	0.04×0.03 deg 3σ
星角分解能 [H×V]	7.50×4.45×10 ⁻⁴ deg
検出等級範囲	2.0 等級より明るいこと
データ更新間隔	32 sec
撮像時間	250～1000 msec

4.3 スタートラッカ (STT)

光学レンズと2次元 CCD に基づいて取得した星像信号をスタートラッカ内蔵の搭載計算機で処理し、姿勢制御系、テレメトリ系に出力する。CCD は 384×490 ピクセルの画素から成り、±18.4deg×±14deg の広い視野を持つ。視野が広く光学部のレンズ歪みの影響が無視できないため、歪補正を行う。歪補正モデルは以下のように表される。

$$\begin{aligned}\hat{\theta}_x &= C_0 + C_1 \theta_x + C_2 \theta_y + C_3 \theta_x^2 + C_4 \theta_x \theta_y + C_5 \theta_y^2 \\ &\quad + C_6 (\theta_x^2 + q^2 \theta_y^2) \theta_x + C_7 \sqrt{\theta_x^2 + q^2 \theta_y^2} \theta_x \\ \hat{\theta}_y &= C_8 + C_9 \theta_x + C_{10} \theta_y + C_{11} \theta_x^2 + C_{12} \theta_x \theta_y + C_{13} \theta_y^2 \\ &\quad + C_{14} (\theta_x^2 / q^2 + \theta_y^2) \theta_y + C_{15} \sqrt{\theta_x^2 / q^2 + \theta_y^2} \theta_y\end{aligned}$$

$\hat{\theta}_x, \hat{\theta}_y$: 光学歪補正した星角

θ_x, θ_y : STT 出力星角

C_i : 光学歪係数 (表 4.3-1 に示す)

q : CCD 受光素子 (1つの画素) の X, Y 長の比

スタートラッカはカノープス (黄道の南極から 14.2deg の離角をなす -0.72 等級の恒星) 方向を検出して Z 軸回りの姿勢を決定する様に設計されている。カノープスのように 1 等級以上の明るい星でも CCD の星強度信号が飽和せず、精度よく星像中心を検出できるように、むしろ低感度の設計となっている。また、“ようこう”の目標姿勢は Z 軸方向を太陽方向に保持し、 Y 軸方向が太陽自転軸方向と Z 軸方向を含む面内に保持するように要求されている。スタートラッカの視野中心方向は $-Y$ 軸方向に向けられており、1 年間の運用で CCD 上のカノープス像は大きな楕円状の軌跡を描く。この楕円状の軌跡をスタートラッカ視野内に捕らえることができるように視野は広く設計されている。

スタートラッカには 2つの運用モードが備えられている。1つはトラックモードであり、CCD 上の星像にセントロイド計算を施し、星像中心方向と光強度を姿勢制御装置とテレメトリ系に出力する。他のモードはマップモードと呼ばれ、受光したすべての CCD 画素における信号強度を、そのアドレス位置とともに出力する。姿勢制御系はトラックモードのデータを使用する。

4.4 慣性基準装置 (IRU)

1 ジンバル型オイル浮上式の積分ジャイロ (FRIG) 4 個で構成されており、 X, Y, Z の各軸の姿勢変化をパルスとして検出する。3 個のジャイロはそれぞれ X, Y, Z 軸を検出軸とするように配置されているが、4 個目のジャイロは、冗長構成として、 X, Y, Z 軸方向と等角度 (54deg) をなすスキュー軸回りの姿勢変化を検出するよう

表 4.4-1 IRU の仕様

項 目		数 値
パルスウェイト		0.08 arcsec
レンジ	デジタル	$\pm 0.16 \text{ deg/sec}$
	アナログ	$\pm 0.32 \text{ deg/sec}$
G 不感ドリフト		0.1 deg/H 以下
等価雑音角	短 期	1.0 arcsec in 1sec p-p
	中 期	2.0 arcsec in 1min p-p
	長 期	3.0 arcsec in 1H p-p

に構成されている（スキュージャイロ）。

1 個のジャイロの数学モデルを図 4.4-1 に示す。0.038Nms 角運動量 h が与えられたジャイロロータが、ロータ軸に直交した 1 軸回りに回転できるようにジンバル機構を持つ。簡略化したレート積分ジャイロの動作原理図を図 4.4-2 に示す。ジンバル機構として、ロータ部をオイル中に浮遊している構造が採用されている。ロータ軸とジンバル軸に直交した方向にレート ω が入力すると、ロータはジンバル軸回りに $h\omega$ の大きさのトルクを受ける。IRU はリバランス機構を持ち、常にジンバル角を 0 付近に抑えるリバランストルクを発生させる。単位時間当たりのジンバル角制御に要したリバランストルク電流は入力角速度 ω に比例し、V/F 変換回路を通してパルスとして、31.25msec 毎に ACE へ出力する。パルスウェイト（1 パルスに相当する姿勢変化量）は 0.08 秒角である。この値は科学衛星“ぎんが”の場合より 1 桁小さく選ばれている。パルスを ACE で積分し、姿勢角増分と

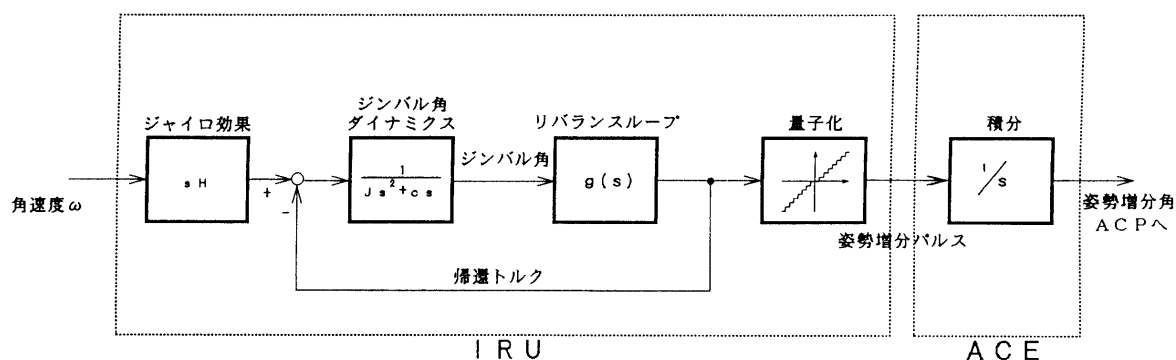


図 4.4-1 慣性基準装置数学モデル

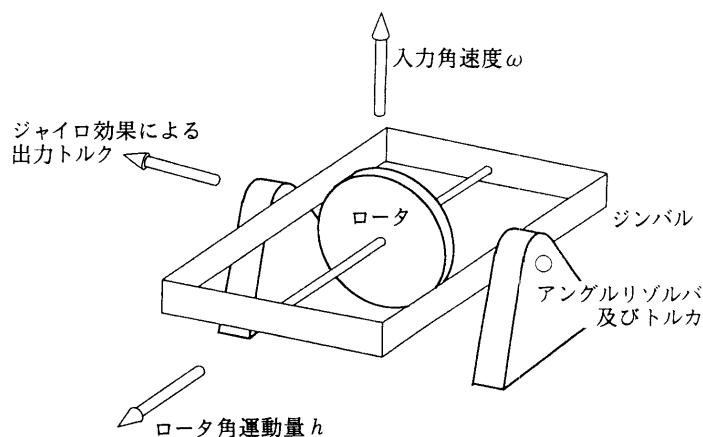


図 4.4-2 一自由度ジャイロスコープの動作原理図

して ACP とテレメトリ系に出力する。また、アナログのレート出力も備え、これを姿勢制御のために直接利用することができる。

“ぎんが”の IRU は打ち上げ（1987年2月5日）から約3年後（1989年11月14日）に異常ドリフトレートが認められ、原因はジャイロパッケージを浮かせるオイルに気泡が生じたためと推定された。気泡を発生しにくくするため、“ようこう”の IRU ではジャイロパッケージの温度は“ぎんが”での 70℃ から 65℃ に下げる改良が施されている。

アナログレート信号は初期の姿勢捕捉で使用し、ディジタルのパルスウェイト信号は搭載計算機による姿勢制御で使用する。

4.5 地磁気センサ (GAS)

磁気制御による姿勢制御、及びホイールのアンロード制御（衛星系の余剰角運動量の除去）に利用するために地磁場ベクトルを検出する。磁気トルカを駆動した時にセンサが受ける干渉が小さくなるようにセンサヘッドは太陽電池パドルの先端に取り付けられている。ACP を使用した姿勢制御系では、磁気トルカから受ける磁氣的干渉を補正する機能が設けられている。

4.6 モーメントムホイール (MW)

ロータをボールベアリングにより支持し、ブラシレス DC モータによって回転駆動する方式のフライホイールである。1 台のホイールから最大 0.08Nm の制御トルクが発生でき、最大 32Nms の角運動量を蓄積することができる。

“ようこう”では、2 台のホイールを、Y 軸方向から Z 軸方向にそれぞれ $\pm 3\text{deg}$ 傾けて搭載してある。この配置により、Y、Z 軸両方向の制御トルクが得られる。また、定常姿勢制御時には姿勢安定化のために、バイアス角運動量（ノミナル 20Nms）をホイールに蓄積して運用される。

ホイールの駆動制御の機能構成を図 4.6-1 に示す。ホイールは駆動装置とロータ部に分かれ、駆動装置はモータ電流を制御する機能を持つ。ホイール回転数は ACE でタコループにより制御する。ホイール 1 回転当たりの 24 パルスのタコパルスと回転方向をロータ部で検出し、駆動装置を介して ACE に出力する。ACE ではロータが一回転する周期を求める一方、ACP から目標回転周期を受け取って、目標値からの回転周期誤差に比例するトルクコマンドをホイール駆動装置に出力する。比例係数 K_{tach} は $4.69 \times 10^4 \text{ V/sec}$ である。ホイールロータの駆動トルクはトルクコマンドに比例し、トルクコマンドは最大 6V で飽和する。この時の駆動トルクは 0.08 Nm に相当する。リアクショントルクは駆動トルクから摩擦トルクを差し引いたものとして得られる。なお、ACE はトルクコマンドを遅れフィルタにて平滑化して出力する。遅れの時定数は 0.06 秒である。制御信号はローター 1 回転毎に更新され、ノミナル回転数（1000rpm）では 60ms 毎に更新される。

4.7 コントロールモーメントジャイロ (CMG)

“ようこう”で使用した CMG は、従来レートセンサとして用いられてきた FRIG を改造したものであり、“ようこう”の制御系では冗長構成として 2 台の CMG を持つ。すでに述べたように、FRIG は一定の角運動量を持ったロータ部とジンバル機構を持ち、ジンバル角を 0 に制御するリバランス機構の仕事量で姿勢増分を検出する。リバランスループの代わりに、任意のレートでジンバル角を制御するように変更すれば、CMG として使用できる。CMG はそのジンバル角を傾けることにより角運動量を衛星本体と交換し、これによって制御トルクを得る高利得のアクチュエータである。“ようこう”の 2 台の CMG は、ともに角運動量を Y 軸方向に持ち、角運動量

表 4.5-1 地磁気センサ性能表

項 目	数 値
分 解 能	390 nT
レ ン ジ	$\pm 50000 \text{ nT}$

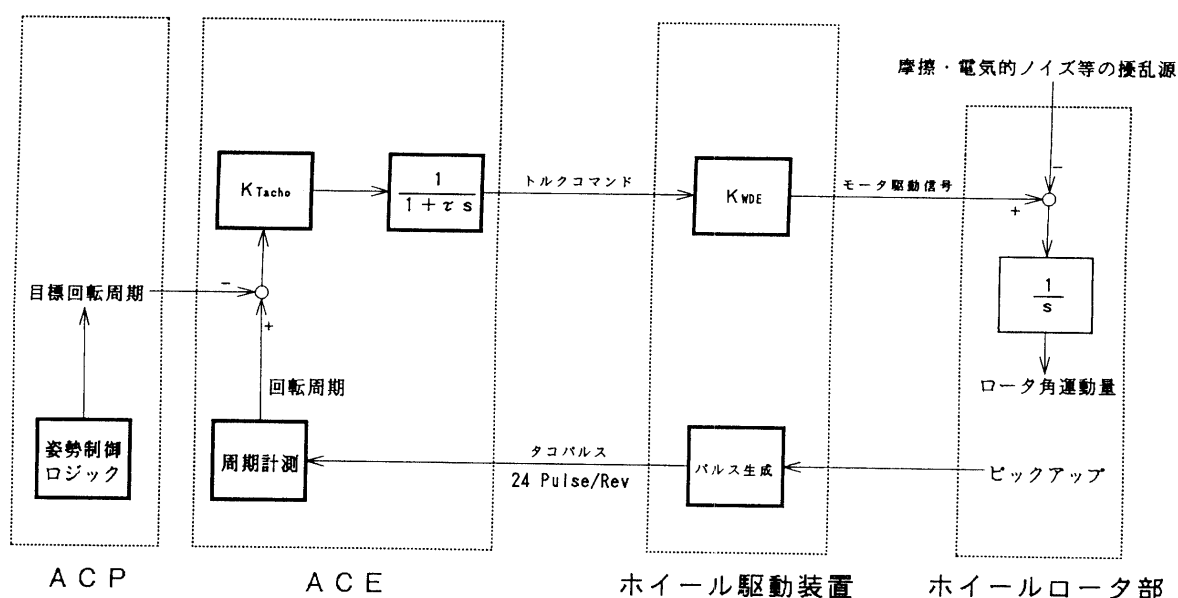


図 4.6-1 ホイル駆動制御の機能構成

表 4.6-1 ホイールの仕様

項 目	数 値
線形動作範囲	-2700~2700 rpm
最大回転数	±3200 rpm
ロータ慣性モーメント	0.0955 kgm ²
タコパルス数	24 Pulse/Rev
最大発生トルク	0.08 Nm
トルクスケールファクタ	0.013 Nms/V

方向をZ軸回りに傾けることにより、X軸方向の制御トルクを発生することができる。

CMGは従来センサとして用いてきたFRIGを改造したものであるため、ロータ角運動量は非常に小さく(0.038Nms)、このため、衛星本体と交換しうる角運動量も非常に小さい。一方、応答性は非常に高く、高速応答のX軸方向の制御トルクを得るには適している。ジンバル角範囲は±3.5degである。ジンバル角は、搭載計算機の31.25ms周期のタスクにより制御され、その制御帯域は0.5Hzである。

CMGの開発段階に、その数学モデルを同定するための実験を行った。実験では図4.7-1に示すようにCMGを1自由度の十字バネテーブル上に搭載し、ジンバル角を駆動した際のテーブルの回転運動を光学変位計で検出する。ジンバル角制御トルク信号として正弦波信号を入力し、周波数に応じたテーブル運動の振幅、位相の変化を調べ、I/Vコンバータのゲイン、ジンバル角の粘性係数等のパラメータを同定した。この際に仮定したCMGの数学モデルの構造を図4.7-2に示す。

CMGフライトハードウェアの開発と並行して、姿勢制御系へ応用した場合の制御性能の確認を、衛星のスケールモデルによる実験等により実施した。スケールモデルでは、“ようこう”の70分の1の慣性モーメントを持つ一軸十字バネテーブルにCMGを搭載した。光学的に姿勢を検出するセンサとして光学変位計を用いた。アクチュエータとしてはCMGのみを使用しており、PID制御則により、一軸回りの姿勢を制御する。また、姿勢検出にカルマンフィルタを適用する構成や、ジンバル角を31.25msごとのタスクにより外部の計算機から制御する構成等、軌道上における姿勢制御系と同等の構成での性能を確認した。試験結果を図4.7-3に示す。姿勢制御誤差は10秒角(p-p)内に抑えられ、スケールモデルの制御精度を実際の“ようこう”の精度に換算すると0.14

秒角に相当する。

4.8 磁気トルカ (MTQ)

磁気制御に使用する磁気モーメントを発生する。最大発生磁気モーメントは 50Atm^2 である。磁気トルカは X , Y , Z の各軸に沿って配置され、磁気トルカ駆動装置により駆動電流を目標値に制御する。3本の磁気トルカの

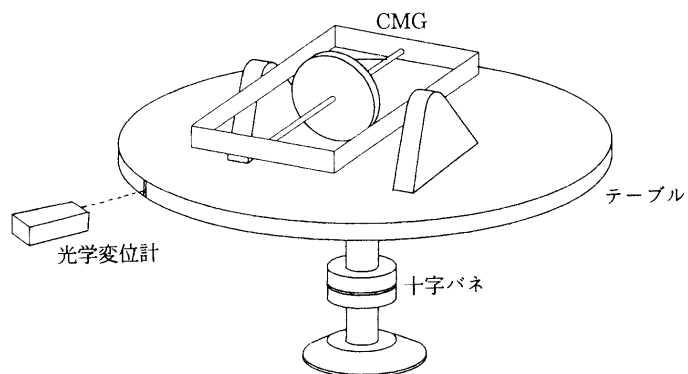


図 4.7-1 CMG 数学モデル同定試験

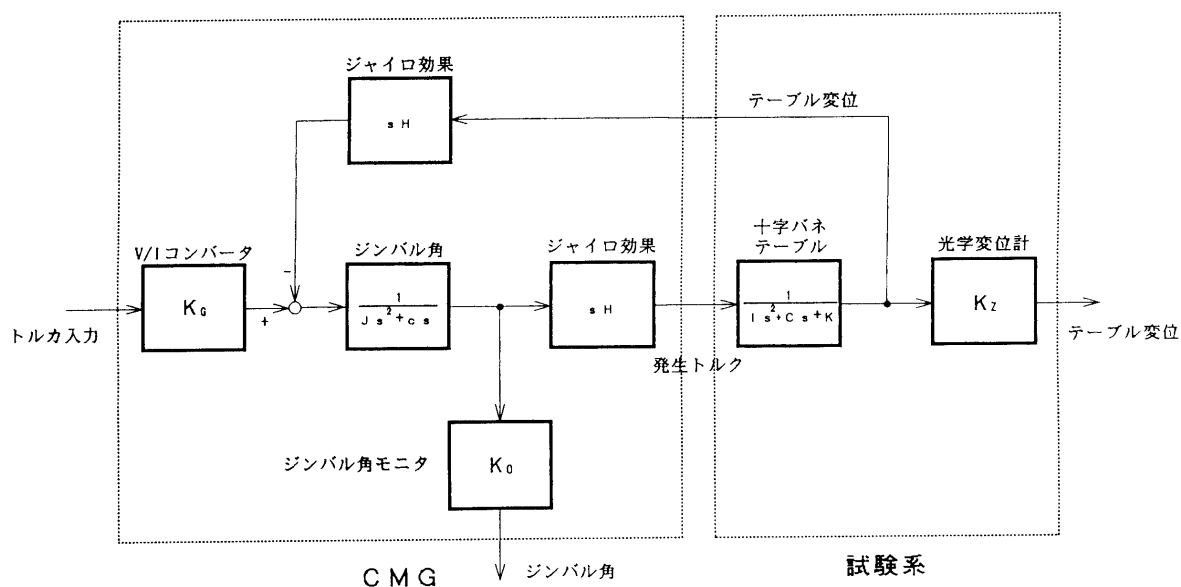


図 4.7-2 CMG 及び試験系数学モデル

姿勢誤差角 (秒角)

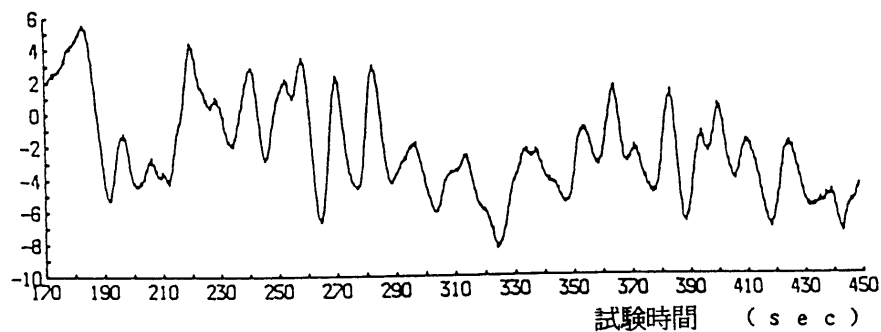


図 4.7-3 スケールモデルによる CMG 姿勢制御性能試験

表 4.7-1 CMG の仕様

項 目	数 値
ジンバル角動作範囲	$\pm 3.5 \text{ deg}$
保 有 角 運 動 量	0.037 Nms
ジャイロゲイン	10 Nm/Nm

表 4.8-1 MTQ の仕様

項 目	数 値
最大発生磁気モーメント	$\pm 50 \text{ Atm}^2$
駆動電流範囲	$\pm 320 \text{ mA}$
発生磁気モーメント分解能	$0.4 \text{ Atm}^2 \text{ (} 2.5 \text{ mA)}$
最大残留磁気モーメント	$\pm 1.0 \text{ Atm}^2$
スケールファクタ	$160 \text{ Atm}^2/\text{A}$
時間遅れ	100 msec 以下

組み合わせと定電流制御により、任意の磁気モーメントベクトルが得られる。

4.9 姿勢制御搭載計算機 (ACP)

プロセッサは耐放射線ゲートアレイ 16 ビット MPU を持ち、8086 プロセッサの拡張機能を備えている。ACP は冗長構成として 2 台のプロセッサを持ち (待機冗長)、それぞれが 8K バイトの ROM と 64K バイトの RAM を持つ。ACP は、“ひてん”の AOCF を以下の 2 点について改良し、発展させたものとなっている。

- ・プロセッサ部を待機冗長構成としている。
- ・姿勢制御機器と直接インタフェースを持つ姿勢制御電子回路 (ACE) とのインタフェースを、オープンコレクタ I/F からラインドライバ・レシーバ I/F に変更し、信頼性を高めている。

5. 地上支援系の構成と機能

5.1 姿勢決定系

5.1.1 姿勢決定精度

“ようこう”の地上系の姿勢決定に要求されている精度は以下のとおりである。

X/Y 軸回り : 0.002°

Z 軸回り : 0.083°

“ようこう”では太陽指向座標系における X , Y 軸回りの姿勢決定に高い精度が要求されているが、搭載計算機では計算速度の負荷軽減のために光行差、視差の補正等、軌道情報が必要な計算を実現できないのに対して、地上系ではこれらの補正を行っている。またジャイロのドリフトレートは本来は慣性系で計算する必要があるが、搭載系では TFSS で定義される瞬時ごとの太陽指向座標系 (慣性系ではない) でドリフトレートを計算している。このため搭載系で推定するドリフトレートには、視差と地球の太陽回りの公転角速度の影響が含まれている。一方、地上系では慣性系でドリフトレートを推定しているため、ジャイロ本来のドリフトレートが測定できる。また、 Z 軸回りの姿勢を決定する際には太陽指向姿勢座標系におけるカノーブス方向を必要とするが、この際搭載系では地球の公転を円運動で近似しているために、年変化する Z 軸回りの姿勢で近似しているために、年変化する Z 軸回りの姿勢決定誤差を伴う。地上系では JPL エフェメリス情報を参照することにより衛星から見た太陽方向理論値を精度良く求めることができ、基準カノーブス方向計算誤差に基づく Z 軸回りの姿勢決定誤差は十分小さく抑えられている。

一方、地上系での姿勢決定 (推定) 精度を劣化させる要因として、テレメトリの回線ノイズ、テレメトリデー

タの不連続性等がある。回線ノイズ除去を行うこと、及びテレメトリデータが得られない期間が通常の連続的にテレメトリデータが得られている期間の姿勢決定に及ぼす影響を最小に抑えるソフトウェアの運用が必要である。

5.1.2 姿勢決定系運用形態

姿勢決定は基本的に、テレメトリがシリウスデータベースに登録された後（KSC データは受信後1日以内、DSN は3～5日遅れでシリウスに登録される。）、およそ1日単位にまとめてを行い、これを決定結果データベースとして登録する。

X, Y 軸回りの高い姿勢決定精度要求を達成するために、統計処理でセンサのランダムノイズの影響を除去する必要がある。一方、統計処理が適応できるためには、テレメトリデータがある程度連続的にまとまっていることが必要である。これに反して、テレメトリ受信計画は細切れた観測要求に基づいて作成されている。実際、“ようこう”のテレメトリ運用は日照時を中心に行われ、しかもレコーダの容量に制限があることから通常2～4時間程度のまとまりからなる不連続なものとなっている。

計算機ソフトウェアを用いた姿勢決定実行の際は、できるだけ精度良く姿勢を求めるために、以下の手順を標準的処理方法としている。

- ・4時間分程度の（不連続区間を含んでいる場合もある）データを1回の処理単位の日安とし、姿勢の初期化はなるべくデータが連続していて、かつ初期化に必要な情報を直接的に与える TFSS, STT データが存在する時間帯で行う。姿勢の“伝播”はこの初期化の点から“過去”及び“未来”の量方向に向かって実行する。
- ・オフセットポインティング等のマヌーバでジャイロドリフトレートの推定値が乱れる場合は、マヌーバの後で改めて決定処理を初期化し、ドリフトレートとしてオフセットポインティング前に得られた値を採用する（現在の姿勢決定アルゴリズムではオフセットポインティングのような姿勢変化に対する対処方法がとり込れていないので、このような場合オペレータの手に頼ることにしている）。

5.1.3 姿勢決定アルゴリズム

姿勢決定法としては、搭載ソフトウェアと同様に TFSS を X, Y 軸回りの姿勢検出に、STT を Z 軸回りの姿勢検出に使用する。統計処理にはカルマンフィルタアルゴリズムを適用する。

地上系で姿勢を決定する場合の留意事項は、5.1.2 で述べたとおりテレメトリデータの取得区間がこま切れであることや、データにノイズが存在していることであり、これらによる姿勢決定誤差への影響を極力抑える必要がある。以下に述べるように、ビットエラー、シンクエラー等はソフトウェアで自動的に除去している。更に、時系列統計処理を採用しているため、処理の初期にはノイズの影響を受け易く、姿勢決定を行う際には（オペレータが）伝送エラー等の影響が少ない、すなわちデータが連続している区間のデータを統計処理の開始データに選ぶように注意する必要がある。

姿勢決定ソフトウェアの構成は図 5.1-1 のようになっている。

(1) テレメトリ取得部

テレメトリより各種姿勢系センサデータを抽出し、太陽センサ、スタートラッカの場合は、それぞれ太陽、星の観測データを方向単位ベクトルに変換する。この際に、取得データが著しく直前の値と異なる場合にはテレメトリデータにビットエラーが生じているとして、あるいはテレメトリに付加されたシンクコードが正しいものではなかった場合にはテレメトリが正常に受信できていないとして、これらのデータは除去する。

(2) 環境計算部

軌道・太陽方向・磁場の理論値を計算する。

軌道計算は1週間ごとに NASDA で決定される軌道要素（ケプラーリアン 6 要素と各要素の変化率）をエポックとして伝播している。

太陽方向は JPL エフェメリスを参照することにより計算している。この誤差は2秒角以下である。また、

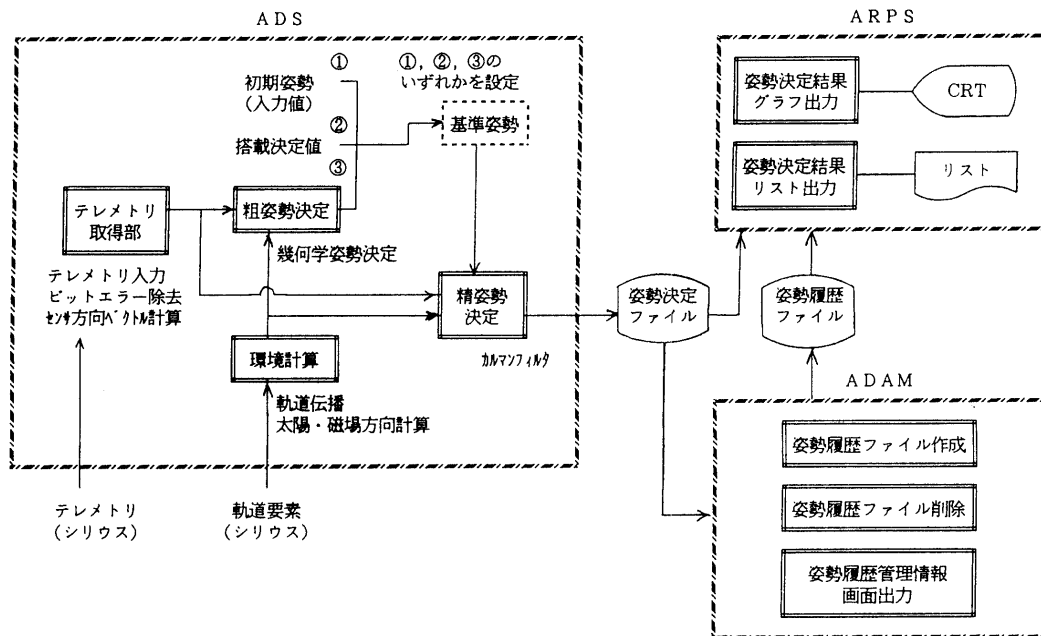


図 5.1-1 姿勢決定ソフトウェア構成

恒星位置は天文観測年表より、実視等級 2.0 等以上の明るいものを抽出し、スターカタログとして用いる。
磁場は IGRF85 年モデルを用いて計算している。

(3) 粗姿勢決定

TFSS (TFSS データが使用できない場合は NSAS), STT, GAS のうちから 2 つのセンサのデータを選択し、TRIAD 法を適用して幾何学的に瞬時の姿勢を決定する。

(4) 精姿勢決定

IRU 出力に基づいた姿勢伝播に加え、TFSS, STT にカルマンフィルタを適用し、統計処理により精姿勢とドリフトレートを推定する。

(5) 結果処理部

決定結果をグラフィック画面に出力する機能、及び姿勢履歴として保存・利用するための管理機能を有する。

5.2 姿勢制御運用支援系

姿勢制御系運用支援系は、以下の 3 つのソフトウェアから構成される。

- ・磁気制御則計算プログラム
- ・スタートラッカ運用サポートプログラム
- ・ブロックコマンドサポートプログラム

5.2.1 磁気制御則計算プログラム

ACE を使用した磁気制御はハードワイヤードロジックを使用した簡単な制御ロジックから構成されており、この制御を使用して X 軸回りの太陽捕捉、ホイールアンロードを行う。これらの機能のうち、ホイールアンロードは、ホイールの回転数の増加、減少をコマンドで指示するように設計されており、ホイールの目標回転数への調節は磁気制御をいつ停止するかを指定することによりなされる。磁気制御は衛星軌道並びに制御を行う軌道上の位置により効率が大きく変化するため、アンロード制御時間を見積って適切なコマンド列を生成するためには計算機による数値シミュレーションを行う必要がある。本プログラムは、この様な ACE の磁気制御動作をシミュレーションして磁気制御のための諸パラメータを決めるものである。

更に、本プログラムは衛星の磁気制御コマンド列を生成することができる。本プログラムの中ではACEのロジックをシミュレーションしており、軌道上のどのタイミングで磁気トルカを正あるいは負の磁気モーメントで駆動すると所望の磁気制御を行えるかを計算している。このようにして求められた切り換えタイミングと磁気トルカの駆動極性をコマンド列に変換して衛星に送出すれば、開ループ的な磁気制御が可能である。この機能はACEの磁気制御ロジック、地磁気センサ等の搭載機器が故障した場合に有効である。

5.2.2 スタートラッカ運用サポートプログラム

本プログラムはスタートラッカの視野内に捕捉される星の予測機能と地蝕期間の予測機能を持っている。

捕捉される星の予測機能では、地上姿勢決定系あるいは搭載姿勢決定系が提供する衛星姿勢をもとに、視野に入る星をその視野内の位置（CCDアドレス）とともにグラフィクス出力する（図5.2-1）。星の方向を視野内の位置に変換する際に、スタートラッカ光学系の歪も考慮している。グラフィクス情報として、慣性系（赤道座標

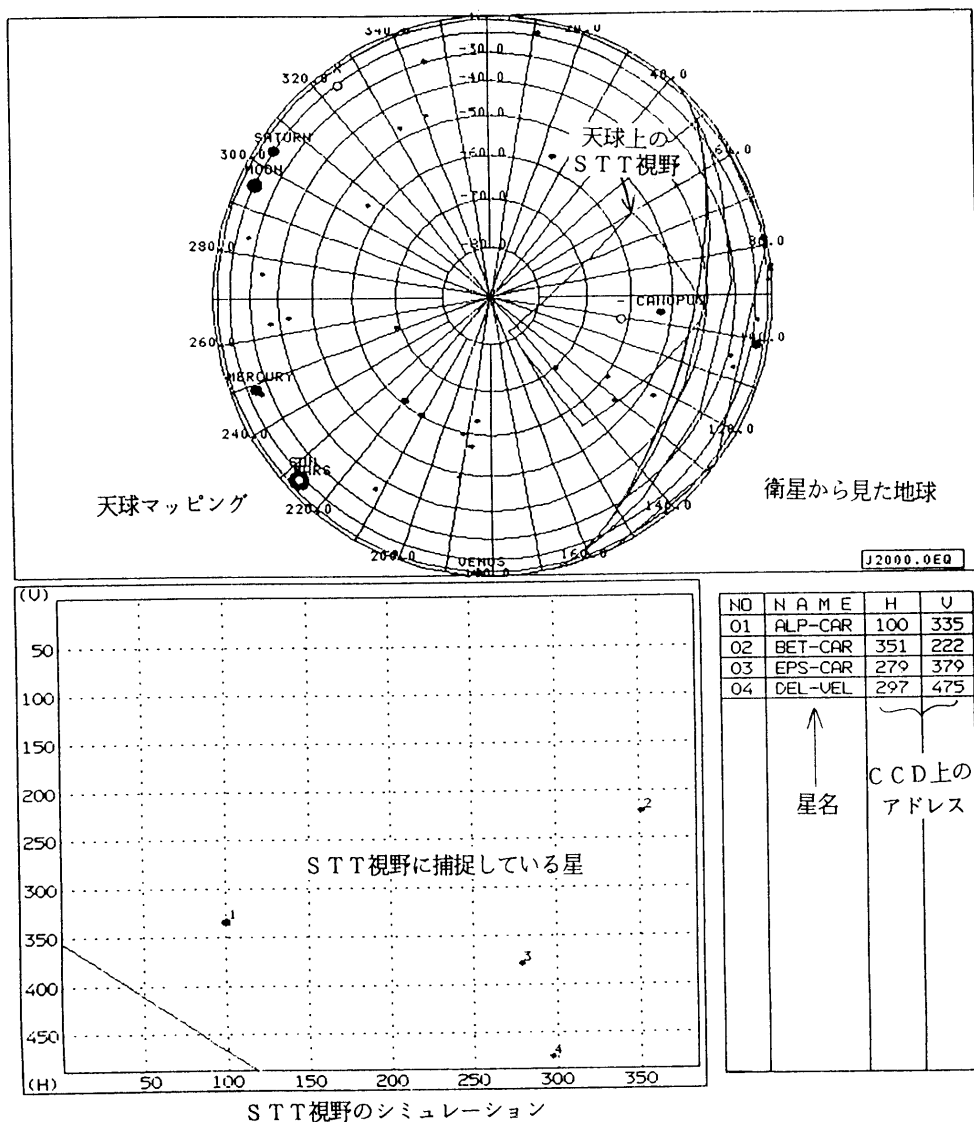


図 5.2-1 SOP 出力例

系)におけるスタートラッカの視野方向もメルカトル図法,あるいは正射影図法で出力している。

地蝕予測機能はスタートラッカ視野が地球によって掩蔽される時期(地蝕),及び地球アルベド光による干渉を受ける時期を予測する機能である。本プログラムで予測した地蝕,及び地球アルベド光の干渉を受けスタートラッカが使用できなくなる時期を搭載系にコマンドとして設定することが可能である。搭載系では,この間はスタートラッカの撮像を停止してスタートラッカを姿勢制御に使用しないで運用するようになり,スタートラッカの地蝕とアルベド光干渉による誤動作を完全に避けることができる。

5.2.3 ブロックコマンドサポートプログラム

本プログラムは衛星に送信するブロックコマンド(パラメタ設定コマンド)を作成する。設定するパラメタには,衛星の目標姿勢,センサアライメント,姿勢制御系が使用するタイマ等がある。衛星の目標姿勢を設定することにより,衛星姿勢をマヌーバさせて望遠鏡の視野中心方向を変更することができる。

目標姿勢,センサアライメント等の工学値は,16進データからなるブロックコマンドに変換される。ブロックコマンドを作成する際のミス避けることも本プログラムの大きな目的である。実際,これらのコマンドを誤ると衛星の姿勢が大きく変化し,太陽角異常(2.9項参照)を引き起こしてセーフホールド制御モードに移行させてしまう恐れがある。

また,姿勢制御系が使用するタイマには太陽黄径を示す“黄径タイマ”,衛星の日照/日陰を判定する“軌道(日照/日陰)タイマ”があり,これらのブロックコマンドを作成するには軌道計算,コマンド送出タイミング情報を必要とすることから,搭載系運用に対する一つの支援機能として,本プログラムにこの機能を持たせている。

6. 姿勢制御系動作の地上における検証

姿勢制御系の性能を地上試験で確認する際,宇宙空間と同様な環境を地上で再現することは困難である。それゆえ,特に姿勢制御系の開発試験では緻密な試験計画の立案とこれに基づく試験実施により軌道上性能を確実に検証しておくことが重要となる。ここでは軌道上での姿勢系動作を保障するために初期の開発段階からFM総合試験までの各フェーズで実施してきた試験をその目的とともに示す。

(1) 予備試験

この試験は“ようこう”の姿勢制御系に要求される高い制御性能の実現性を確認するために計画された。

1自由度の十字バネテーブルを使用した衛星構体スケールモデルにより衛星ダイナミクスを模擬し,下記の項目を中心に試験した。

① CMG単体のトルクを直接計測することによるCMGアクチュエータモデルの確立と制御特性の評価

② ホイールのジッタトルク等の影響を含むジャイロ雑音レベルの評価

③ CMGをアクチュエータの一つとして使用した姿勢制御系の制御性能の確認

③のCMGを使用した制御方式の性能確認実験結果については,4.7にて述べた。

(2) 姿勢制御系PM評価試験

(a) 動的閉ループ試験(DCLT)

3軸モーションテーブル上にIRU及びモーメントムホイールを搭載することにより軸変更動作確認試験を行った。この試験では,最大33deg/secの角速度の下で,IRU及びホイールがその機能・性能を維持することも確認した。

(b) 静的閉ループ試験(SCLT)

PMフェーズでは,試験に組み込める姿勢制御系機器が少ないため,試験装置による擬似センサ・アクチュエータを準備した。この試験は,主に搭載ソフトウェアの姿勢制御機能,性能の確認試験として位置付けられる。軌道上環境,衛星ダイナミクス,及びセンサ/アクチュエータは数学モデルであるが,

ACP 及びそのソフトウェアは実機と同等な PM 品を使用し、その基本的な機能・性能の確認を行った。

(3) 姿勢系 FM 評価試験

(a) 静的閉ループ試験 (SCLT)

PM フェーズの SCLT と異なり、姿勢系機器のすべてが揃う。ただし、衛星ダイナミクス及びセンサの検出対象である太陽・星といった軌道上環境は計算機によるリアルタイムシミュレーションに頼らざるを得ない。

数学モデルで模擬された、各センサの擬似検出信号はセンサの試験装置を介して ACE-ACP に提供される。本試験では、制御ロジック動作だけでなく、センサ/アクチュエータの実機を用いた機能/性能及び ACE とのインタフェース確認も評価対象となる。

(b) 姿勢制御系機器単体の座標系確認

上記 (a) にて姿勢制御系のほとんどの機能・性能の確認は可能であるが、各センサ・アクチュエータの物理的極性を含む座標系の確認はできない。それらの一部は後述の第1次噛み合わせ・総合試験等にて行うことが計画されたが、衛星に組み付け後の確認が困難な CMG 及びモーメントホイールのトルク極性及び IRU の出力極性は姿勢系評価試験中に実施した。

(4) 第1次噛み合わせ試験

第1次噛み合わせ試験はシステム試験の一部で、主に共通機器とのインタフェース確認が中心になる。計装ケーブルを介した姿勢制御系機器間やインタフェースの確認、共通機器である DP (データプロセッサ) や TCU (テレメトリコマンドユニット) との間の電氣的インタフェースの確認や、衛星構造体と機器の間の機械的なインタフェースを確認した。テレメトリ・コマンド等の基本動作は地上の設備とのインタフェースも併せて動作確認を行った。太陽センサ、スタートラッカなどの光学センサ視野の確保、ジャイロを含む各センサ及びホイール・CMG 等アクチュエータの取り付け方向 (座標) も併せて確認した。

(5) 単体環境試験

ポッティング処理後の簡易動作確認の後、各機器が打ち上げ環境条件に耐えて、機能、性能を維持し得ることを確認した。

(6) 総合試験

システム試験の一環として行われ、衛星として組み上げられた状態での電氣的、及び機械的インターフェースチェック、衛星の簡易機能チェック、打ち上げ環境試験を通じての機能維持確認等につき様々な項目について試験を行った。太陽センサ・スタートラッカ等は擬似物理入力 (擬似光源からの光) を用いることにより座標関係の確認も行った。また、磁気トルカの磁気モーメント極性・地磁気センサの極性等も最終の確認を行った。

(7) 計算機シミュレーション

上記、試験と並行して姿勢制御系の設計の妥当性の確認・動作特性の評価のために計算機シミュレーションを適宜実施してきた。これら計算機シミュレーションでは軌道上環境、衛星ダイナミクス、制御ロジック等を解析目的に合わせて適切なレベルの数学モデルに置き換えた。これにより、様々な軌道上環境に対する姿勢制御性能を評価するとともに、シミュレーション結果を設計結果の確認、初期運用条件の見積り、定常制御時の性能の予測などに利用した。

7. 飛 翔 結 果

“ようこう” のテレメトリデータに基づき、姿勢制御系の性能を評価した結果について述べる。評価項目は以下のとおりである。

- ・初期運用における制御性能

- ・各姿勢制御系機器の軌道上性能
- ・搭載姿勢決定系性能
- ・姿勢制御性能
- ・精太陽センサの故障と姿勢制御系の対処
- ・地上姿勢決定系性能
- ・空力トルクの見積もり

7.1 初期運用シーケンス

初期運用実施項目、チェックアウト項目を、その時期とともにまとめて表7.1-1に示す。各シーケンス間の遷移条件、及び実績値を表7.1-2に示す。

太陽電池パドルによる電力確保のため、太陽捕捉制御を実施して太陽指向姿勢を確立する。この太陽捕捉制御が正常に行えるためには、その開始時における衛星角運動量方向が太陽方向に対して直角となっていることが必要である。太陽捕捉制御中の衛星角運動量は衛星のY軸方向に平行とるようにホイールに吸収させており、ホイール回転数を増減してY軸回りに衛星を回転するだけで、+Zにその視野を配置した太陽センサにて太陽方向を捕捉することができる。

太陽捕捉制御開始時の衛星角運動量方向を太陽方向に対して直角となることを目標にしていることから、ロケットで衛星を軌道上に打ち上げる際にも太陽方向に直交した方向をその回転軸とした高速スピン状態で軌道投入する。高速スピン状態から2.1節でも述べたヨーヨーデスピナを使用して回転速度を低減するが、低減中に角運動量方向が変化（プリセッション）する恐れがある。プリセッション角を粗太陽センサ視野角の50degより小さくなるようにヨーヨーデスピナ展開時の条件を定め、太陽捕捉を保証する。プリセッション角に大きな影響を与えるものは、高速スピン状態におけるニューテーション角 Γ_0 と、低減後の目標回転速度である。

また、回転数低減後の衛星角運動量は、すべて衛星に搭載した2台のホイールで吸収しなくてはならない。このため、ヨーヨーデスピナ展開後の角運動量を、2台のホイールで吸収できる上限値の54Nms以下に低減しなくてはならない。

ヨーヨーデスピナ展開後の角運動量（大きさとプリセッションによる方向変化）を計算機シミュレーションにより予測し、ヨーヨーデスピナ展開前後の条件を設定している。シミュレーション計算の結果を図7.1-1に示している。ただし、この計算機シミュレーションでは、更に以下の条件を設定している。

ヨーヨーデスピナ展開前

スピンレート：130±5 [rpm]

太陽方向と角運動量方向のなす角：90±5 [deg]

Γ_0 はヨーヨーデスピナ展開前のニューテーション角である。実線 Γ_0 を0.5, 1.0及び、2.0degのそれぞれ場合に付いて、ヨーヨーデスピナ展開後の（Z軸回りの）目標衛星回転速度とこの時に発生するプリセッション角を示し、破線は目標衛星回転速度とヨーヨーデスピナ展開後の衛星角運動量の関係を示した。これから、以下のような条件を設定している。

ヨーヨー展開前のニューテーション角：1 [deg] 以下

ヨーヨー展開後の衛星回転数：3.5±2.0 [rpm]

図7.1-1には、この実績値もプロットしている。実績値は以下の通りであり、ホイールによる角運動量吸収、太陽捕捉が可能であることを確認した。

ヨーヨー展開後の衛星回転数：3.07 [rpm]

ヨーヨー展開後の衛星角運動量：28.4 [Nms]

ヨーヨー展開後の衛星角運動量と太陽方向のなす角：79.1 [deg]

ヨーヨーデスピナ展開後、軸変更制御、ニューテーション制御を経て第1可視を迎える。第1可視で太陽電池

表 7.1-1 初期運用オペレーションの実績

月 日	Y +	可 視 No.	日 照	イベント・確認項目
8 / 30	0	0	○	γ (YO-YO 展開) (軸変更開始)
		1	○	軸変更終了確認 太陽電池パドル展開 太陽捕捉制御開始
金		2	○	太陽捕捉制御終了確認・IRU-X 立ち上げ
8 / 31	1	1	○	太陽捕捉制御モニタ
		2	○	ロード／アンロード制御極性確認
		3	○	ACP 立ち上げ
		4	○	ACP/TFSS/STT 立ち上げ (NSAS 姿勢決定モニタ)
土		5	○	TFSS 姿勢決定モニタ
9 / 1	2	1	○	粗捕捉制御移行失敗
		2	○	アンロード制御
		3	○	粗捕捉制御移行失敗・ロード制御
		4	○	粗捕捉制御移行完了
日		5	○	粗捕捉制御モニタ
9 / 2 月	3	1	○	粗捕捉制御モニタ
		2	○	
		↓	○	黄道面垂直制御モニタ
		5	○	
9 / 3	4	1	○	黄道面垂直制御終了
		2	○	ACP-SHD 割り込み OG 発行確認
		3	○	ACP-SHD モニタ・TFSS CAL
		4	○	粗捕捉制御・ACP 地蝕タイマ・黄道 カウンタ設定
火		5	○	粗捕捉制御モニタ
9 / 4	5	1	●	粗捕捉制御モニタ
		2	○	STT 動作確認
		3	○	STT 動作確認・CMG 立ち上げ
		4	○	STT 動作確認
		5	○	STT 動作確認
水		6	○	粗捕捉制御モニタ
9 / 5 木	6	1	—	
		2	—	
		3	—	休 み
		4	—	
9 / 6	7	1	●	粗捕捉制御モニタ
		2	○	割り込みセーフホールド移行確認
		3	○	TFSS OFF→ON・ACP-B 系立ち上げ
		4	○	粗捕捉制御再立ち上げ
金		5	○	粗捕捉制御モニタ
9 / 7	8	1	●	粗捕捉制御モニタ
		2	○	ACP-SHD 移行・IRU-S 立ち上げ
		3	○	IRU-S 動作モニタ
		4	○	IRU-S 立ち下げ・粗捕捉制御移行
土		5	○	粗捕捉制御モニタ
9 / 8 日	9	1	●	粗捕捉制御モニタ
		2	●	
		3	○	精捕捉制御 (NSAS) 移行
		4	○	
		5	○	精捕捉制御モニタ

月 日	Y +	可 視 No.	日 照	イベント・確認項目
9 / 9 月	10	1	●	精捕捉制御モニタ
		2	●	STT を使用する姿勢決定に移行
		3	○	定常制御 (NSAS) 移行
		4	○	定常制御モニタ
		5	○	(自動星トラッキング機能調整失敗)
9 / 10 火	11	1	●	定常制御モニタ
		2	●	STT 撮像時間調整
		3	●	センサアライメント設定・粗捕捉制御移行
		4	○	粗捕捉制御によるオフセットポインティング
		5	○	粗捕捉制御モニタ
9 / 11 水	12	1	●	
		2	●	
		3	○	粗捕捉制御 制御性能 確認
		4	○	
		5	○	
9 / 12 木	13	1	●	運用無し
		2	●	
		3	●	精捕捉制御 移行
		4	○	センサアライメント再設定
		5	○	精捕捉制御モニタ
9 / 13 金	14	1	●	
		2	●	
		3	●	休 み
		4	○	
		5	○	
9 / 14 土	15	1	●	
		2	●	
		3	●	定常制御 (TFSS) 制御性能 確認
		4	○	
		5	○	
9 / 15 日	16	1	●	定常制御モニタ
		2	●	SXT フィルタホイール 粗捕捉制御
		3	●	の制御系への干渉確認 精捕捉制御
		4	○	定常制御
		5	○	定常制御モニタ

運用日		イベント・確認項目	
9 / 16 月			外乱見積基礎データ取得 (FAQ+MTQ OFF)
10 / 14 月	～	10 / 16 水	ACP プログラム書換え
10 / 23 水	～	10 / 24 木	STT プログラム書換え
10 / 29 火			太陽センサアライメント変更 (観測系からの指向方向変更要求による)

() : OP による実行

表7.1-2 初期運用シーケンス 遷移条件と実績

運用フェーズ	遷移条件	予測	実績
ヨーヨー展開	図 8.1-1 に示す θ_s : 40~150 [deg] ω_z : 1.5~5.5 [rpm]	——	θ_s : 90±5 [deg] ω_z : 3.07 [rpm]
軸変更・ニュートーション制御	図 8.1-2 に示す	図 8.1-2 に示す	θ_N : 0.17 [deg] Ω_W : 1420 [rpm]
太陽電池パドル展開	図 8.1-2 に示す	図 8.1-2 に示す	θ_N : 0.73 [deg] Ω_W : 1420 [rpm]
太陽捕捉制御	——	——	——
ホイールアンローディング制御	θ_N : [deg] 以下	——	$\theta_N < 0.05$ [deg]
黄道面垂直制御	黄道面垂直制御終了	——	捕捉終了確認後 $\theta_z < 0.05$ [deg]
精捕捉制御	——	——	——
定常制御	——	——	——

θ_s : ヨーヨー展開後の角運動量方向と太陽方向のなす角

ω_z : Z 軸回り衛星回転速度

θ_N : ニュートーション角

Ω_W : ホイール回転数 (平均)

θ_z : Z 軸回り姿勢誤差

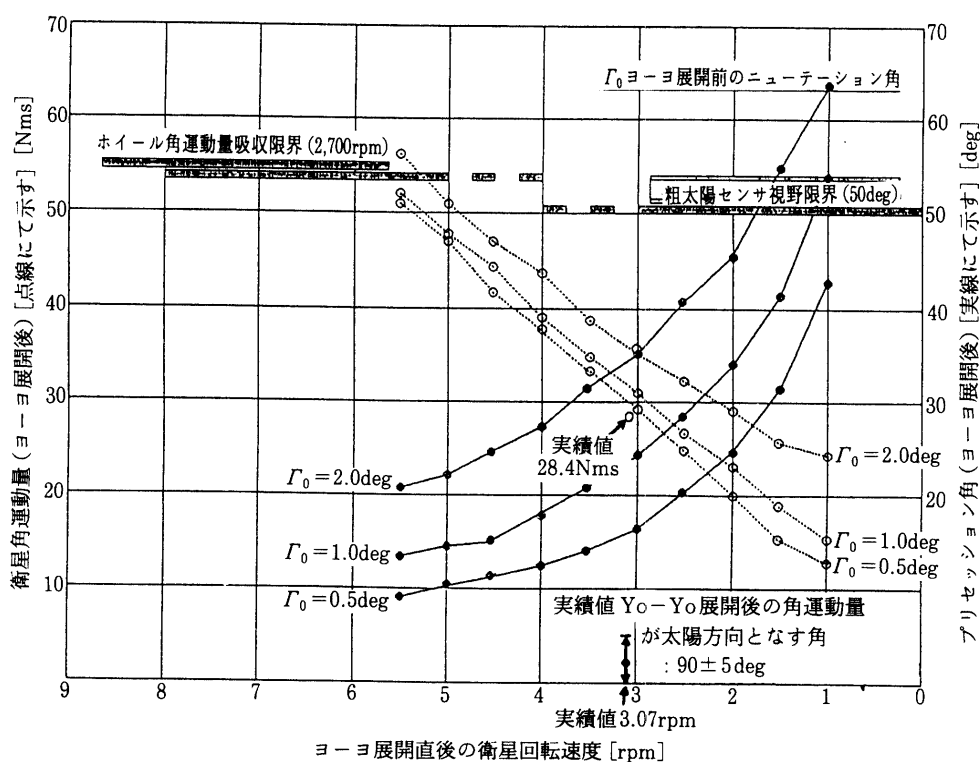


図 7.1-1 ヨーヨー展開～軸変更制御もにおける遷移条件と実績

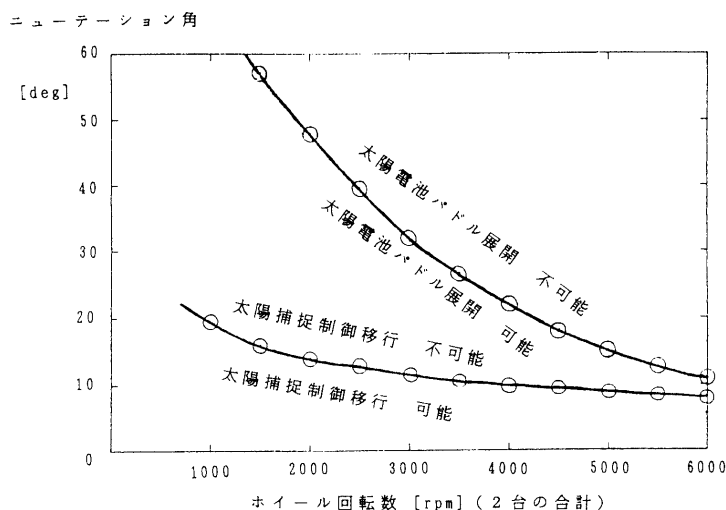


図 7.1-2 打ち上げ日の第1可視における太陽電池パドル展開可能条件
及び太陽捕捉制御移行条件

パドルを展開し、太陽捕捉制御に移行する。太陽電池パドルが正常に展開するための条件は加速度条件にて規定されており、太陽電池パドル先端の加速度が5mG (Gは重力加速度) 以下であることが必要である。衛星上の加速度環境は、ニュートーション角と衛星角運動量に依存する。

また、太陽捕捉制御では慣性基準装置の出力をもとにY軸回りに衛星姿勢を回転させ、太陽センサ視野に太陽を捕捉する。この際に交換する角運動量は慣性基準装置の計測範囲から小さなものであり、捕捉角速度で0.3 deg/sec程度である。ニュートーション運動が大きい場合には、慣性基準装置の出力が0となるように制御できているにも拘わらず、慣性系に対して姿勢が回転する場合がある。ニュートーション運動が十分に抑えられてなく、この回転速度が捕捉角速度程度となっている場合には、更に全く捕捉できなくなる。

これら太陽電池パドルに掛かるストレス、ニュートーションによる衛星回転運動はニュートーション角とホイールが保有している角運動量（あるいは衛星角運動量の大きさ）に依存している。ニュートーション角、及びホイールの回転数と太陽電池パドル展開可能範囲の関係、及び太陽捕捉制御に移行できる範囲の関係を図7.1-2に示す。実績は以下の状態であり、太陽電池パドル展開、太陽捕捉制御には問題なかったことを確認している。

パドル展開数 : 2840 [rpm] (2台の平均)

ホイール回転数 : 0.17 [rpm]

ニュートーション角 : 0.17 [deg]

太陽捕捉制御移行時

ホイール回転数 : 2840 [rpm] (2台の平均)

ニュートーション角 : 0.73 [deg]

7.2 姿勢制御機器の飛行データ (例)

7.2.1 慣性基準装置 (IRU)

地上姿勢決定にて推定したIRUドリフトレートの時間プロファイルを図7.2.1-1に示す。ドリフトレート推定値は各軸とも $\pm 0.1 \text{ deg/H}$ 以下と小さく、非常に安定している。

7.2.2 精太陽センサ (TFSS)/粗太陽センサ (NSAS)

7.2.2.1 データ状況

TFSS, NSASの出力データを図7.2.2-1, 2に示した。ここで、TFSSのデータが2つに分かれて出力しているという異常動作が検出された。

(TFSS の状況)

変動幅 0.016 [deg], 周期 12 [sec] で矩形波型に変動した太陽角データを出力している。出力信号としては、データの低位 5 ビット目が ON/OFF を繰り返している。

現状では、データのうちのいずれか一方が正しいデータであると考え、姿勢決定系はカルマンフィルタ処理により実質的に 2 つのデータの中間をとるようにしている。

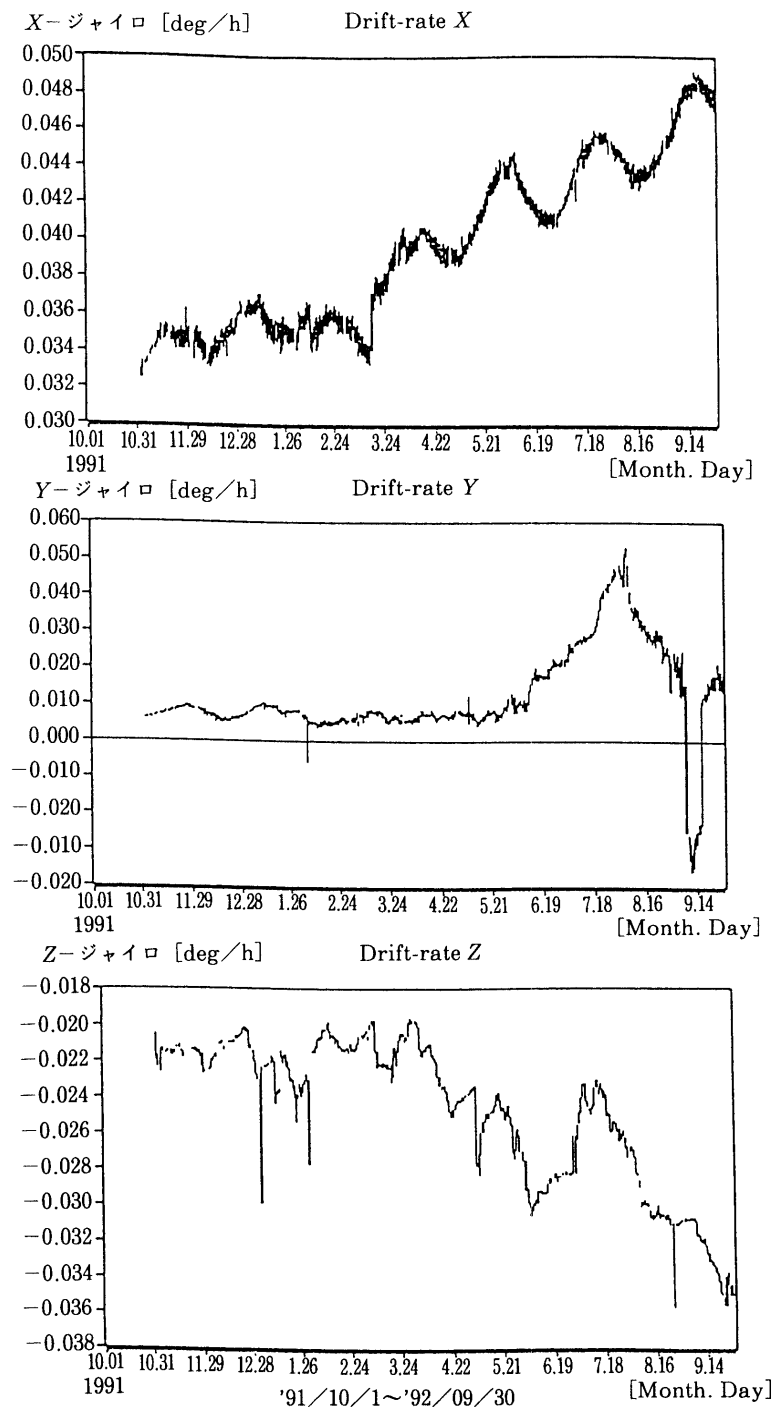


図 7.2.1-1 IRU ドリフトレート推定値の履歴

(TFSSの動作確認)

上記の異常動作が一時的な発振ではないことを確認するためTFSS再立ち上げを行った(1991年9月6日)。しかし、立ち上げ後も状況の変化はなく、この異常動作は一時的なものではないことが確認された。

7.2.2.2 TFSS/NSASの比較

光学系の収差等の要因により、TFSS、NSASの出力太陽角と真の太陽角の関係は線形ではなく、特にNSASではその視野が広く設計されているため、かなり歪んだものとなっている。地上姿勢決定系では、TFSSの地上試験で得られたデータより作成した出力と太陽角の関係を表すテーブル、NSASの光学部パラメータに基づいて作成した光学歪補正変換式を使用して、高い精度で太陽方向ベクトルが求められるようにしている(搭載系ではメモリと計算速度の都合上一次の線形式で近似している)。TFSS/NSAS出力をこれらテーブル、あるいは光学歪補正変換式により太陽角に変換し、TFSS太陽角とNSAS太陽角間の相対的なずれを求めた。相対的なずれは、図7.2.2-3に示すように0.04deg以下である。これはTFSSの出力変動とNSAS分解能(0.025deg)の和に相当する。

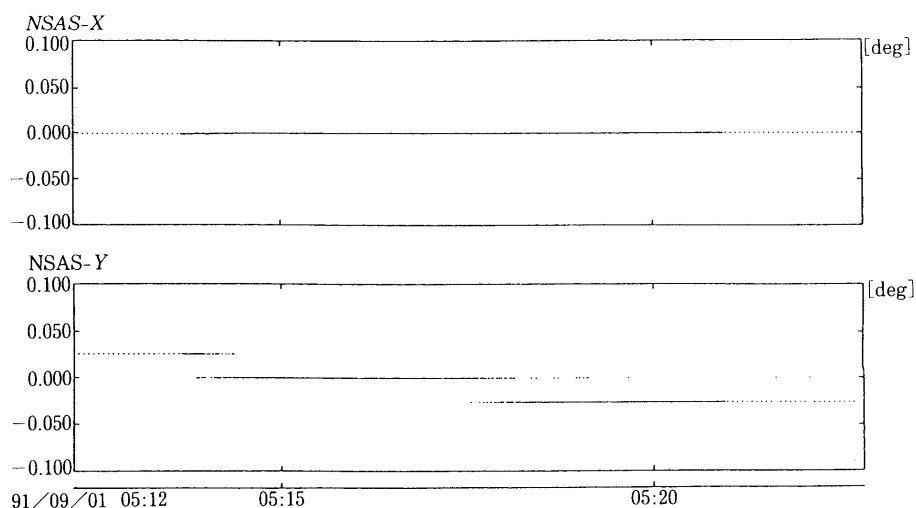


図 7.2.2-1 NSAS データ (太陽角) 出力例

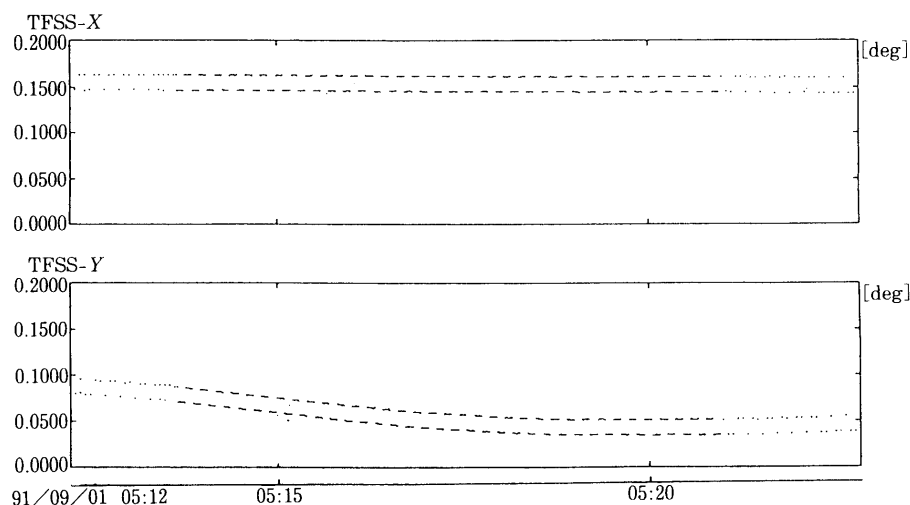


図 7.2.2-2 TFSS データ (太陽角) 出力例

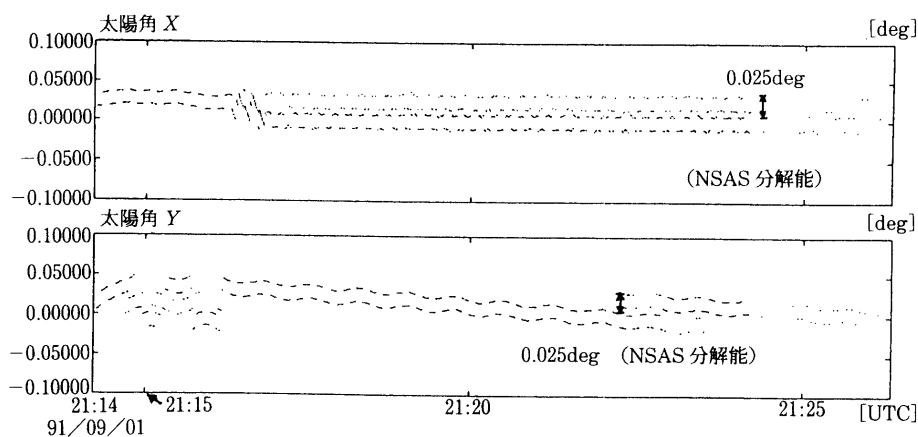


図 7.2.2-3 NSAS/TFSS 太陽角の相対的ズレ角

7.2.3 スタートラッカ (STT)

7.2.3.1 角度精度

軌道上で STT により取得した星のデータを用いて 2 つの星の間の離角を計算し、これと恒星カタログにおける対応する星間の離角とを比較することにより、STT の星検出の角度精度を検証した。検証に使用した星の主なものを表 7.2.3-1 に示す。

スタートラッカをマップ・モードに設定したときに取得される画面の例を図 7.2.3-1 に示す。図ではスタートラッカが向いている方向は、ほぼオリオン座の方向である。

表 7.2.3-1 検出した星

星の名称	等級	スペクトルタイプ	星の名称	等級	スペクトルタイプ
α -TAU	0.85	K 5 III	α -ORI	0.50	M 1-2 I a-I a b
γ -ORI	1.64	B 2 III	κ -ORI	2.06	B 0.5 I a v
β -ORI	0.12	B 8 I a c	ι -ORI	2.77	O 9 III
δ -ORI	2.23	B 0 III+O 9 V	α -CAR	-0.72	F 0 II
ϵ -ORI	1.70	B 0 I a c	β -CAR	1.66	A 2 IV
ζ -ORI	2.05	O 9.5 I b e	ϵ -CAR	1.86	K 3 III+B 2: V

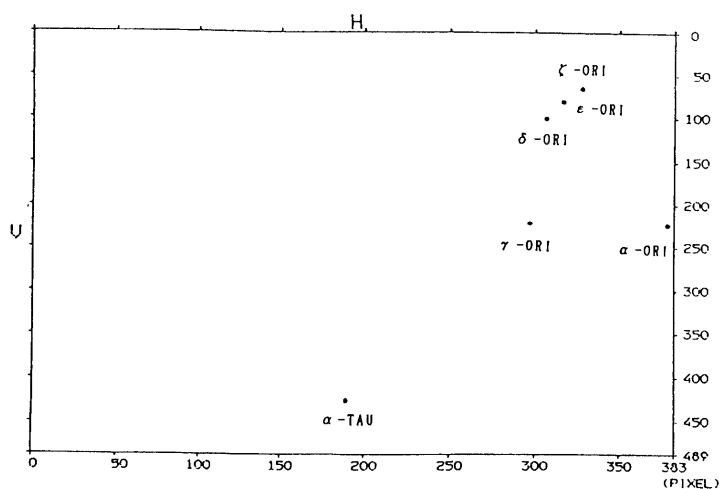


図 7.2.3-1 STT マップデータ出力 例

軌道上で測定した離角（2つの星方向のなす角）とカタログより求めた離角の差は、表7.2.3-1のすべての2つの星の組み合わせに対して $-0.018 \pm 0.029 \text{ deg}$ である。Z軸回りの地上姿勢決定精度として決定誤差 0.08 deg 以下が要求されており、Z軸回りの姿勢検出に使用するスタートラッカの星方向検出精度は、この要求を十分に達成するものであることが示される。

7.2.3.2 等級精度

等級精度確認のために、横軸に等級、縦軸に総信号レベルを取り、色温度による補正を施し軌道上で得られたデータをグラフ化したものを図7.2.3-2に示す。撮像条件は、撮像時間1秒、スレッシュホールドレベルは6（AD入力レベルとして29.3mV）である。

図の直線は、0.12等級（ β -ORI：スペクトルタイプB8）を基準として等級とその出力の関係を理論的に求めたものである。総信号レベル計算に使用したパラメタは、地上試験でスターシュミレータを光源として調整、測定したものであり、等級を x 、総信号レベルを y とすると次式で表せる。

$$y = 540 \exp(-0.92x)$$

なお、設定したスレッシュホールドレベル以下の画素の信号は削除されるため、スレッシュホールドレベル値により、式の定数は変化する。“ようこう”のSTTでは、トラックターゲットがカノープスに限定されていること、目標姿勢への移行を早期に行うことから、様々の星を種々のスレッシュホールドレベル値でデータを取得していない。そのため、スレッシュホールドレベルの変化が、等級と総信号レベルの関係にどの程度影響するのかは不明である。

1～2実視等級の星に対して検出した総信号レベルは、地上試験等により得たデータに基づく解析的なものの2分の1のレベルとなっている（等級換算で約0.8等級暗い）。これは、暗い星では像の周辺部でCCD上の輝度が低くなり、スレッシュホールドレベル以下になる部分が検出されなくなるためである。

一方撮像時間と総信号レベルの間には、横軸に撮像時間、縦軸に総信号レベルを取ると、図7.2.3-3に示す関係になる。実線は、オフセットが無いとして最小自乗法により求めたものである。この図におけるデータと実線とのずれの原因も図7.2.3-2におけるズレと同様に暗い星ではスレッシュホールド設定の影響を大きく受けるためである。

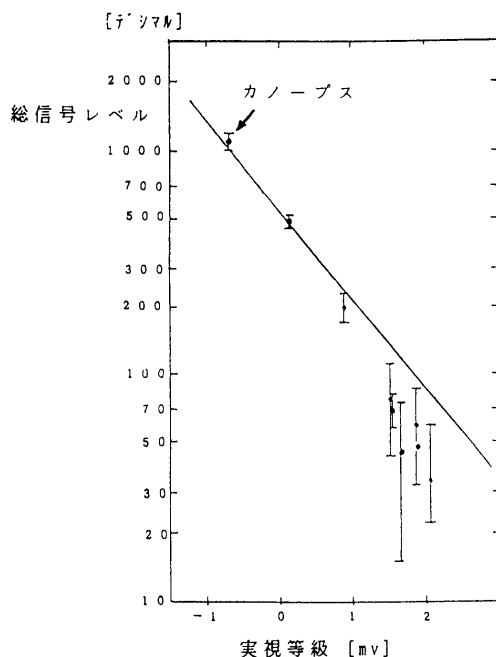


図7.2.3-2 実視等級と星の総信号レベルの関係

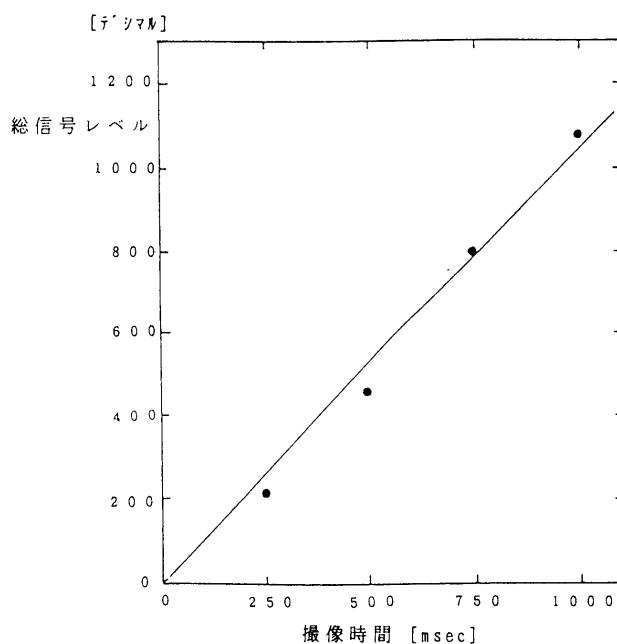


図7.2.3-3 撮像時間と星の総信号レベルの関係

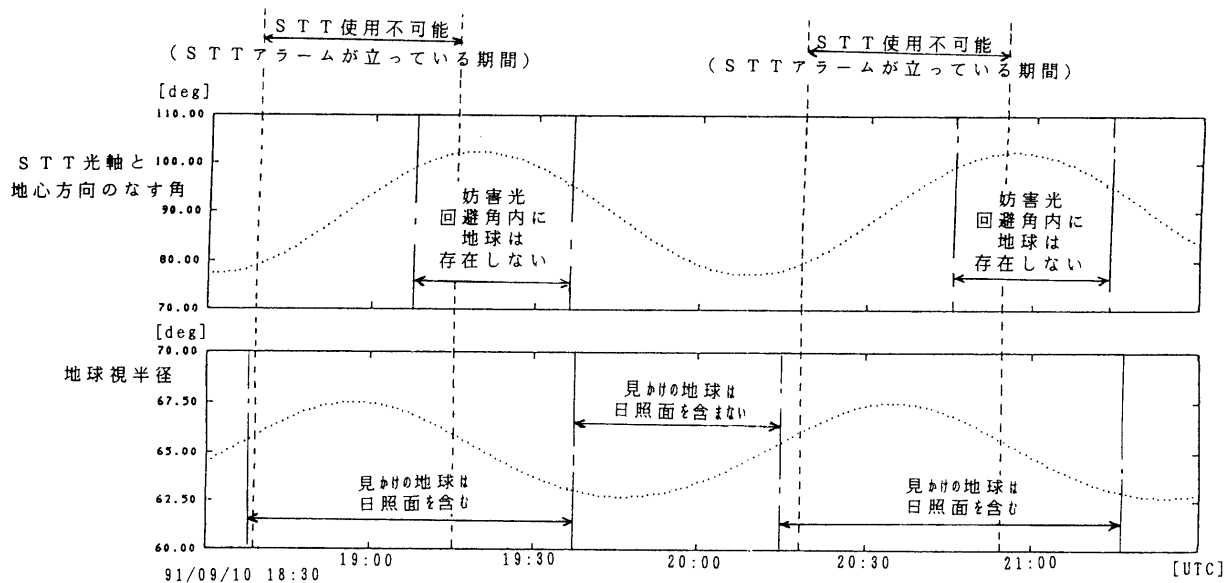


図 7.2.3-4 STT 視野の妨害光干渉と STT アラーム

軌道上で実際に得られたカノープス (α Car) に対する総信号レベルは、1000 デシマル近辺である。これは、地上試験におけるスターシミュレータ出力強度の誤差の範囲に含まれ、設計値として矛盾のないものとなっている。また、トラック目標星であるカノープスの等級では、総信号出力レベルは図 7.2.3-2 の実線に充分近い値となっている (エラーバーに含まれる)。

7.2.3.5 妨害光回避角度

“ようこう” スタートラッカ光軸に対する地球の方向、その時の地球の視半径、及びスタートラッカの使用の可否を図 7.2.3-4 に表す。ここで、フード設計上の妨害光回避角 (入射光を 10^{-8} 以下に減光、等級換算で約 20 等級分の減光させることが可能な角度) は、光軸に対し 32.5° である。

本図に示すように、スタートラッカが妨害光 (地球光) により使用不能となるのは、フード設計上の妨害光回避角及び、スタートラッカに向いている地球面が、日照面であるか、日陰面であるかにより左右されていることが分かる。

これは、フードの減光率が 10^{-8} であっても地球の日照側の明るさが 0.3 ソーラ以上 (等級換算で -20 等級以上) であるために十分な減光ができず、地球光により CCD 面上で光が飽和してしまうために、発生している。

ただし、スタートラッカ光軸に対しほぼ 90° の位置にある太陽光の影響は出ていないため、少なくとも 90° 以上であれば太陽光レベルの光量であっても、妨害光の回避は可能である。

以上の結果より、等級感度、角度精度とも所期の性能を十分に満足していることが確認された。

7.2.4 軌道上センサアライメントの推定

軌道上でセンサアライメントを推定する場合、スタートラッカ等の星角を検出するセンサを使用する。これは、1つのセンサで同時に3つ以上の星を検出し2つの星方向の情報で衛星姿勢を検出し、残りの1つでセンサのアライメント情報を推定する。他のセンサ (太陽センサ等) のアライメントもこの際に検出した姿勢情報をもとに推定される天体 (太陽等) 方向のズレとしてアライメントを推定することができる。実際には、上記スタートラッカで検出した星情報を姿勢情報とアライメント情報に分けず、各星の情報 (観測残差) を最小自乗法により決める配分でアライメント誤差と姿勢誤差に振り分ける。

“ようこう” のスタートラッカは1等級より明るい星しか検出できないように設計されている。このため同時に多くの星が得られる期間は初期運用の姿勢捕捉中のみであり、姿勢捕捉中は姿勢が安定していないためアライ

表 7.2.4-1 センサアライメント地上測定結果

センサ	X	Y	Z[deg]
TFSS	0.01894	0.03330	-0.09028
NSAS	-0.05092	0.12736	0.16472
STT	0.10056	-0.00206	0.06389
IRU	0.11781	0.03182	-0.06306

STT のみ STT 固定の座標系, 他は衛星機械軸座標系

表 7.2.4-2 姿勢決定系が使用しているセンサアライメント

センサ	X	Y	Z[deg]
TFSS	0.01894	0.03330	-0.09028
NSAS	-0.03542	0.17086	0.16472
STT	0.10056	-0.00206	0.06389
IRU	0.11781	0.03182	-0.06306

STT のみ STT 固定の座標系, 他は衛星機械軸座標系

メント推定には不適切である。また、広い視野を得るために星角検出精度も低く設定されているため、アライメント推定には使用できないと考えられる。これらの理由から、“ようこう”では軌道上でスタートラッカを使用したアライメント推定を行っていない。

打ち上げ前の地上試験結果を表 7.2.4-1 に示す。

軌道上における TFSS 及び NSAS の太陽角データの間に、地上におけるアライメント測定結果に基づいて補正してもなお、7.2.2.2 項で述べたような太陽角ズレが認められた。そこで、地上での TFSS アライメント測定結果が衛星打ち上げの前後で変わっていないとして NSAS アライメントを定義し、TFSS と NSAS の間の相対的なアライメントを補正して搭載姿勢決定、及び地上姿勢決定に取り込むことにした。使用しているセンサアライメントを表 7.2.4.1-2 に示す。網掛けで示したものが軌道上データをもとに補正した NSAS アライメント（補正量は X, Y 軸回りにそれぞれ 0.0155, 0.0435 deg）である。

7.3 搭載姿勢決定系の性能

搭載姿勢決定系の機能には姿勢と IRU 出力のバイアスであるドリフトレートの推定がある。ここでは、姿勢検出の性能とドリフトレート推定機能のそれぞれについて評価した結果を述べる。

7.3.1 姿勢検出

姿勢決定は基本的に TFSS, STT の出力に基づいて姿勢を決定する。

X, Y 軸回りの姿勢決定では TFSS 太陽角を取り込み、太陽角 β 、 $-\alpha$ をそれぞれ X, Y 軸回りの姿勢誤差として取り込んでいる。

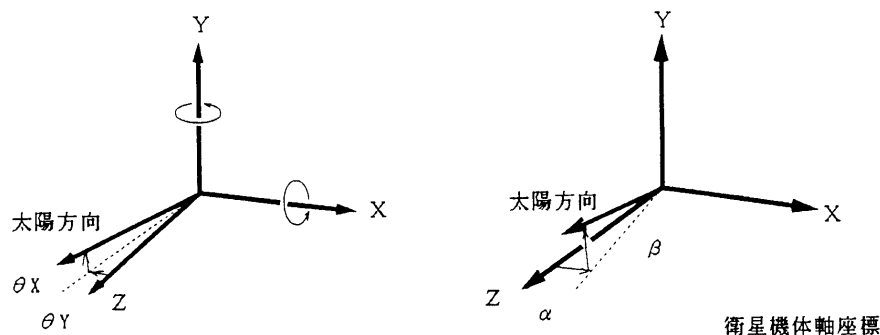


図 7.3.1-1 姿勢誤差角と TFSS 太陽角の関係

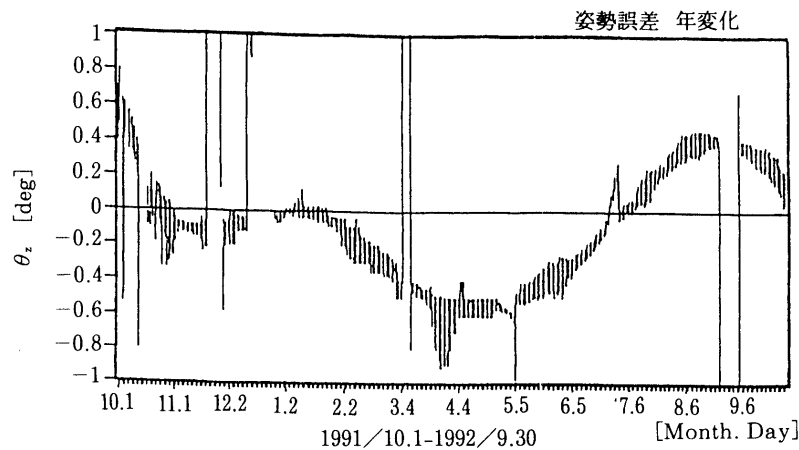
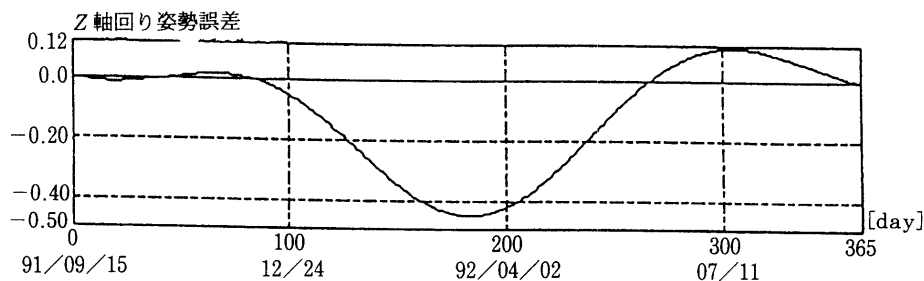


図 7.3.1-2 Z 軸回り姿勢制御誤差

図 7.3.1-3 地球公転を円運動とした場合の Z 軸回り
姿勢制御誤差 (シミュレーション)

一方、Z 軸回りの姿勢を決定する際、慣性系（“ようこう”では黄道座標系を採用）からみた太陽指向座標（変換行列）を求め、慣性座標におけるカノープス方向を姿勢決定時の太陽指向座標における方向ベクトルに変換する必要がある。ACP による搭載姿勢決定系においては黄道座標系におけるカノープス方向をプログラム定数として持っており、これを太陽指向座標に変換したものを STT で観測したカノープス方向と比較することにより太陽指向姿勢に対する姿勢誤差を検出する。

慣性系に対する太陽指向座標を計算するためには、慣性系における衛星からみた太陽方向を計算する必要がある。搭載姿勢決定系では ACP の計算負荷を最小限に抑えるため、太陽方向計算を簡略化したものになっている。簡略化（近似）した手続きの中で最も誤差の大きいものは離心率（0.0167）を持った地球の公転運動を円軌道として近似したことであり、平均近点角で最大 2deg の誤差を生じる。地上姿勢決定系で解析した、Z 軸回り姿勢制御誤差の年間プロファイルを図 7.3.1-2 に示す。

地球の公転運動を円とした場合に、Z 軸回りに発生する誤差のシミュレーション結果を図 7.3.1-3 に示す。ここでは、計算開始時を 1991 年 9 月 15 日とし、この時点で Z 軸回りの姿勢誤差が 0 deg となるように太陽方向計算のエポックを設定している。誤差の変化の大きさ、極性、傾向がよく再現されており、Z 軸回りの姿勢誤差は地球の公転運動を円運動とみなしたことが主な原因となっている。ただし、ミッションから姿勢制御系への Z 軸回り姿勢制御精度の要求は X、Y 軸回りのものと比較して厳しくはなく、この姿勢決定精度は問題のないレベルであることが確認されている。

7.3.2 ドリフトレート推定

光学センサ（TFSS、STT）で検出した姿勢変動と IRU の姿勢計測カウンタ（IRU が検出した姿勢変動を ACE で積分）出力を比較し、IRU のドリフトレートを見積もった。この見積結果と ACP 搭載計算機が算出したドリ

フレートと比較することにより、この機能の性能を評価した。

X, Y 軸回りのドリフトレート推定は TFSS 太陽角と IRU の姿勢計測カウンタを比較することにより評価した。
図 7.3.2-1 に TFSS が検出した太陽方向の変動を示す。同図より衛星機体の平均角速度は以下の値であった。

$$\omega_X^{\text{TFSS}}: 0.0 \quad [\text{deg}/\text{H}]$$

$$\omega_Y^{\text{TFSS}}: 2.5 \times 10^{-4} \quad [\text{deg}/\text{H}]$$

図 7.3.2-2 に姿勢計測カウンタを示す。この図から分かるように、衛星機体の平均角速度は以下の値であった。

$$\omega_Y^{\text{IRU}}: 3.03 \times 10^{-2} \quad [\text{deg}/\text{H}]$$

$$\omega_Y^{\text{IRU}}: 4.42 \times 10^{-2} \quad [\text{deg}/\text{H}]$$

搭載計算機ソフトウェアのロジックでは地球の公転運動による IRU へのレート入力を Y ジャイロに加えられるレート入力として除去するように設計している。搭載計算機のドリフトレートは以下のようにして与えられる。

$$\omega_X^{\text{DRIFT}} = \omega_X^{\text{IRU}} - \omega_X^{\text{TFSS}} = 3.03 \times 10^{-2} \quad [\text{deg}/\text{H}]$$

$$\omega_Y^{\text{DRIFT}} = \omega_Y^{\text{IRU}} - \omega_Y^{\text{TFSS}} - \omega^{\text{EARTH}} = 3.8 \times 10^{-2} \quad [\text{deg}/\text{H}]$$

$$\omega^{\text{EARTH}} = 4.11 \times 10^{-2} \quad [\text{deg}/\text{H}]$$

Z 軸回りのドリフトレートは STT トラックデータ V と IRU-Z の姿勢計測カウンタを比較することにより評価した。姿勢計測カウンタにトラックデータ V を同じスケールでプロットし、ドリフトレートを見積った。これらはともに姿勢変動を表すが、姿勢計測カウンタは IRU のドリフトレート（バイアス）のため、姿勢検出誤差がほぼ時間に比例して増加する。この誤差が増大する速度が IRU のドリフトレートに相当する。この手法により検出した Z ジャイロのドリフトレートは以下の値であった。

$$\omega_Z^{\text{DRIFT}} = -0.021 \quad [\text{deg}/\text{H}]$$

上記のドリフトレートの算出結果と搭載計算機の推定値を表 7.3-1 に示す。

表 7.3-1 IRU ドリフトレート推定値と精度

	ω_X^{DRIFT}	ω_Y^{DRIFT}	ω_Z^{DRIFT}
地上の解析値*1 [deg/H]	0.030	0.003	-0.021
ACP 推定値 [deg/H]	0.030	0.008	-0.026
誤 差 [deg/H]	0.0	5×10^{-3}	5×10^{-3}

*1 センサ生データを使用した上記の解析による。

なお、太陽指向座標は非慣性系であり、回転運動している。回転の主な要因は地球の公転運動と衛星軌道運動（視差）である。これらは図 7.3.2-3～5 に示すような変化をしている。各々の図の説明を以下に示す。

- ・視差ドリフト（図 7.3.2-3）

軌道運動による視差ドリフトであり、太陽方向が春分点方向にある姿勢で軌道の昇交点赤経を 0～360 deg の間で変化させた場合のドリフトの大きさを示す。

- ・公転ドリフト（図 7.3.2-4）

地球が公転しているため太陽指向姿勢が 1 年で 1 周するために発生するドリフト量を示す。

- ・視差+公転ドリフト（図 7.3.2-5）

視差と公転のドリフト和に対して、平均公転ドリフト量（Y 方向のみ $4.1 \times 10^{-2} \text{deg}/\text{H} = 360 \text{deg}/\text{year}$ ）を除去してある。

機上ドリフトレート推定性能を評価する上で、太陽指向座標が非慣性系である影響のうち、視差ドリフトは小さくほとんど影響はない。一方、公転ドリフトは Y ジャイロに大きく、X ジャイロにも最大 $0.005 \text{deg}/\text{H}$ 程度

の影響がある。最大となるのは夏至・冬至の近辺である。Zジャイロにはほとんど影響はない。上記のデータ取得時は1991年9月23日であり、図7.3.2-5の Ω が180degの時点に相当する。従って、非慣性効果によるIRUに対する角速度入力にYジャイロのみにしかない。機上ドリフトレート推定では推定値のY成分には平均公転角速度を補正して出力しているため、9月23日に取得した推定値はIRU単体の持っているドリフトレートバイアス量を示している。

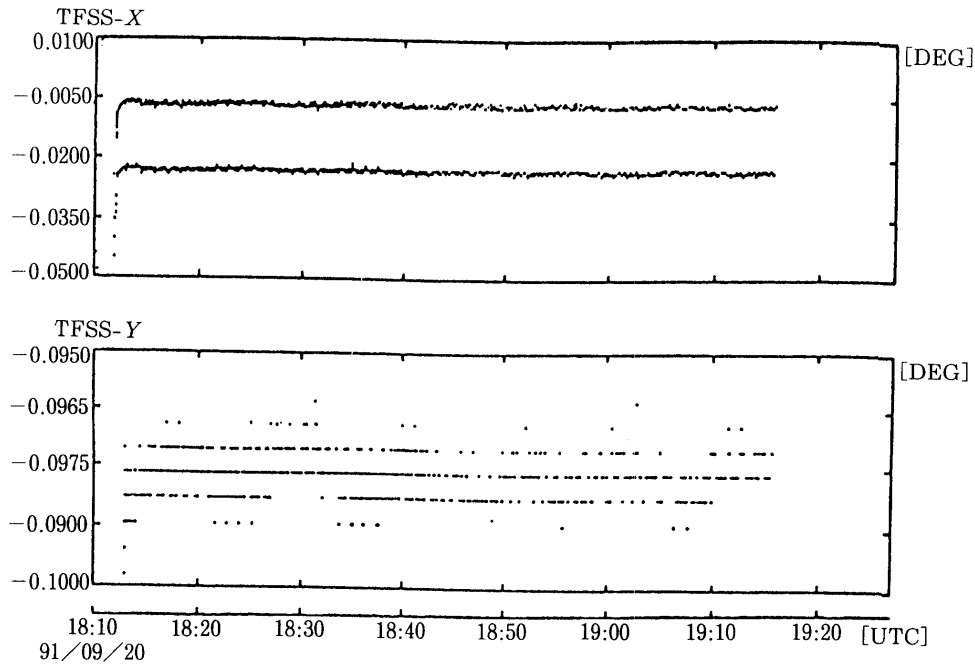


図 7.3.2-1 TFSS 太陽角

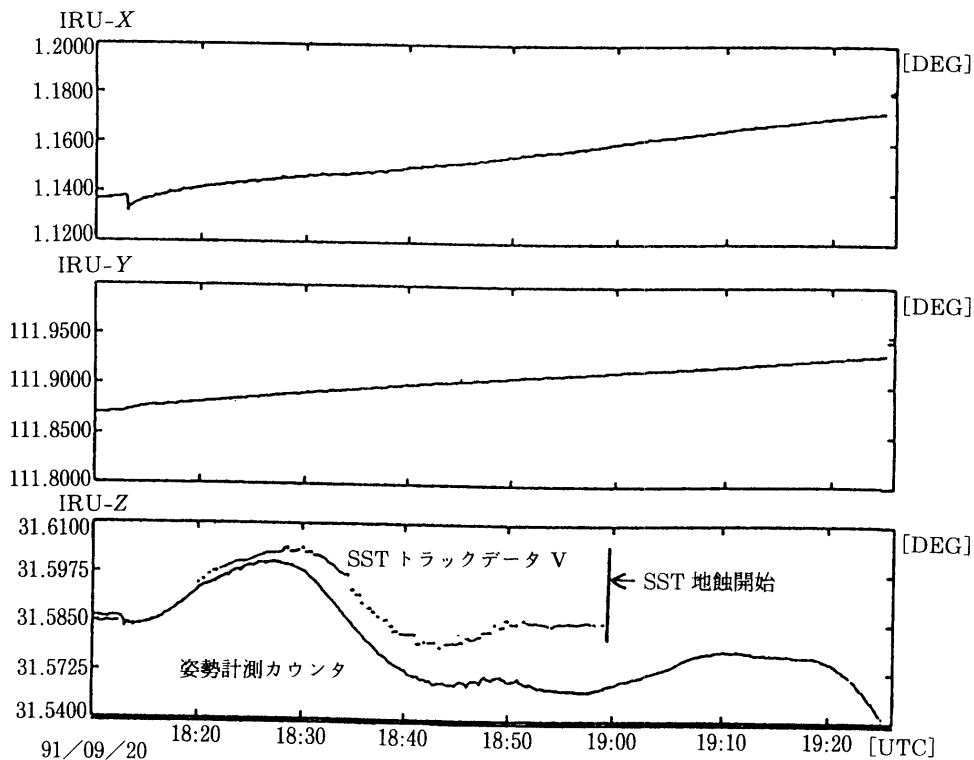


図 7.3.2-2 IRU 姿勢計測カウンタと STT トラック・データ V

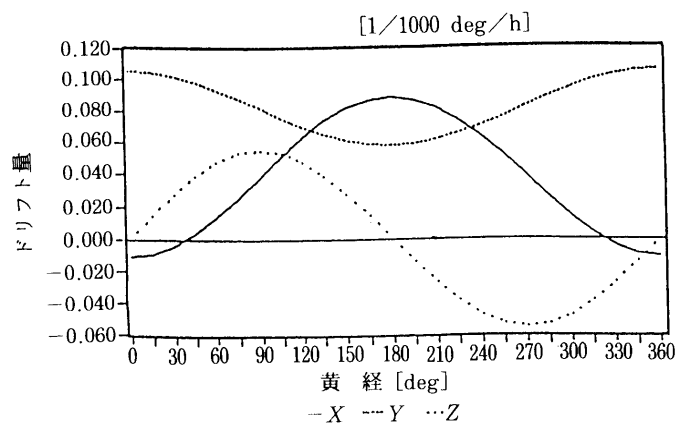


図 7.3.2-3 太陽指向座標の視差ドリフト

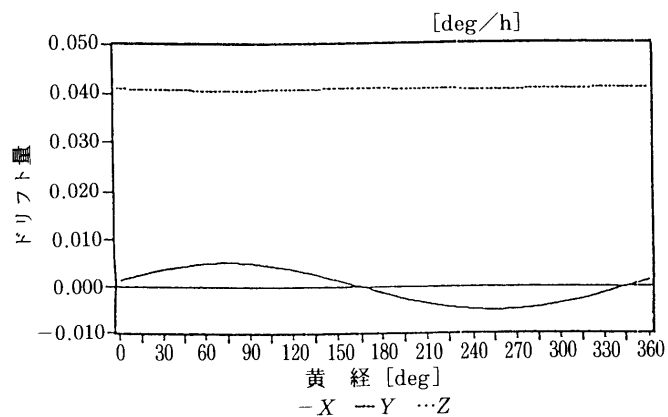


図 7.3.2-4 太陽指向座標の公転ドリフト

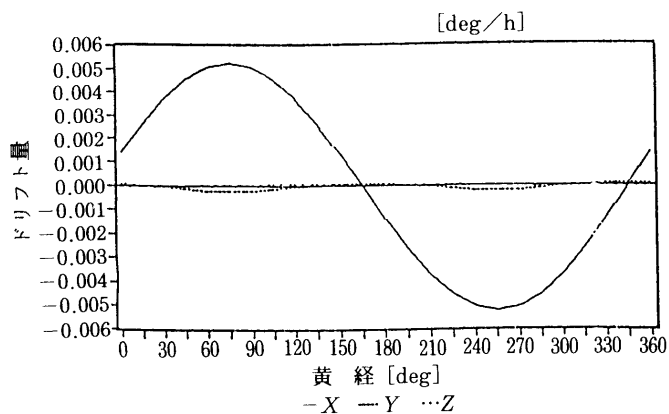


図 7.3.2-5 太陽指向座標の視差+公転ドリフト

7.4 姿勢制御性能

姿勢制御系の性能について評価した結果を、初期運用のフェーズごとに報告する。

7.4.1 打ち上げ～パドル展開

衛星打ち上げ直後の0可視から1可視前の非可視間において、打ち上げ前に設定したコマンドによりヨーヨー

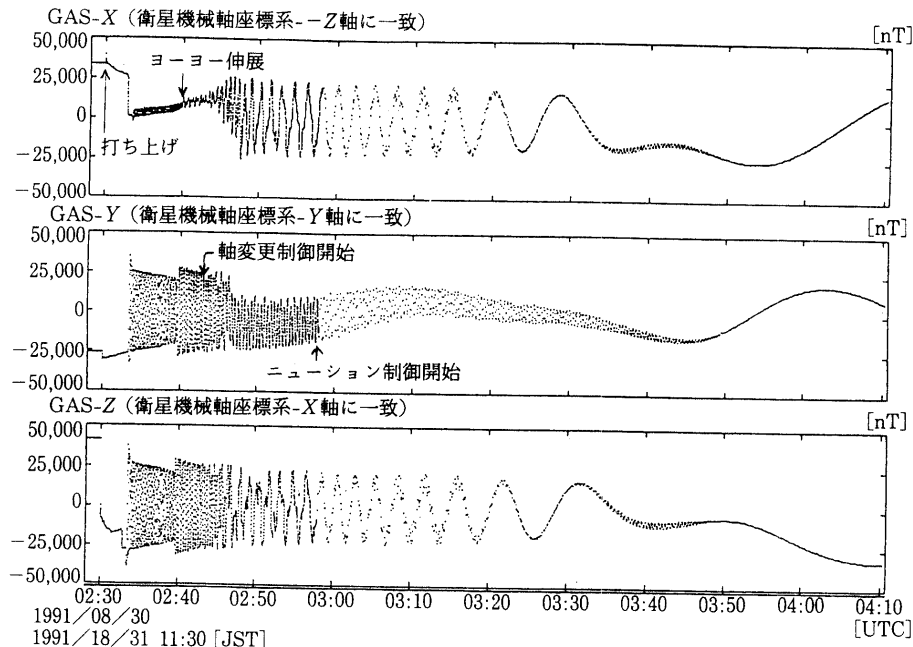


図 7.4.1-1(1) 衛星打ち上げ～軸変更制御中の GAS データ

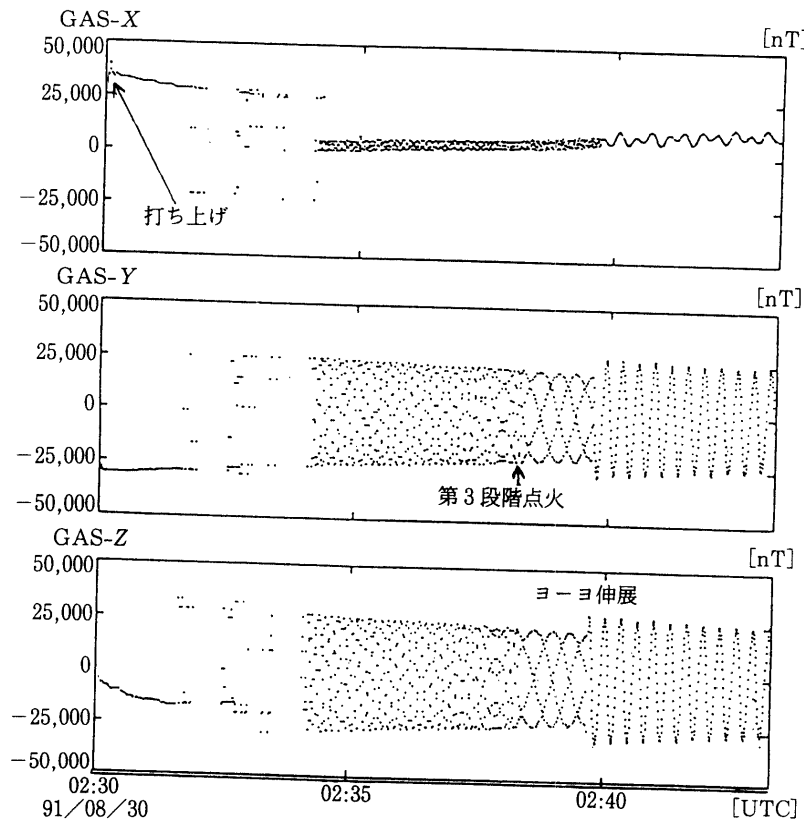


図 7.4.1-1(2) 衛星打ち上げ～軸変更制御中の GAS データ

展開、軸変更制御を実施した。引き続き、第1可視にて太陽電池パドルを展開した。

この時点では姿勢系センサとしてIRU (Y, Zチャンネルのみ)、GAS, NSASのみを立ち上げている。

図7.4.1-1(1)~(2)に打ち上げ~ヨーヨー展開~軸変更制御までのGASデータの様子を示した。GASは太陽電池パドルの先端に取り付けてあり、太陽電池パドル展開の前後でセンサ座標と衛星座標との関係が変化する。図7.4.1-1は展開前のGAS取り付けにおける地磁場強度測定結果を示している。図7.4.1-2は軸変更制御、ニュートーション制御中のIRU出力(衛星角速度)を積分したものを示しており、この積分値は姿勢計測カウンタと呼ばれ衛星の姿勢変動量を示している。ただし、このフェーズにおける衛星角速度環境はIRUの計測レンジ($-0.16 \sim 0.16 \text{ deg/sec}$)を逸脱しており、IRU出力は飽和している。このため、図7.4.1-2は正確には姿勢変動を表していない。また、図7.4.1-3に軸変更制御、ニュートーション制御中のホイール回転数を示し、これに対応した地上試験の結果を図7.4.1-4に示す。地上試験結果はフライトデータに非常に類似しており、軸変更制御、ニュートーション制御が正常に行われたことが分かる。

ヨーヨー展開後の太陽角として 90 deg 、スピンのレートとして 3.5 rpm を投入目標としていたが、GAS出力に基づいた解析により太陽角 $90 \pm 5 \text{ deg}$ 、スピンのレート 3.07 rpm を得ており、目標値にかなり近い値であった。ニュートーション角も 6 deg とシミュレーション解析で得られていた最悪値の 40 deg をはるかに下回る結果を示した。

時刻UT(世界時)02:43に軸変更制御を開始しており、この時点でのGAS出力を見ると衛星機軸座標で地磁場のZ成分(GAS-X成分)の変化が小さく、一方、X, Y成分が激しく変化している。これは衛星がZ軸回りにスピンしていることを示している。更に時刻UT02:48ではホイール回転数が急激に増加し、時刻

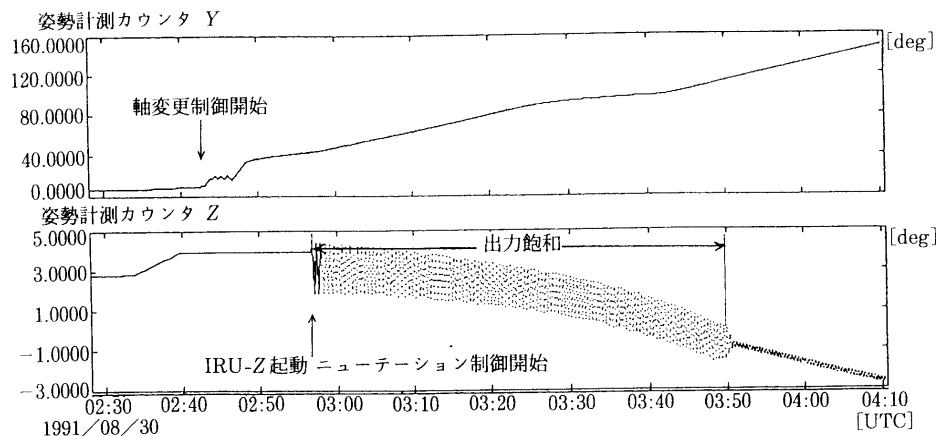


図7.4.1-2 軸変更~ニュートーション制御中のIRU姿勢計測カウンタ

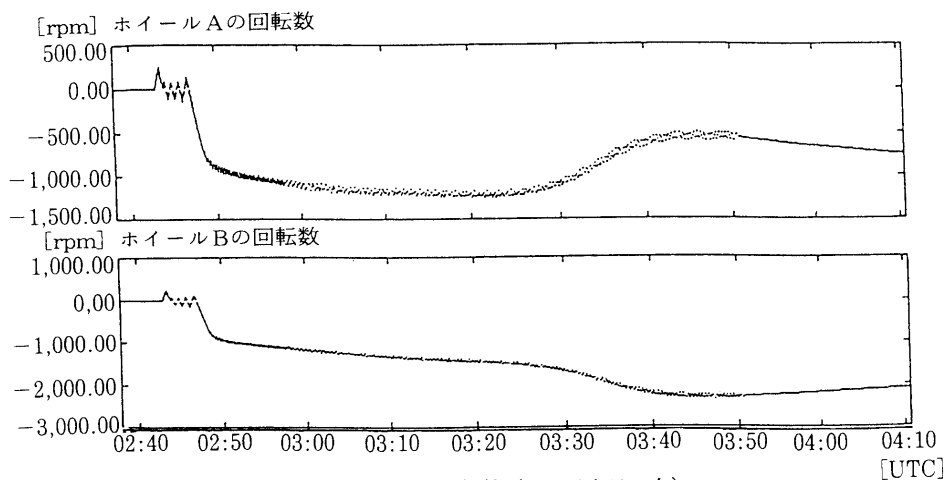


図7.4.1-3 ホイール回転数(フライトデータ)

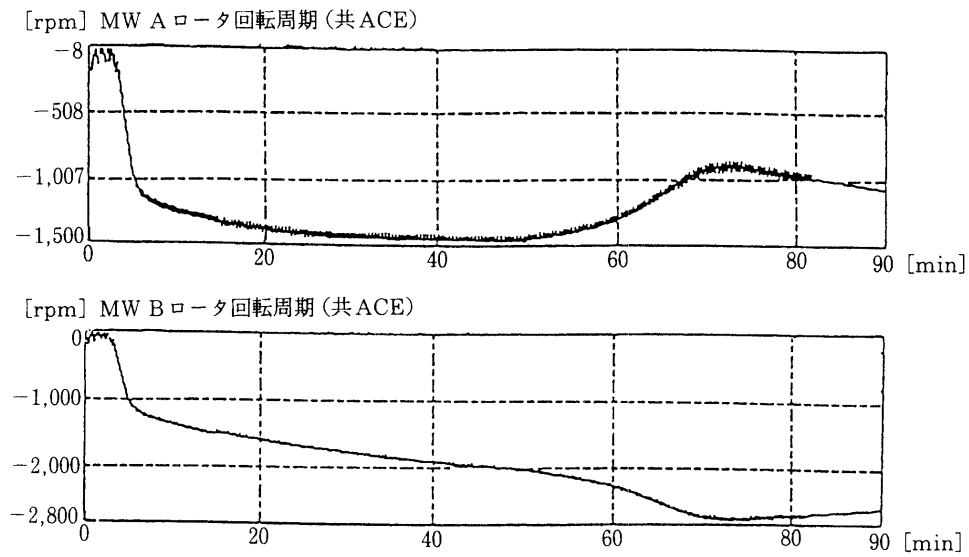


図 7.4.1-4 ホイール回転数 (地上試験結果)

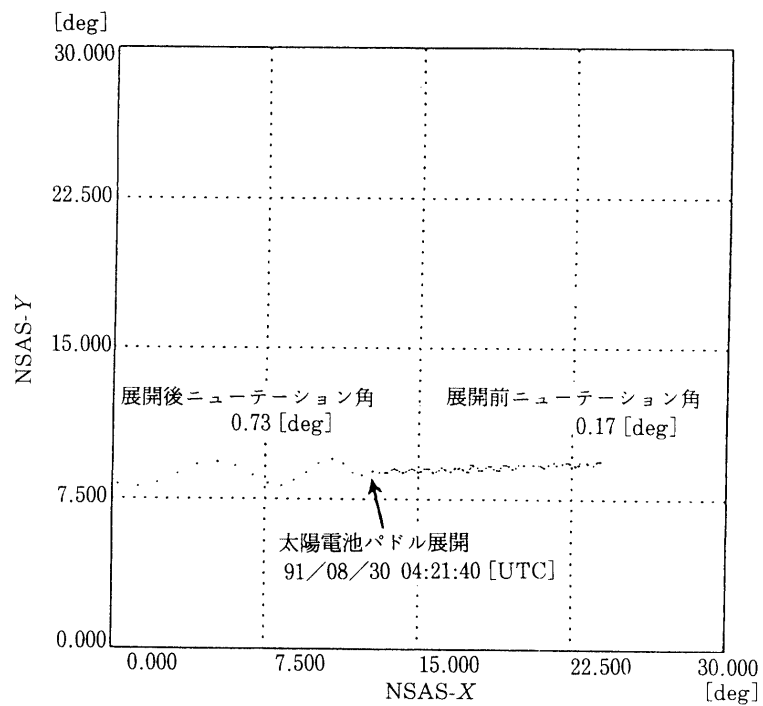


図 7.4.1-5 太陽電池パドル展開前後の NSAS 太陽角

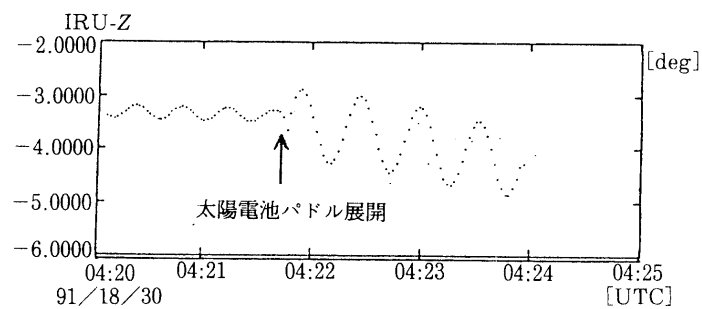


図 7.4.1-6 太陽電池パドル展開前後の IRU 姿勢計測カウンタ

UT 02 : 52 以降の GAS 出力を見ると地磁場の X, Z 成分が同様な振動を示しており, その振動の周期が緩やかに増加していることが分かる. X, Z 成分の振動が類似していることは, 衛星運動は Y 軸回りのニューテーション運動していることを示しており, すなわち, 角運動量が衛星機軸座標の Z 軸方向から Y 軸方向に移行し軸変更制御が時刻 UT 02 : 52 の時点で完了していることを示している. また, 厳密ではないが地磁場の Y 成分の変動は概ね慣性座標に対する Y 軸の首振りの大きさ, すなわち, Y 軸回りのニューテーション角を示している. この地磁場 Y 成分の変動幅が減少していることからニューテーション制御が正常に動作していることが分かる.

図 7.4.1-5, 6 に太陽電池パドル展開前後の NSAS 視野内の太陽方向軌跡, Z 軸回りの姿勢計測カウンタ (IRU-Z) を示した.

第 1 可視入感時には NSAS の中心付近に太陽が捕らえられ軸変更制御が精度よく行われたことを示している. また, 展開前のニューテーションも 0.17deg にまで抑えられていた. 展開後のニューテーションも 0.73deg とわずかに増加しただけであり, 順調に次のフェーズに進むことができた.

7.4.2 捕捉制御性能

7.4.2.1 太陽捕捉制御

打ち上げ直後の第 1 回可視にて太陽捕捉制御に移行した. NSAS 太陽角及び IRU 姿勢計測カウンタを図 7.4.2.1-1~3 に示す. 制御開始時刻と太陽角及びホイール回転数を以下に示す.

'91/08/30 04 : 23 (UT)

太陽角 (NSAS データ)

α (Y 軸回り) : -6 [deg]

β (X 軸回り) : 8 [deg]

ホイール回転数

Ω_A : 810 [rpm]

Ω_B : 2020 [rpm]

太陽捕捉制御は Y 軸回りと X 軸回りの 2 つの独立した制御からなっている.

Y 軸回り太陽捕捉制御系はホイール制御のため捕捉時間が短く, 可視中に捕捉を終えた. 制御精度としては, Y 軸回りの姿勢誤差 0.1 [deg] 程度で姿勢保持し, 正常であることが確認できた.

Y 軸回り太陽捕捉制御は NSAS と IRU により姿勢を制御する. 日陰中の姿勢は IRU の出力により姿勢を保持するが, ホイール摩擦等により姿勢ドリフトが発生する. 姿勢ドリフト実測値, 及びホイールロータ摩擦モデルから予測される姿勢ドリフト量 (摩擦トルクと姿勢制御トルクの釣合からドリフト速度を決める) は以下の値で

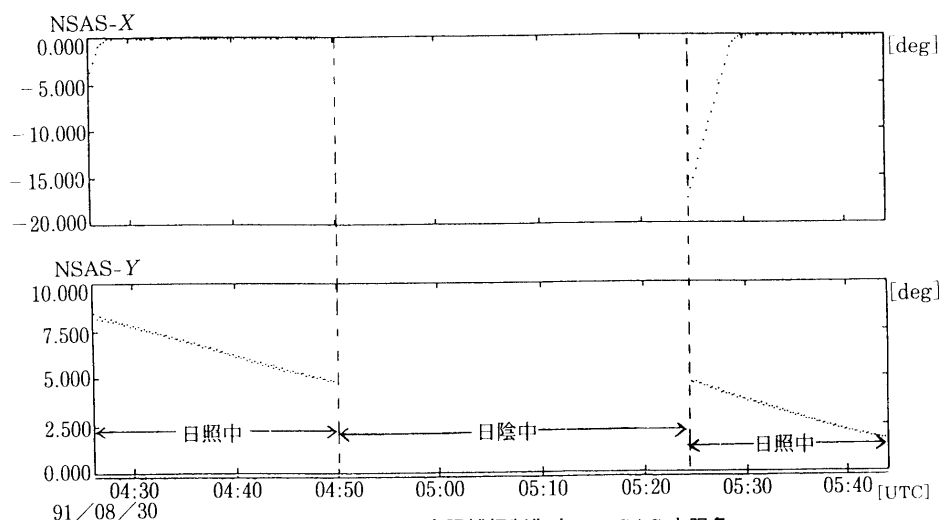


図 7.4.2.1-1 太陽捕捉制御中の NSAS 太陽角

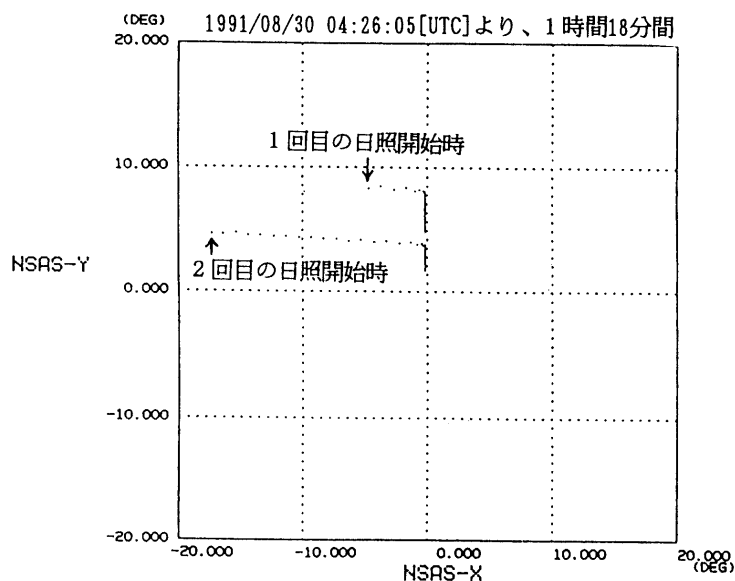


図 7.4.2.1-2 太陽捕捉制御中の NSAS 太陽角軌跡

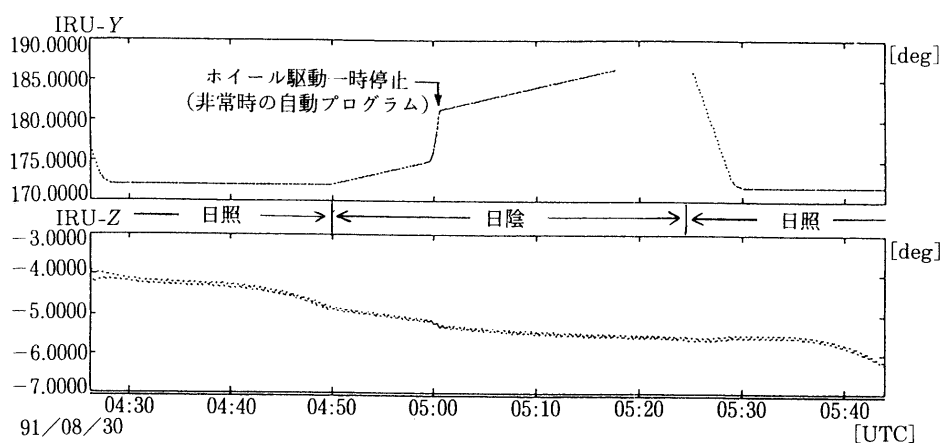


図 7.4.2.1-3 太陽捕捉制御移行時の姿勢計測カウンタ

あり、実測値と予測値はよく一致している。

日陰中姿勢ドリフト

実測値：17.5 [deg]

予測値：20.5 [deg]

X 軸回り姿勢は磁気制御系で制御される。捕捉開始時の姿勢誤差 (8 [deg]) は軌道 1 周回で 2 [deg] まで抑えられた。この時の捕捉速度は以下の値である。

捕捉速度：6 [deg/rev]

X 軸回り太陽捕捉制御系では、太陽角 ± 1 [deg] 以内の範囲はデッドバンドとなっており、太陽角がこの範囲内であれば磁気トルカの駆動を停止する。この動作のため、捕捉完了後ほぼ太陽角 1 [deg] の範囲内に保持していた。

7.4.2.2 アンロード制御

ACE による姿勢制御から ACP の制御に移行する前に、ACE でホイールのアンロード制御を実施した。ホイールのアンロードは磁気トルカにより行う。ホイール回転数の変化を図 7.4.2-1 に示す。図よりアンロードの効率、

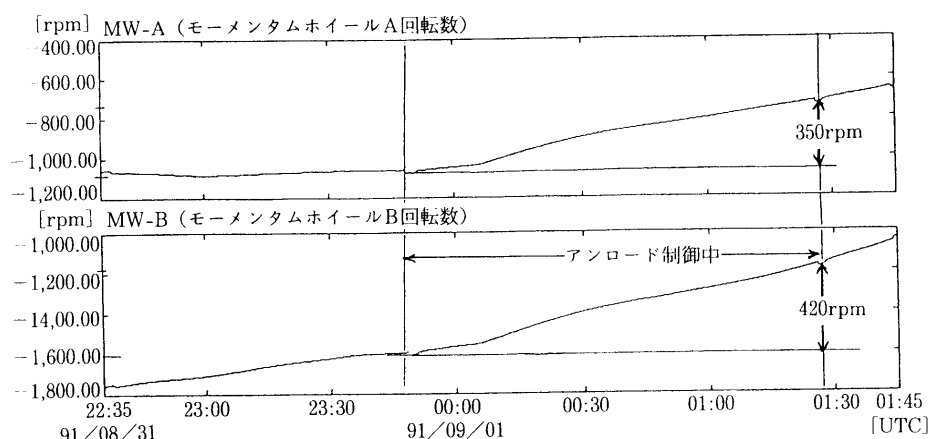


図 7.4.2.2-1 アンロード制御中のホイール回転数

すなわち軌道1周当たりの2台のホイール回転数総和の変化量 $\left(\frac{\delta\Omega}{\delta t}\right)$ は以下の値であった。

$$\frac{\delta\Omega}{\delta t} = -770 \quad [\text{rpm}/\text{rev}]$$

アンロード効率は打ち上げ前の計算機シミュレーション結果（地磁場環境により $\delta\Omega/\delta t$ は $-500 \sim -820$ [rpm/rev] の間で変化する）と合致しており、正常に動作していることを確認した。

7.4.2.3 黄道面垂直制御

黄道面垂直制御開始時、及び終了時の姿勢をそれぞれ図 7.4.2.3-1、図 7.4.2.3-2 に示す。

黄道面垂直制御開始直前における Z 軸回りの姿勢誤差（目標とする Y 軸黄道面垂直となる姿勢からのズレ）は、以下の値であった。

Z 軸回り姿勢誤差： -75 [deg]

粗捕捉制御モードにて黄道面垂直制御を行った。この制御の開始～終了時間は次のとおりである。

捕捉開始時刻： 91/09/02 22 : 52

捕捉終了時刻： 91/09/03 20 : 35

平均捕捉速度は 5.63 [deg/rev] (1 [rev] = 5870 [sec]) である。

7.4.3 各制御モードにおける姿勢安定度

各制御モードにおける軌道上での姿勢安定度を評価した結果を表 7.4.3-1 に示す。ここで、短期Ⅰ，短期Ⅱ，中期安定度は IRU 姿勢計測カウンタをもとに姿勢変動の偏差を求めて評価しており，長期安定度は搭載姿勢決定結果の変動 ($P-P$) を読み取ることで評価した。なお，表に示される値は 3σ 値として，あるパス中で最大の値を記した。

(a) 粗捕捉制御

粗捕捉制御と比較すると，短期安定度は良いが，表 7.4.3-1 に示されるように，長期的には大きな揺らぎを持っている（図 7.4.3-1 参照）。

粗捕捉制御の姿勢制御系の機器構成は，精捕捉制御と同じである（精捕捉制御では，本来は太陽センサに TFSS を使用するように設計されているが，この評価では粗捕捉制御と同じ NSAS を使用している）が，姿勢制御系のフィードバックゲインが低く，またニューテーション制御については精捕捉制御では強力な制御トルクを発生するホイールを使用しているのに対して，粗捕捉制御では緩慢な磁気制御を使用している。このため，粗捕捉制御での長期安定度は精捕捉制御の場合より低い。一方，短期安定度は精捕捉制御とほぼ同じレベルの安定度が得られているが，これは何れの制御モードも短期安定度に影響を与える程の高い制御帯域幅を持っていないた

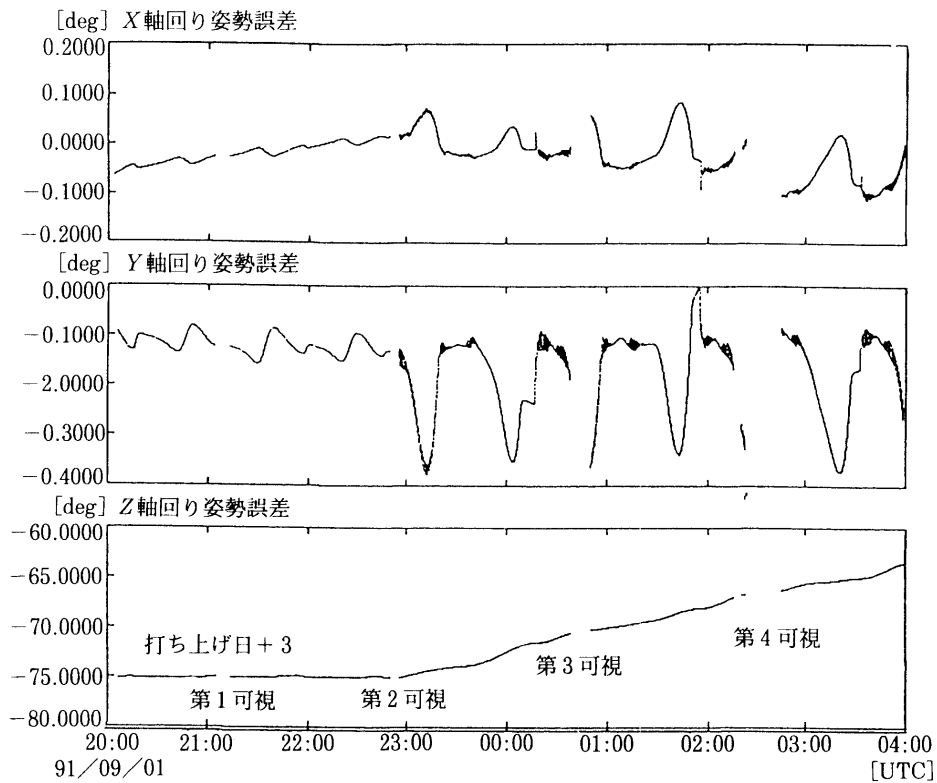


図 7.4.2.3-1 黄道面垂直制御中の姿勢

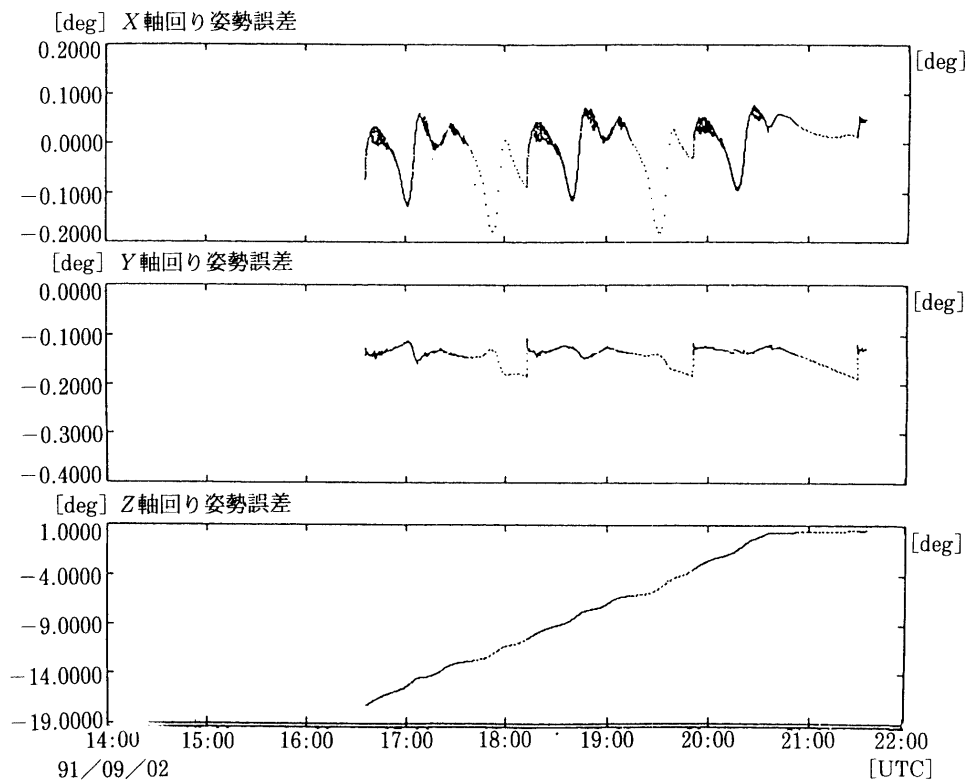


図 7.4.2.3-2 黄道面垂直制御中の姿勢

表 7.4.3-1 安定度実測値 (1/3)

制御モード 安定度		粗捕捉 1991/09/07 Pass ID:1300	精捕捉 1991/09/08 Pass ID:1100
短期 I [arcsec]	X	0.1	0.1
	Y	0.1	0.1
	Z	0.1	0.1
短期 II [arcsec]	X	2.6	0.1(12.4)
	Y	0.3	0.2(2.6)
	Z	5.2	0.6(10.4)
中 期 [arcsec]	X	17.8	5.0(46.0)
	Y	0.8	0.8(1.9)
	Z	32.0	6.0(38.0)
長 期 [deg]	X	0.146	0.043
	Y	0.001	0.001
	Z	0.162	0.031

表 7.4.3-1 安定度実測値 (2/3)
(ACP プログラム書換え前)

定常制御 安定度		1991/09/22 Pass ID:1000	1991/09/23 Pass ID:0800	1991/09/26 Pass ID:0901
短期 I [arcsec]	X	0.3	0.3	0.4
	Y	0.5	0.4	0.5
	Z	0.3	0.3	1.3
短期 II [arcsec]	X	1.2	1.3	1.4
	Y	1.4	1.4	1.6
	Z	1.1	1.7	1.6
中 期 [arcsec]	X	1.5	1.5	1.4
	Y	1.8	1.7	7.9
	Z	6.0	10.0	7.9
長 期 [deg]	X	0.002	0.002	0.01
	Y	0.002	0.002	0.005
	Z	0.056	0.082	0.06

表 7.4.3-1 安定度実測値 (3/3)
(ACP プログラム書換え後)

定常制御 安定度		1991/09/19 Pass ID:0301	1991/10/21 Pass ID:1400	1991/10/25 Pass ID:0200
短期 I [arcsec]	X	0.2	0.2	0.4
	Y	0.2	0.1	0.2
	Z	1.2	1.3	2.0
短期 II [arcsec]	X	0.6	0.7	1.6
	Y	0.5	0.4	0.6
	Z	1.8	2.0	3.8
中 期 [arcsec]	X	1.2	1.1	1.4
	Y	1.3	1.1	1.0
	Z	9.6	8.0	5.6
長 期 [deg]	X	0.001	0.001	0.002
	Y	0.001	0.001	0.001
	Z	0.053	0.060	0.034

めである。

(b) 精捕捉制御

精捕捉制御系の太陽方向検出はTFSSを使用するように設計されていたが、7.2.2項で述べたように、TFSSは振幅0.016deg、周期12secで変動するという異常動作をしていたため制御系から切り離れた。

精捕捉制御では姿勢の安定度が高い区間と低い区間が明確に分かれた。表7.4.3-1中“()”で示されるもの

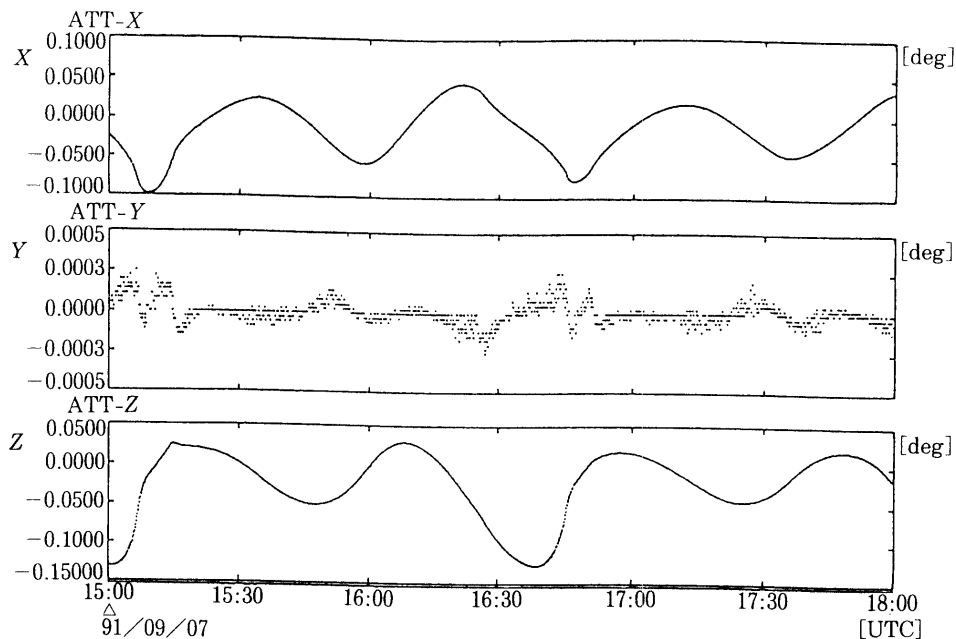


図 7.4.3-1 粗捕捉制御 機上姿勢決定値 (1/4)

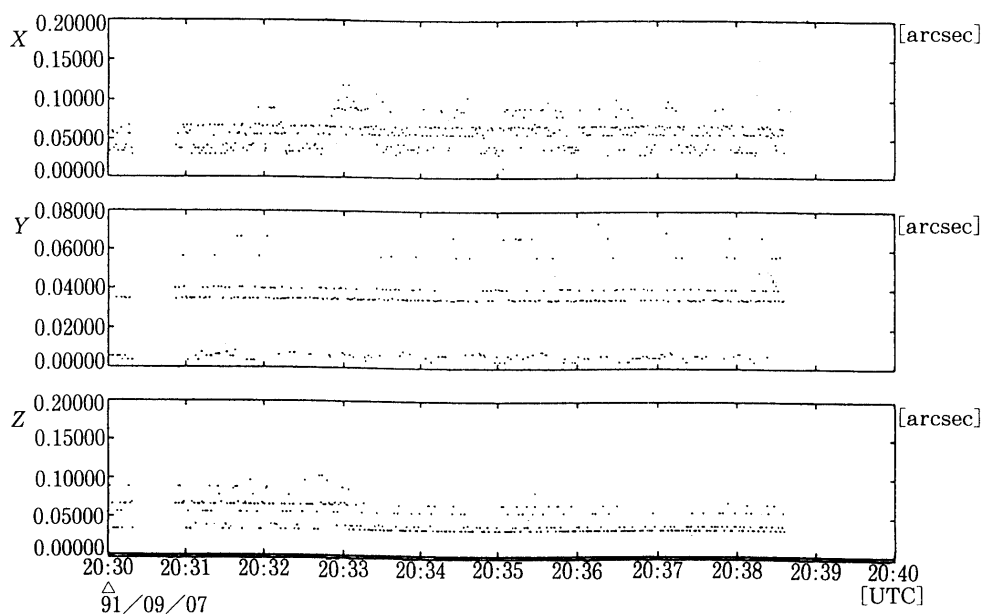


図 7.4.3-1 粗捕捉制御 短期安定度 I (2/4)

が安定度が低い区間のものであり、時間の比にして2割程度を占めている（図7.4.3-2参照）。

精捕捉制御モードで運用した場合、時間比で83%の期間は姿勢制御要求を満たしている。

表7.4.3-1の長期安定度の値は、姿勢安定度が劣化する期間に生じた姿勢変動である。姿勢安定度が劣化する期間を取り除いた残りの区間だけで見た長期安定度（指向性能）は表に示された値の4分の1程度に抑えられている。

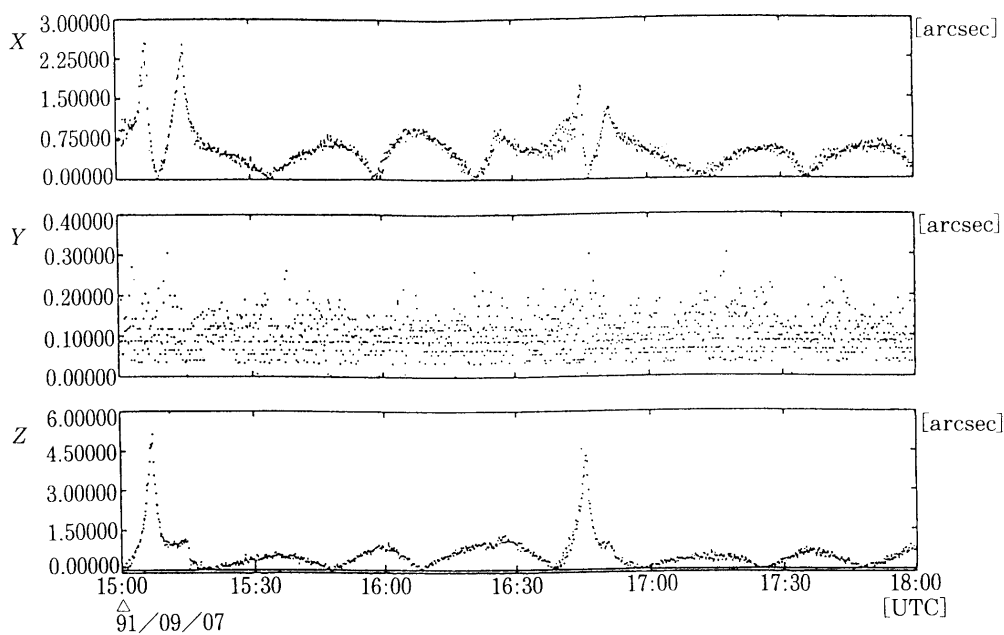


図7.4.3-1 粗捕捉制御 短期安定度Ⅱ (3/4)

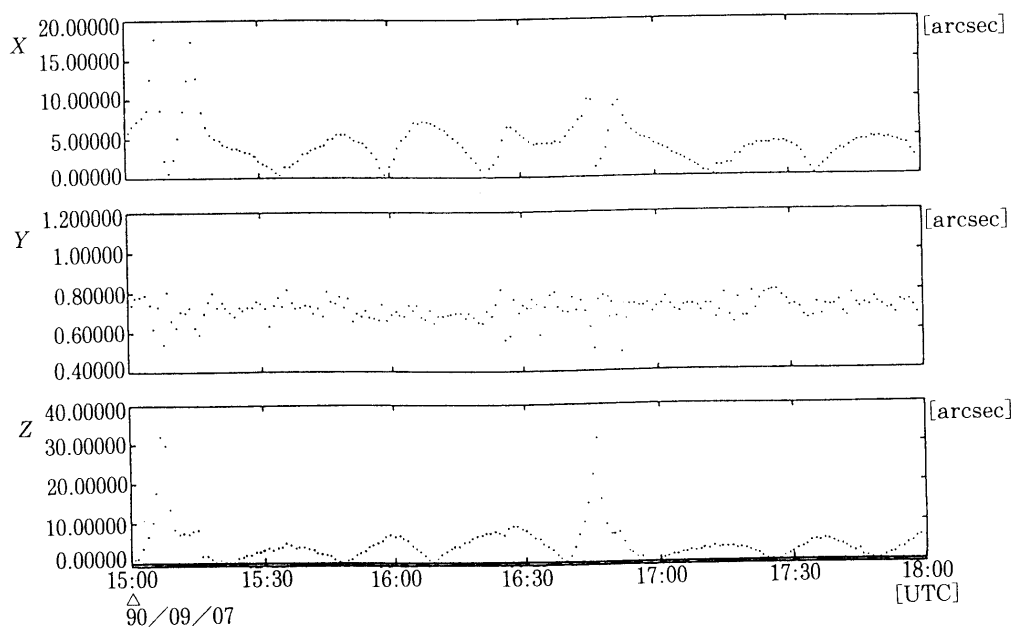


図7.4.3-1 粗捕捉制御 中期安定度 (4/4)

(c) 定常制御

精捕捉制御と同様の理由により初期の定常制御系では太陽方向の検出に NSAS を使用していたため、姿勢制御性能（特に Y 軸回り姿勢の短期安定度Ⅱ）は著しく劣化していた。

1991年10月14日～16日において、TFSS の故障に対応して搭載姿勢決定系のパラメタ（太陽センサ観測ノイズモデル）をフライトデータをもとに TFSS 設計時の観測ノイズに比して5倍の値に変更し、TFSS データを姿勢

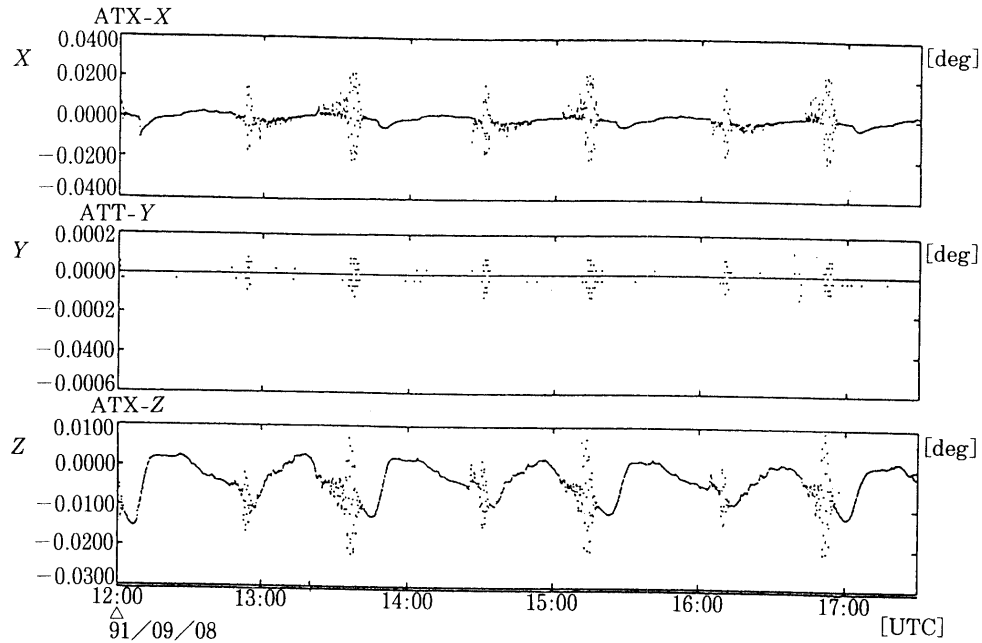


図 7.4.3-2 精捕捉制御 機上姿勢決定値 (1/4)

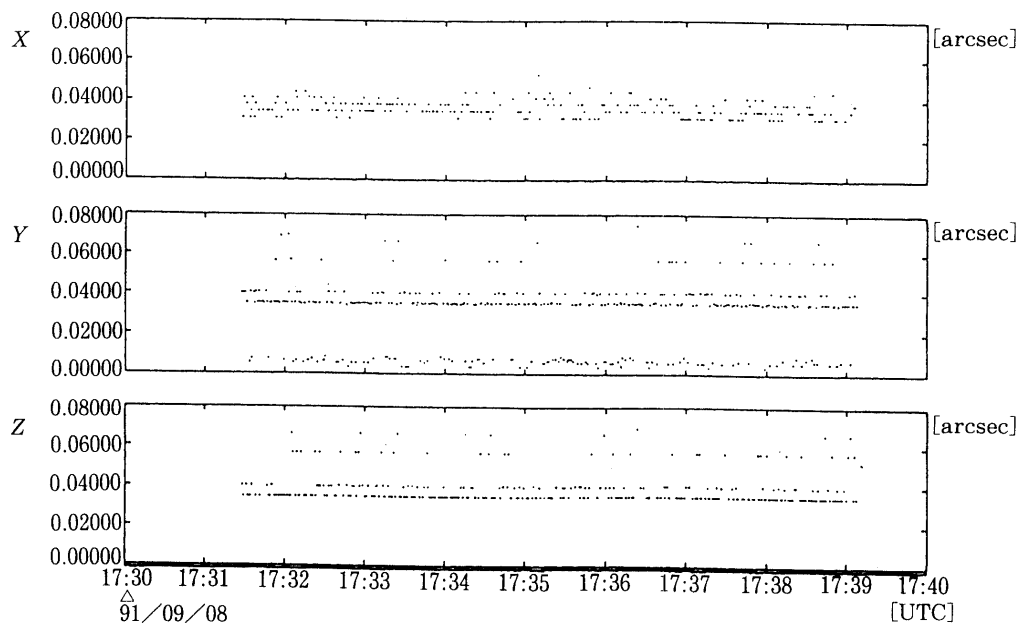


図 7.4.3-2 精捕捉制御 短期安定度Ⅰ (2/4)

更新に使用することにした。このプログラム書換えにより、姿勢決定値は7.2.2.1項にて述べたTFSSの太陽角出力変動の影響を受けにくくなった。一方、姿勢決定誤差が収束する時定数も長くなりほぼ2倍の時間（10分程度）を要するようになった。

定常制御モードにおける衛星の姿勢、及び姿勢安定度のプロファイルを図7.4.3-3に示す。搭載ソフトウェアの書換え後、Y軸回りの短期安定度Ⅱが改善されていることが表7.4.3-1より分かる。これはTFSSの出力変動

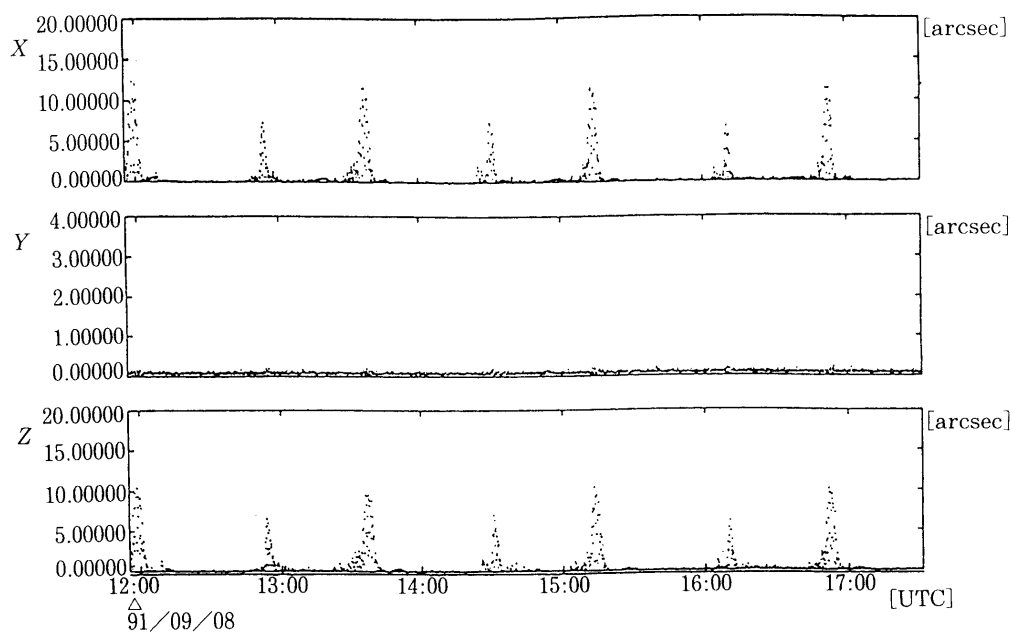


図7.4.3-2 精捕捉制御 短期安定度Ⅱ (3/4)

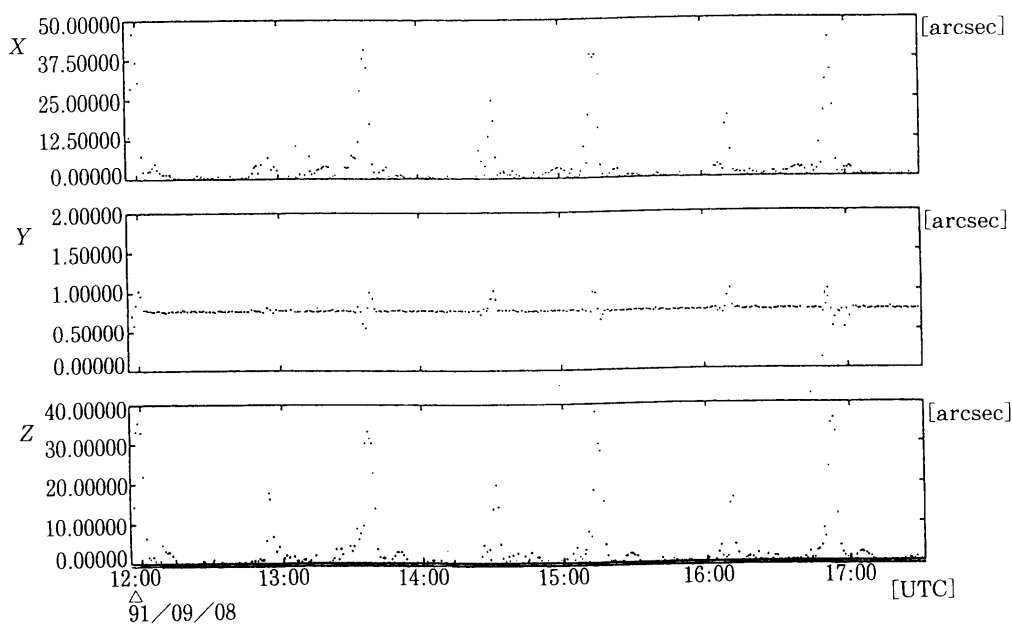


図7.4.3-2 精捕捉制御 中期安定度 (4/4)

の周期, 更に, 定常制御 Y 軸回り姿勢制御系の制御帯域はともに短期安定度Ⅱの評価時間の 8 秒に近く, 搭載ソフトウェア書換え前では, 短期安定度Ⅱが TFSS の出力変動の影響を受けていたためと考えられる. 一方, X 軸回りの姿勢制御系の制御帯域は Y 軸回りのものと同等であるが, X 軸回りの姿勢制御は CMG を用いており, 外乱入力に対して性能を発揮できる範囲が狭く, この範囲を逸脱すると性能が劣化する. それでも外乱環境が小さい時期には, この搭載ソフトウェア書換えにより性能が改善されている. なお, X 軸回りの外乱入力に性能

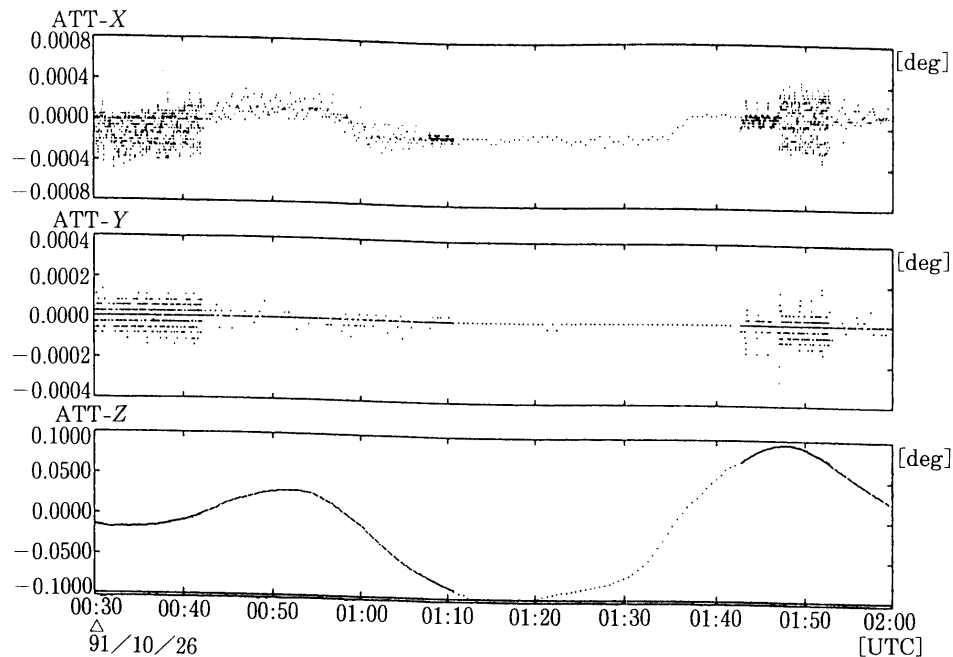


図 7.4.3-3 定常制御 機上姿勢決定値 (1/4)

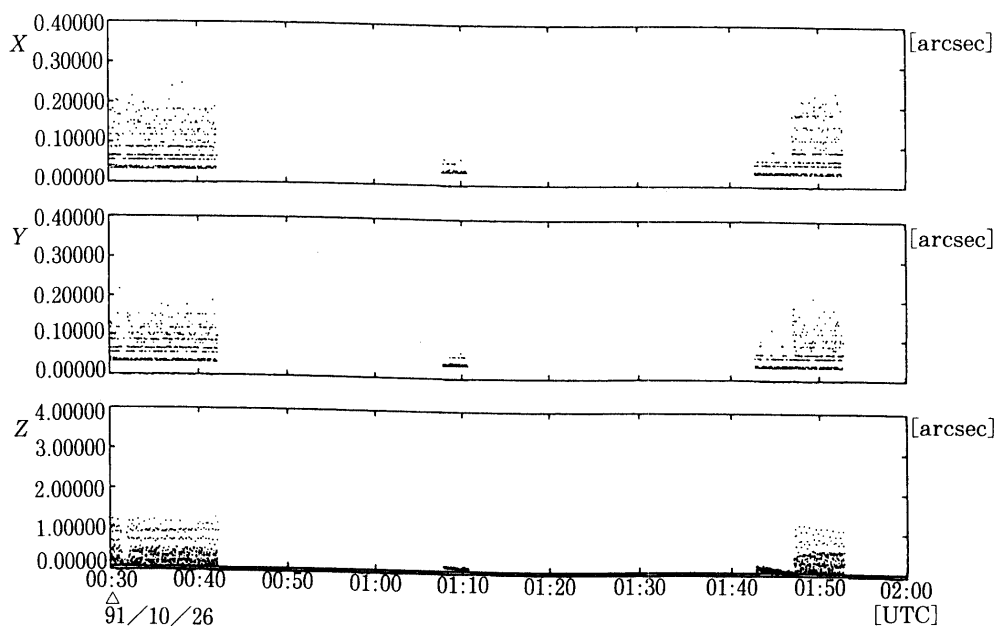


図 7.4.3-3 定常制御 短期安定度Ⅰ (2/4)

を発揮できる範囲, X 軸回り姿勢制御系に使用している CMG が飽和するか否かによっており, CMG は $2 \times 10^{-3} \text{Nms}$ までの角運動量を吸収できる.

TFSS の故障についての対策は 7.5 項で詳述する.

7.4.4 SXT フィルタホイールによる動作による干渉の評価

1991年9月14日に SXT のフィルタホイールが動作している状態で, 姿勢制御系が姿勢安定度要求を満足でき

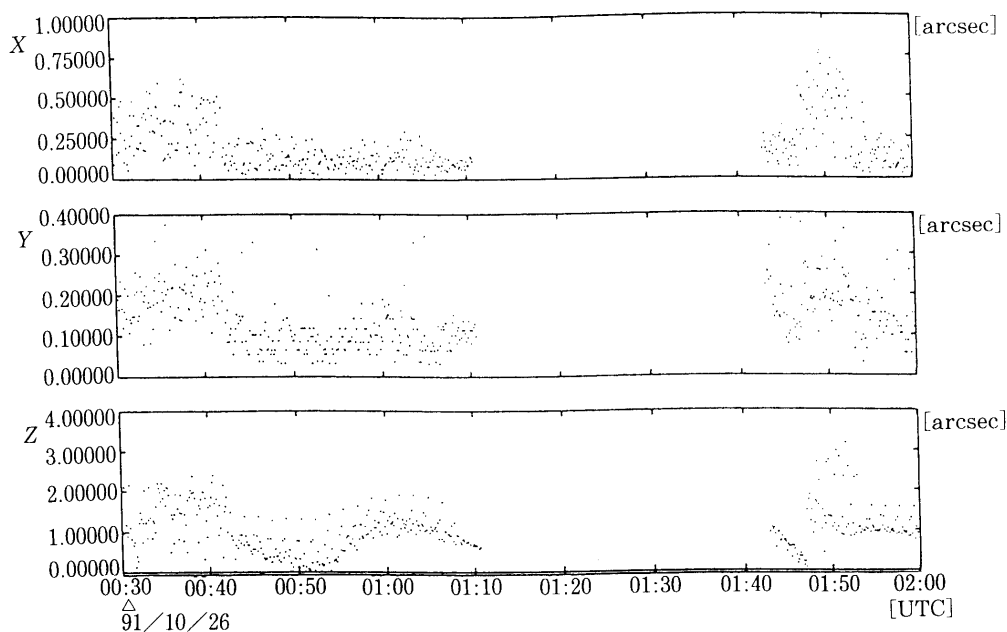


図 7.4.3-3 定常制御 短期安定度 II (3/4)

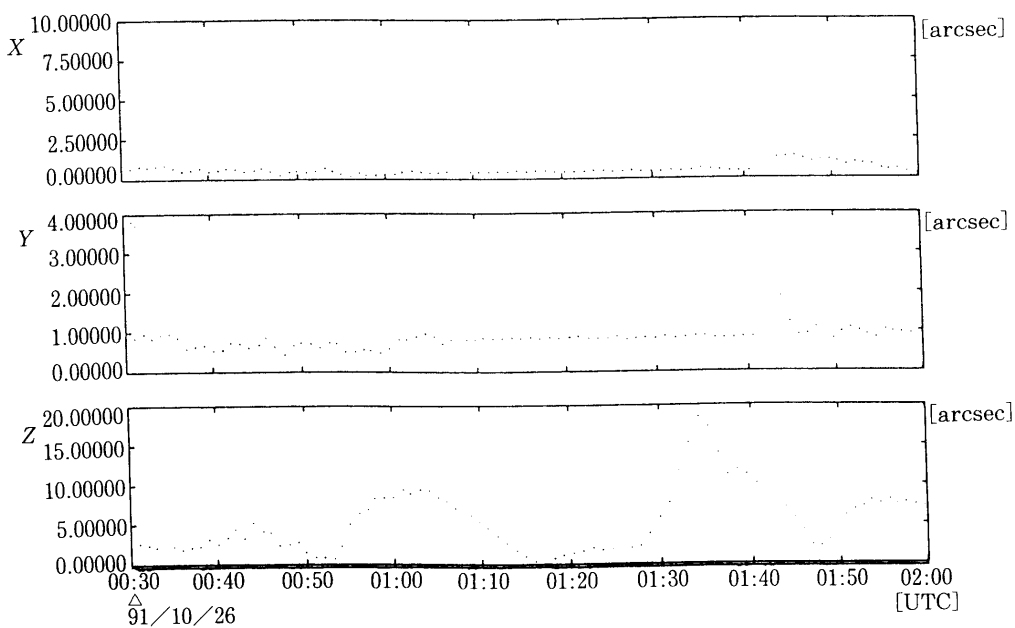


図 7.4.3-3 定常制御 中期安定度 (4/4)

るかを評価した。評価は粗捕捉制御、精捕捉制御及び定常制御の各制御モードについて行った。各モードにおける姿勢及び安定度を図7.4.4-1～3に示す。精捕捉制御及び定常制御では太陽センサによるTFSSを使用するように設計していたが、TFSSの太陽角出力異常が発生しており、干渉確認を行う時点でTFSSの動作が不確定であったため、粗捕捉制御以外のモードでもTFSSは使用せず、NSASで代用した。

各制御モードにおける姿勢安定度を、表7.4.4-1に示す。表中の姿勢変動はフィルタホイール動作5分前から10分間における姿勢変動幅を示す。また、表中DAYは日照中のデータであり、フィルタホイールはQUIET-HIモードまたはFLARE-HIモードで動作している。NIGHTは日陰中のデータであり、フィルタホイールはFLARE-HIモードで動作している。

日照中は安定度が低く、定常制御モードでも性能要求を満たしていないものがあった。また、制御モードについては粗捕捉・精捕捉・定常の順で安定度は低くなっている。

表 7.4.4-1 フィルタホイール動作時の姿勢安定度 (1/3)
1991/09/14 PASS-ID: 1200

制御モード	粗 捕 捉 制 御					
	DAY			NIGHT		
	X	Y	Z	X	Y	Z
短期Ⅰ [arcsec]	0.3	1.0	1.7	0.2	0.1	1.6
短期Ⅱ [arcsec]	1.3	7.0	4.0	0.9	0.3	2.4
中期 [arcsec]	3.0	11.	5.0	0.9	0.8	22.6
長期 (バス中の P-P)	0.6	0.7	0.8	18.	0.8	23.
	[arcmin]			[arcsec]		

太文字は要求される姿勢安定度を逸脱するものを示す。

表 7.4.4-1 フィルタホイール動作時の姿勢安定度 (2/3)
1991/09/14 PASS-ID: 1301

制御モード	NSAS 粗捕捉制御					
	DAY			NIGHT		
	X	Y	Z	X	Y	Z
短期Ⅰ [arcsec]	0.5	2.0	1.5	0.3	0.2	1.8
短期Ⅱ [arcsec]	2.5	8.0	6.0	1.0	0.2	4.0
中期 [arcsec]	8.0	7.0	13.	2.0	1.0	4.0
長期 (P-P) (バス中の P-P)	1.3	0.4	0.9	13.	0.4	19.
	[arcmin]			[arcsec]		

太文字は要求される姿勢安定度を逸脱するものを示す。

表 7.4.4-1 フィルタホイール動作時の姿勢安定度 (3/3)
1991/09/14 PASS-ID: 1400

制御モード	NSAS 粗捕捉制御					
	DAY			NIGHT		
	X	Y	Z	X	Y	Z
短期Ⅰ [arcsec]	1.8	1.9	2.3	0.2	0.2	2.3
短期Ⅱ [arcsec]	10.	8.0	6.0	1.0	0.2	3.0
中期 [arcsec]	6.0	6.0	8.0	1.0	1.0	4.0
長期 (P-P) (バス中の P-P)	0.5	0.4	1.4	2.2	0.7	61.
	[arcmin]			[arcsec]		

太文字は要求される姿勢安定度を逸脱するものを示す。

日照中に安定度が低いのは、精捕捉制御及び定常制御を NSAS で運用しているためである。これらの制御モードは TFSS で運用するように設計されており、姿勢制御誤差に対するフィードバックゲインが非常に高く設定されている。NSAS の 1 デジット (0.025deg ~ TFSS の 46 デジットの入力変化に相当する) の変化でも、粗捕捉制御に比べて大きなアクチュエータ駆動信号を発生する。このため、これらの制御ゲインが高いモードでは日照中の姿勢安定度が低くなった。従って、TFSS が正常な動作をしていて、これを姿勢検出に使用したと仮定し

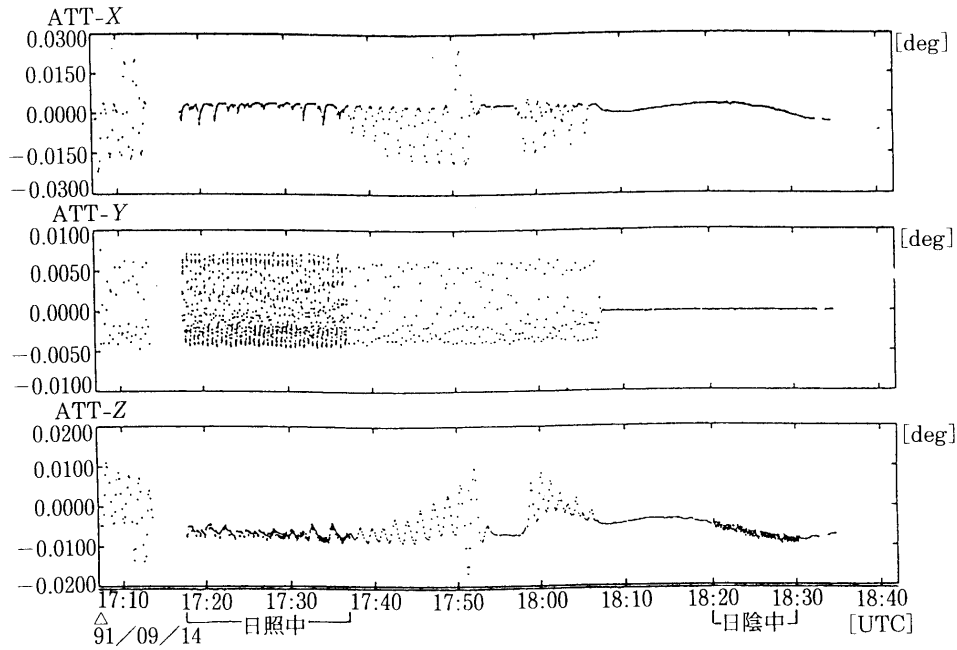


図 7.4.4-1 フィルターホイール動作時 粗捕捉制御 機上姿勢決定値 (1/4)

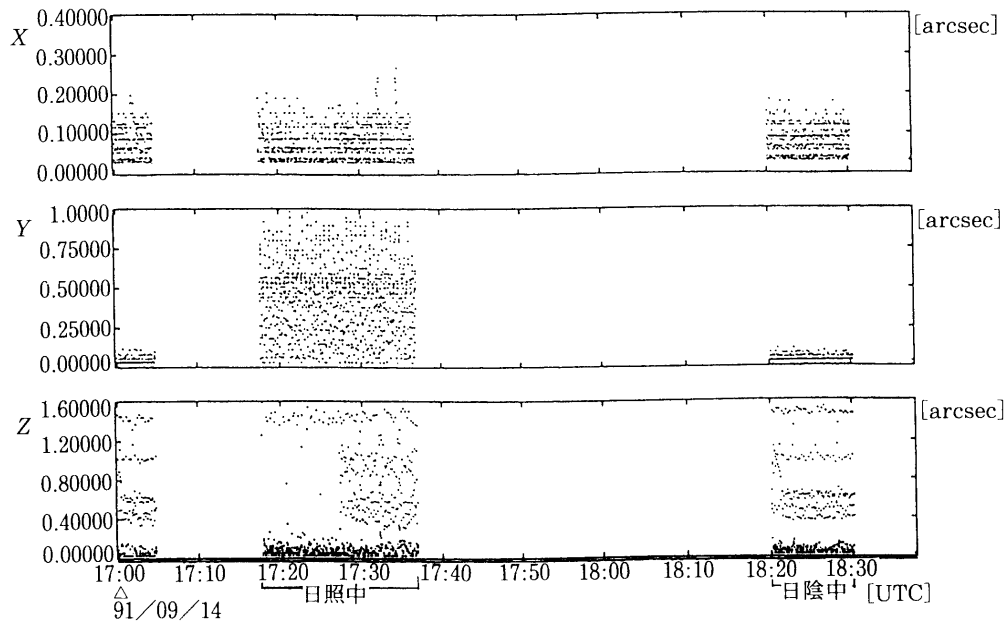


図 7.4.4-1 フィルタホイール動作時 粗捕捉制御 短期安定度 I (2/4)

た時の姿勢安定度は、日照中よりむしろ日陰中の安定なものに近いと考えられる。

図7.4.4-4は地上試験でフィルタホイールによる内部擾乱の姿勢制御系への干渉を評価した試験結果であり、図7.4.4-5はフィルタホイールが動作する期間を含む衛星姿勢プロファイルを示すフライトデータである。地上試験では、最良の磁場環境を与えていること、外乱トルクを働かせていないこと等により、精度面でフライトデータと比較できないが、擾乱により姿勢が乱れ、この姿勢誤差を約5分の時定数で吸収している様子が分かる。

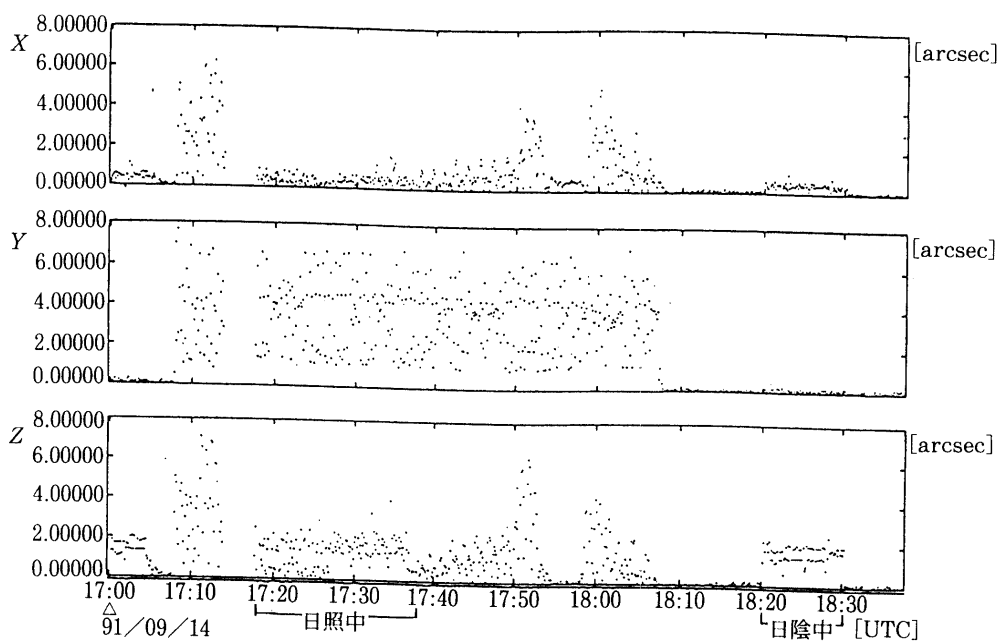


図7.4.4-1 フィルタホイール動作時 粗捕捉制御 短期安定度 II (3/4)

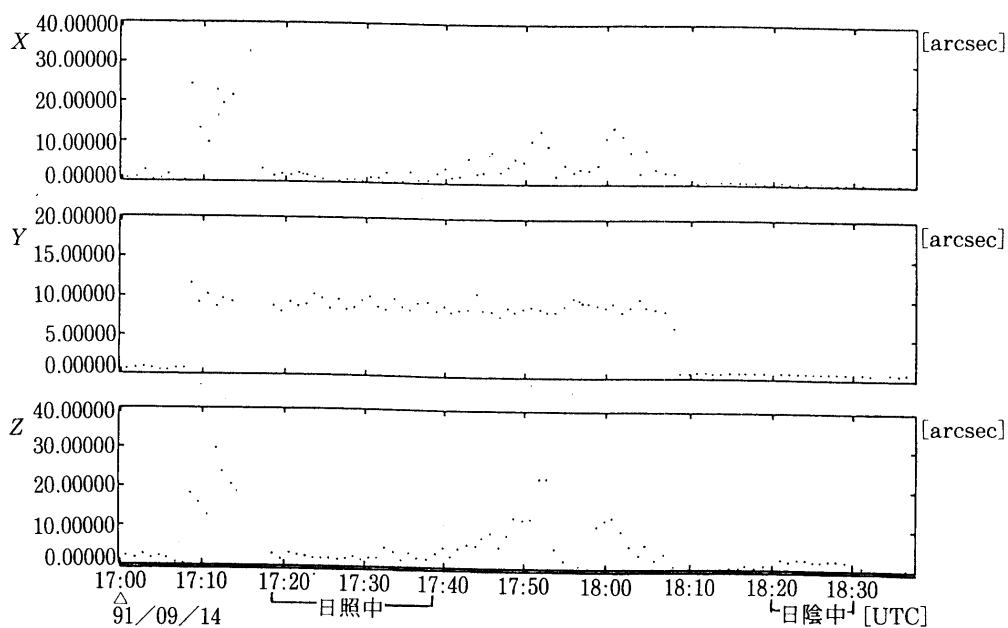


図7.4.4-1 フィルタホイール動作時 粗捕捉制御 中期安定度 (4/4)

TFSSを使用した定常制御モードの姿勢安定度を第7.5節で述べる。

7.5 精太陽センサの不具合発生と姿勢制御系の対処

軌道上でTFSSの太陽角出力が振幅0.008deg、周期12秒で変動していることが認められた。このため、初期運用では姿勢制御にNSASのみを使用した。

NSASは、分解能が粗く、0.025degである。NSASの分解能以下の範囲で姿勢変動している間は、姿勢誤差は

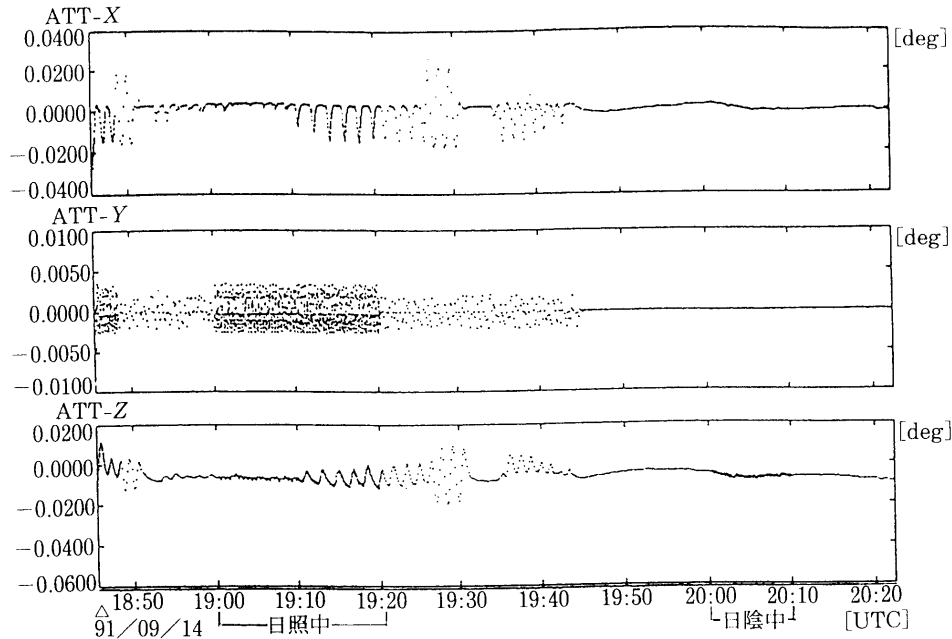


図 7.4.4-2 フィルタホイール動作時 精捕捉制御 機上姿勢決定値 (1/4)

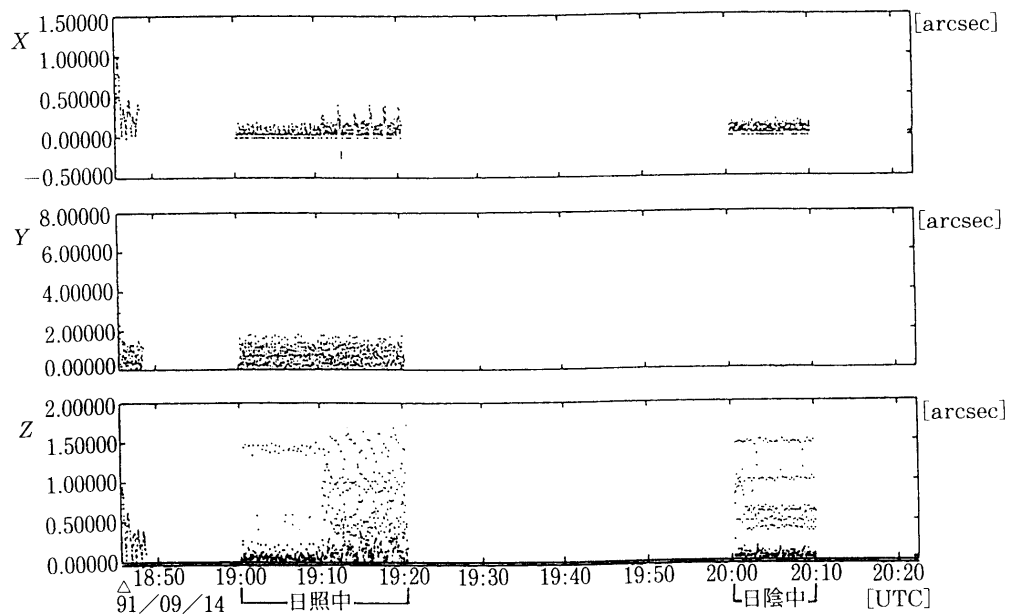


図 7.4.4-2 フィルタホイール動作時 精捕捉制御 短期安定度 I (2/4)

IRUの伝播姿勢のみで検出されており、姿勢の安定度は非常に高い状態にある。しかし、NSASの1デジットの切り替わる方向に太陽がある点では0.25degの大きな観測誤差がカルマンフィルタに入力され、カルマンフィルタはリセットされ、姿勢決定値は観測残差に相当する角度だけ更新される。姿勢制御系は高い姿勢制御精度を発揮するように、姿勢のフィードバックゲインに大きなものを採用している。このため、カルマンフィルタがリセットすると著しく姿勢安定度を劣化させてしまう。

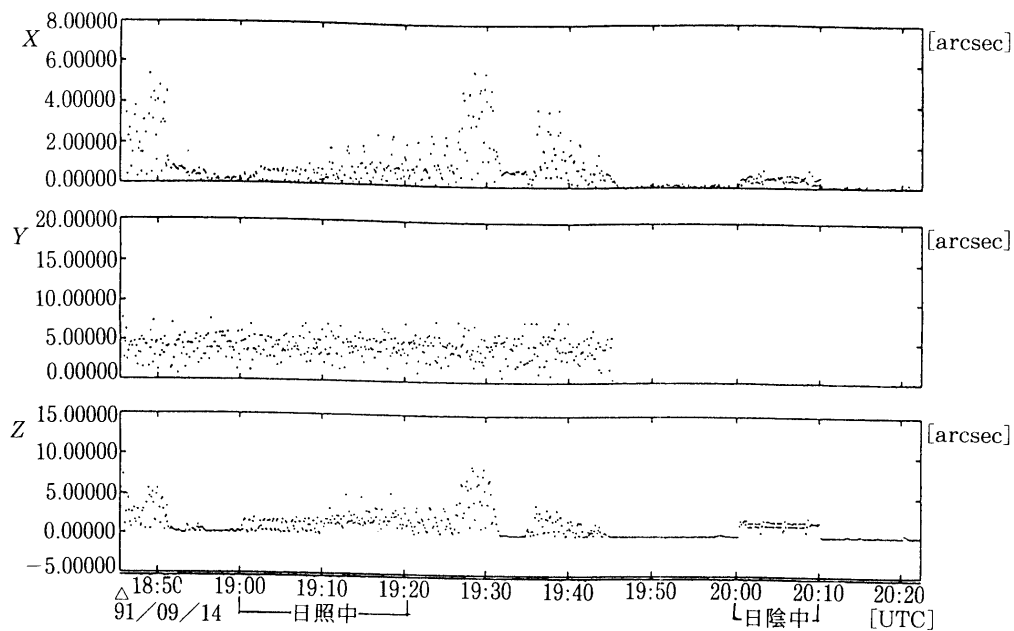


図 7.4.4-2 フィルタホイール動作時 精捕捉制御 短期安定度 II (3/4)

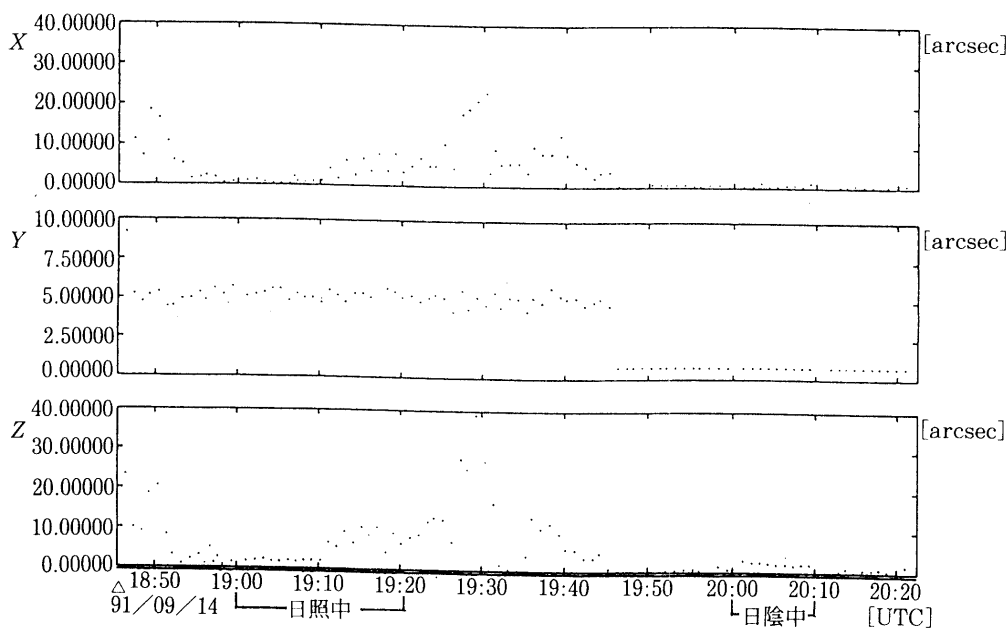


図 7.4.4-2 フィルタホイール動作時 精捕捉制御 中期安定度 (4/4)

NSASを使用する場合の姿勢安定度を向上させるため、カルマンフィルタのリセット角を0.009deg から0.03deg に変更した。この結果リセットはほとんど起こらず、太陽角の変動に姿勢決定結果は緩やかに追従し、姿勢決定度は表7.5.-1に示されるように向上した。

初期運用のほぼ2週間分のTFSSの太陽角データの解析の結果、太陽角変動の周期及び振幅は一定であることが分かった。TFSSの出力が示す変動幅はNSASの分解能より小さく、TFSSを使用した方が制御精度が向上さ

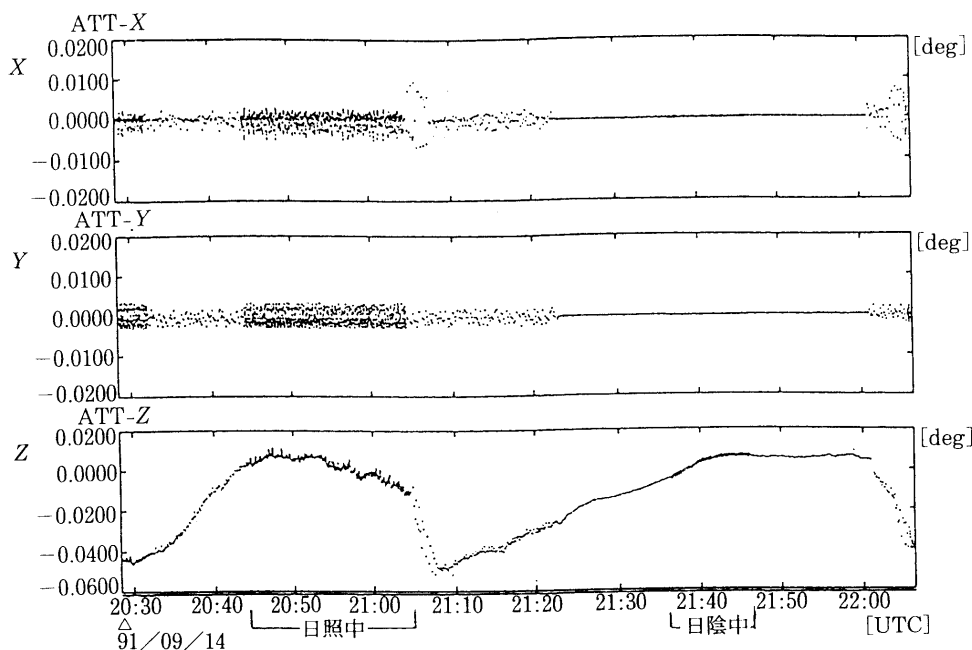


図7.4.4-3 フィルタホイール動作時 定常制御 機上姿勢決定値 (1/4)
プログラム書換前

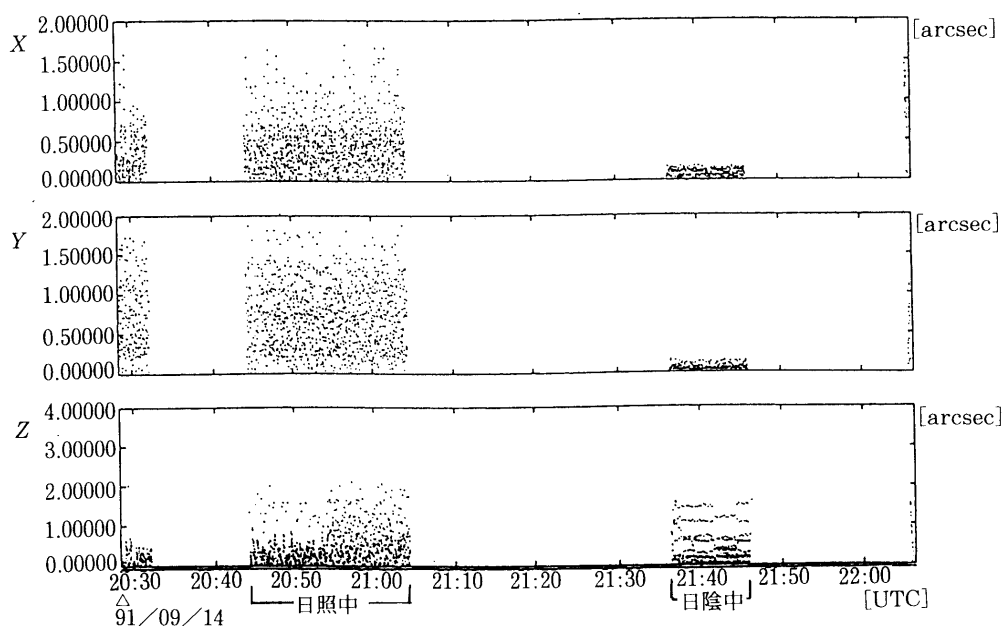


図7.4.4-3 フィルタホイール動作時 定常制御 短期安定度 I (2/4)
プログラム書換前

れると考えられ、TFSSに切替えた。カルマンフィルタのリセット角もNSAS運用で使用している0.03degが適当と判断した。この時点での姿勢安定度を表7.5-1に示す。ミッション系の姿勢安定度要求を完全に満足する安定度が得られている。

搭載姿勢決定系のセンサノイズモデルには、TFSSが正常動作をする場合のパラメタがプログラムとして書き込まれている。具体的には、2.7節にて搭載姿勢決定系について説明したところで使用したパラメタ R_v (光学セ

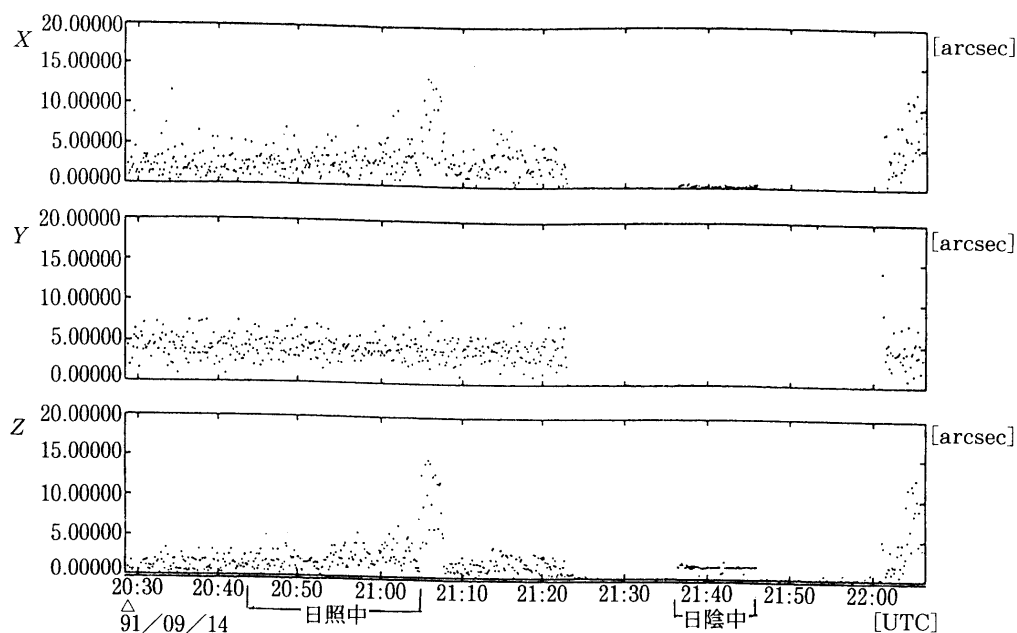


図7.4.4-3 フィルタホイール動作時 定常制御 短期安定度Ⅱ(3/4)
プログラム書換前

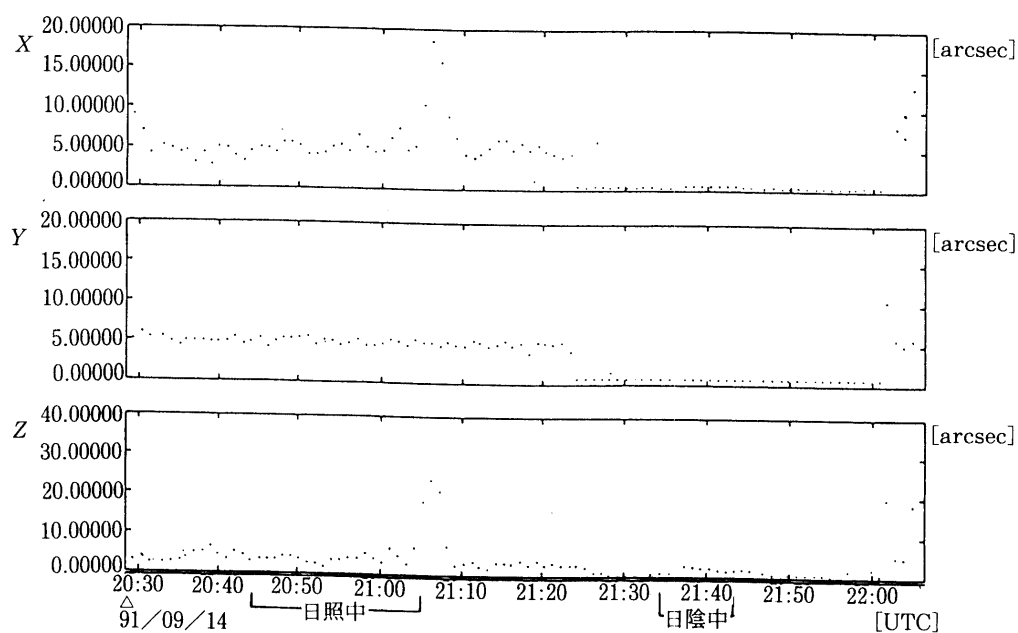


図7.4.4-3 フィルタホイール動作時 定常制御 中期安定度(4/4)
プログラム書換前

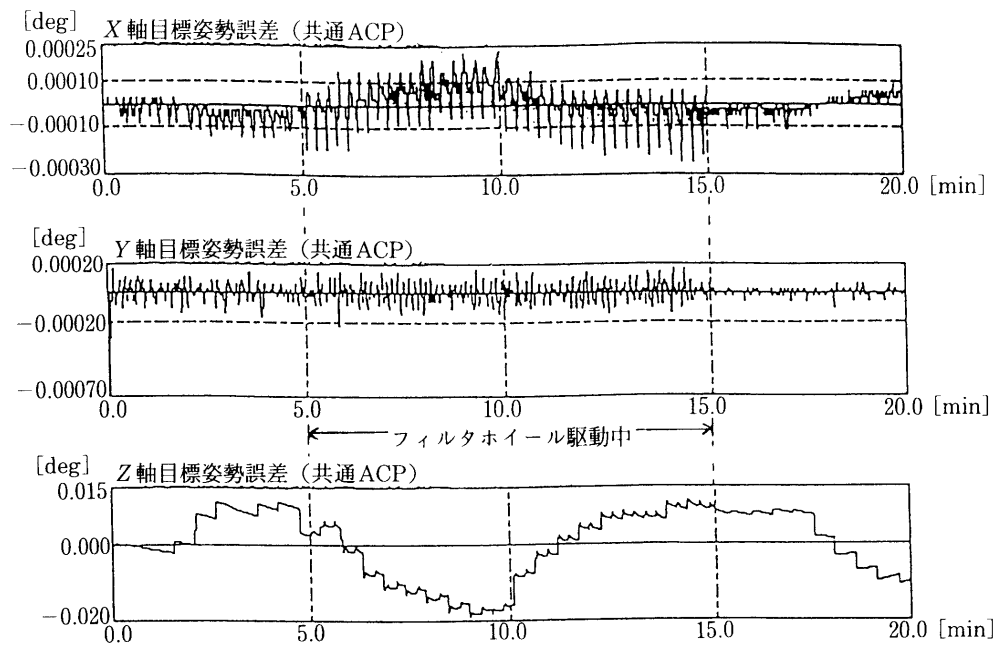


図 7.4.4-4 フィルタホイール動作中の衛星姿勢（地上試験結果）

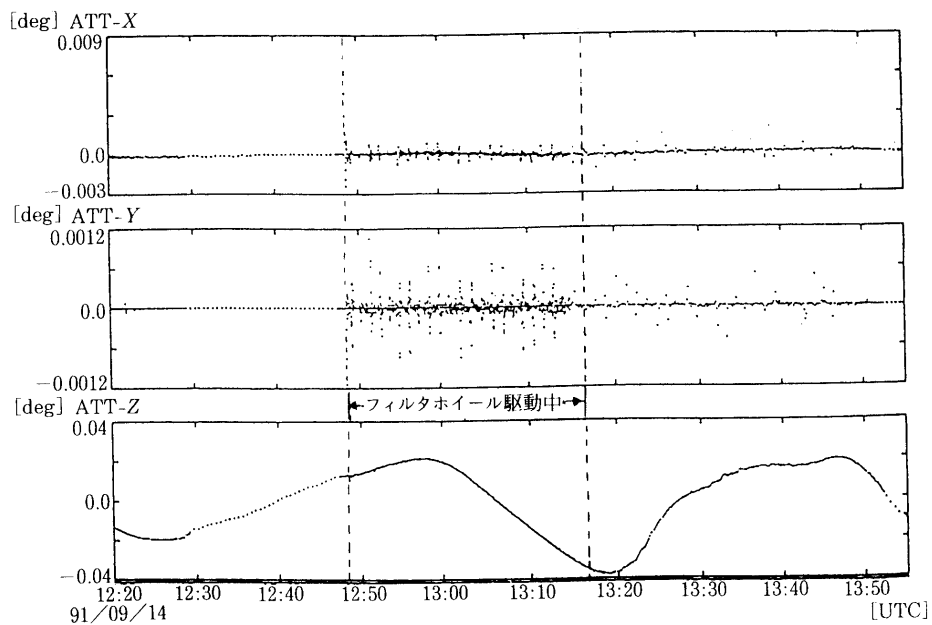


図 7.4.4-5 フィルタホイール動作中の衛星姿勢（フライトデータ）

表 7.5-1 TFSS 故障下での姿勢安定度改善

姿勢安定度		NSAS 運用	TFSS プログラム 書き換え前	TFSS プログラム 書き換え後
短期安定度 I (1 sec)	X	1.8	0.3	0.4
	Y	1.9	0.4	0.2
	Z	2.3	1.3	1.5
短期安定度 II (8 sec)	X	10.0	1.4	0.7
	Y	8.0	1.6	0.4
	Z	6.0	1.7	2.0
中期安定度 (1 min)	X	6.0	1.5	1.2
	Y	6.0	1.8	1.3
	Z	8.0	10.0	8.0
長期安定度 (p-p in 1 Rev)	X	30.0	8.0	4.0
	Y	25.0	8.0	4.0
	Z	85.0	300.0	220.5

Unit=arcsec

各安定度は軌道1周回中の最大値(3 σ 値相当)を記載した。

ンサの誤差の分散値)を通じてセンサノイズをモデル化しており、X、Y軸回り姿勢決定系に対して、この値にTFSSの設計精度0.001deg 安全係数1.5を乗じた値、0.0015degを設定していた。

TFSSの不具合のため太陽角の精度は0.008degに劣化した。これに伴い、姿勢決定系の R_v 値も変更することが好ましく、現 R_v 値を25倍にし、TFSS精度0.075degのセンサモデルに書き換えた。この値より大きな値を設定すると、大きな姿勢伝播誤差(ただし、リセット角より小さい)が存在する時、姿勢更新に著しく時間を要するようになり、ミッション要求である日照開始後5分以内に姿勢を静定することが困難となる。

プログラムを'91 10/14~16にかけて書き換えた。その結果、表7.5-1に示すように短期安定度IIがさらに改善された。これは、短期安定度IIで規定する姿勢変動の時間幅(8秒)とTFSSの変動(6秒ごと)、及び定常制御系の固有振動数(0.1Hz)の帯域と重なった状態にあった系に対して、姿勢決定値の太陽角変動に対する応答を緩めることによって、姿勢制御系の帯域をずらしたのと等価な改善を施したためである。

7.6 地上姿勢決定系の性能

本項では打ち上げ後、初期運用～定常運用において地上姿勢決定系の性能を評価した結果についてまとめる。

(1) 評価経緯

① 初期パラメータチューニング

初期運用終了後から定常運用移行後の1か月間の期間、実機データでの地上姿勢決定系の性能評価、並びに、これに基づくパラメータチューニングを行った。

② 定常運用確立後(91.11~92.2)の精度検討

不連続区間の誤差伝播、ドリフトレート推定性能について評価を行った。

①の時点より、パス単位のデータ処理を時間指定のデータ処理が可能のようにソフトウェアを変更し、細切れたパス運用の処理に対処した。

③ 定常業務

テレメトリのデータベース(シリウス)から日々取得しているテレメトリデータを読み込み、姿勢決定処理を行っている。姿勢決定結果はデータベース化して蓄積し、管理している。

(2) 評価法

姿勢決定精度を評価する際のリファレンスとしてHXTの太陽姿勢計(HXA)データを用いた。

比較の際には、HXAデータがXY平面内での太陽方向、姿勢制御系データがX、Y、Z軸回りの微小オイラー角で示されているため大きな変動(10"角以上)については、三軸カップリングの影響を考慮すること

が必要である。

ドリフトレートの推定性能については上記の姿勢決定状況を見るとともに、ジャイロの安定度を DAY to DAY で $1/1000^\circ$ 以内として評価した。

(3) 評価結果

打ち上げ後の1991年10月後半に DSN が使えるようになり、日々の観測が定常運用に入った11月以降より実施した決定処理の状況を以下に報告する。

図 7.6-1 に姿勢決定結果例、図 7.6-2 に1年間の姿勢決定履歴を示す。なお、ドリフトレート推定の年間履歴は図 7.2.1-1 において示した。

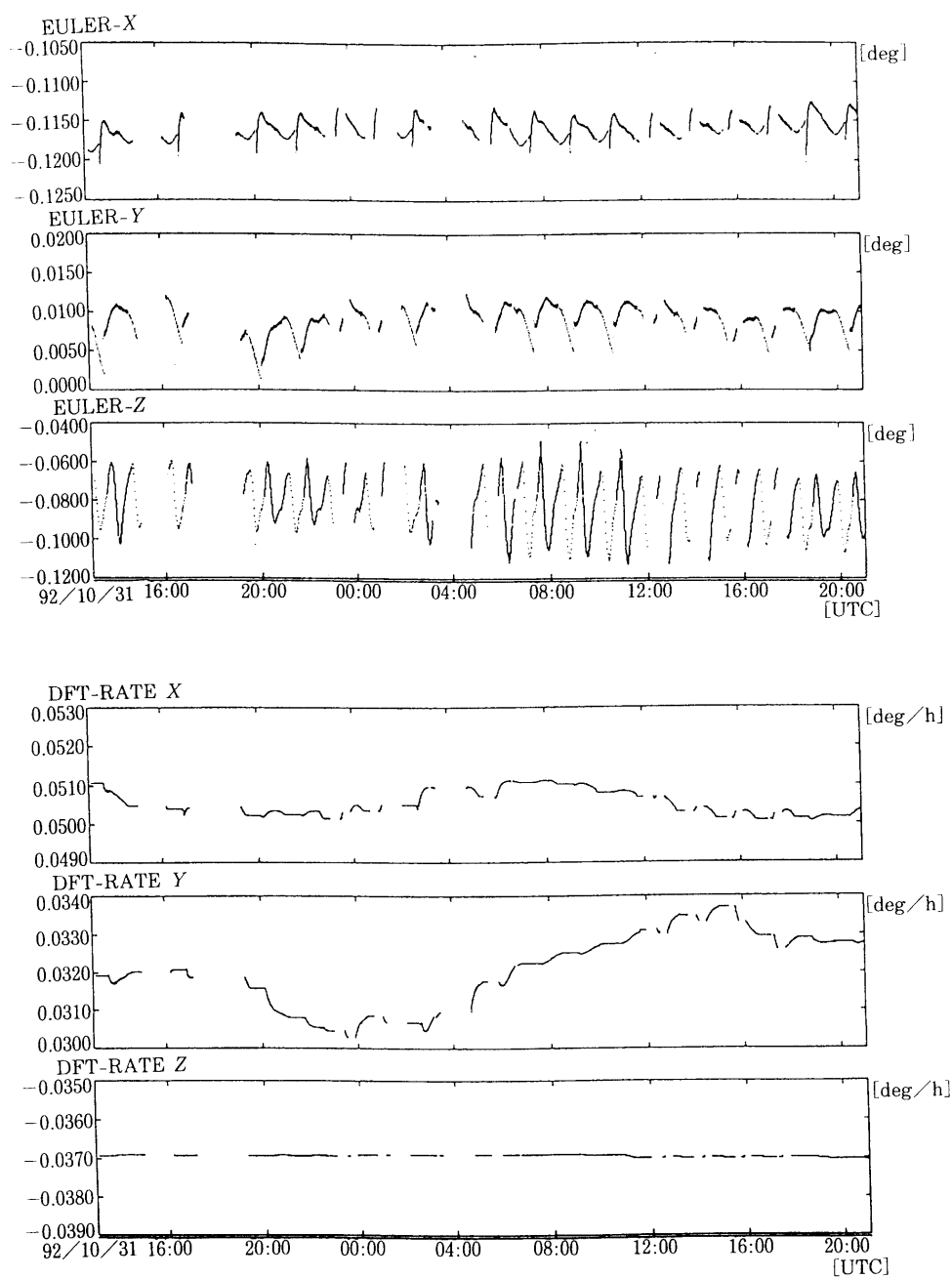


図 7.6-1 姿勢決定結果例

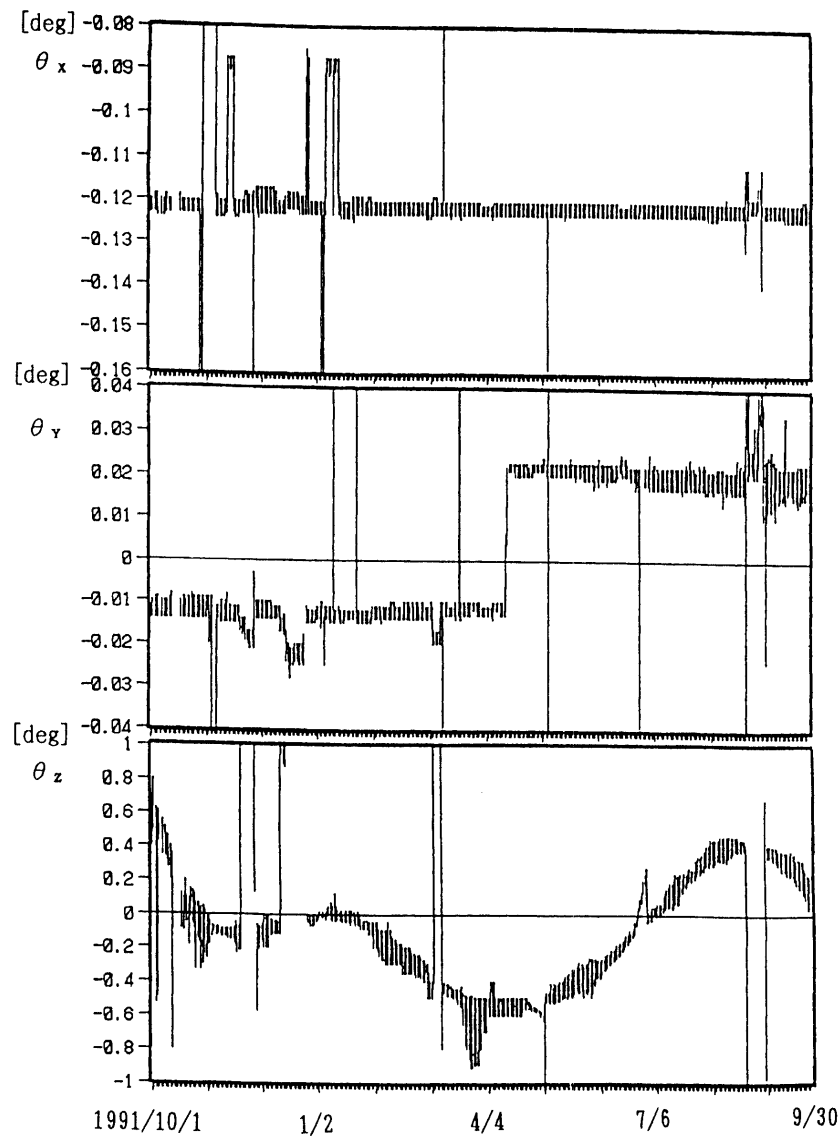


図 7.6-2 姿勢決定値の年間履歴

定常運用初めの一時期、観測側から X/Y 軸回り $2''$ 角の精度要求があり検討を行ったが、TFSS の取り付けパネルの熱による歪み等も考慮に入れる必要があり、“ようこう”では無理ということに結論づけられた。今後の衛星で、このような精度を必要とする場合は、観測機器と同じ位置に姿勢検出器を取り付ける等の考慮が必要である。

7.7 空力外乱トルクの見積り

自然外乱の評価を行うことは、

- 衛星のアクチュエータのサイジング
- セーフホールド時（姿勢制御ロジックがシンプルなハードワイヤードロジックであるため、衛星の総角運動量制御を行わない時期）の許容期間見積り
- 運用時の姿勢安定度見積り

にとって重要である。“ようこう”のような低軌道周回衛星が被る自然外乱には、

- ① 大気抵抗トルク
- ② 重力傾斜トルク
- ③ 太陽放射圧トルク
- ④ 残留磁気トルク

が挙げられる。②～④は衛星や環境の力学特性が実用上十分な精度で評価されているのに対し、①大気抵抗トルクの要因となる、

- ・大気密度モデル
- ・希薄大気分子流と衛星表面の衝突・反射過程

には不明確な要素が多い。

“ようこう”は姿勢指向精度・安定度が高く、従って大気抵抗トルクを含めた自然外乱量推定の精度も高い。今回、この不確定要素の多い大気抵抗トルクの推定をいくつかの仮定を導入して行った結果、“ようこう”のA

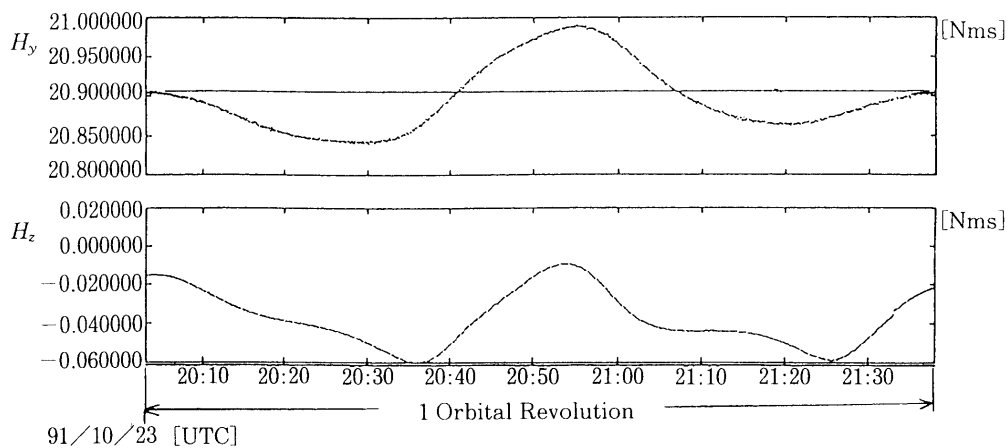


図 7.7-1 ホイールの保有する角運動量

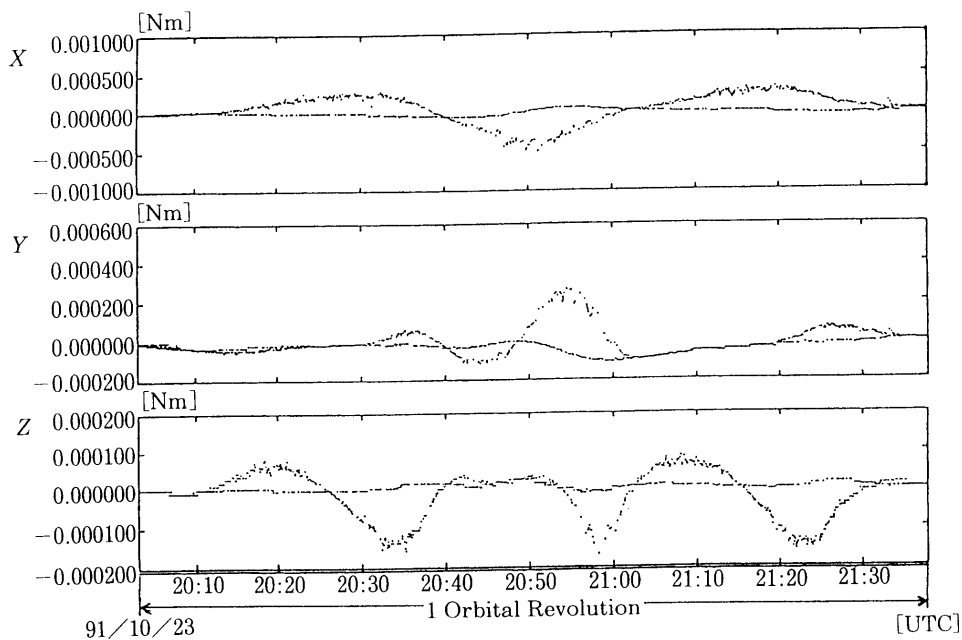


図 7.7-2 MTQ 発生トルク

クチュエータデータから推定した自然外乱量と比較して、良好な結果が得られることが分かった。

7.7.1 自然外乱量の実測

“ようこう”の自然外乱量実測は、アクチュエータの挙動で評価できる。すなわち、姿勢を一方方向に保とうとするアクチュエータの挙動が自然外乱量に一致するはずであり、これらの積分値が衛星に蓄積される角運動量となる。

図7.7-1～3は、MW・MTQ・CMGのトルク変化例(軌道1周回分)である。MTQによる発生トルクは直接求められないため、MTQ電流値とGASで検出した地磁場成分の外積から計算した。

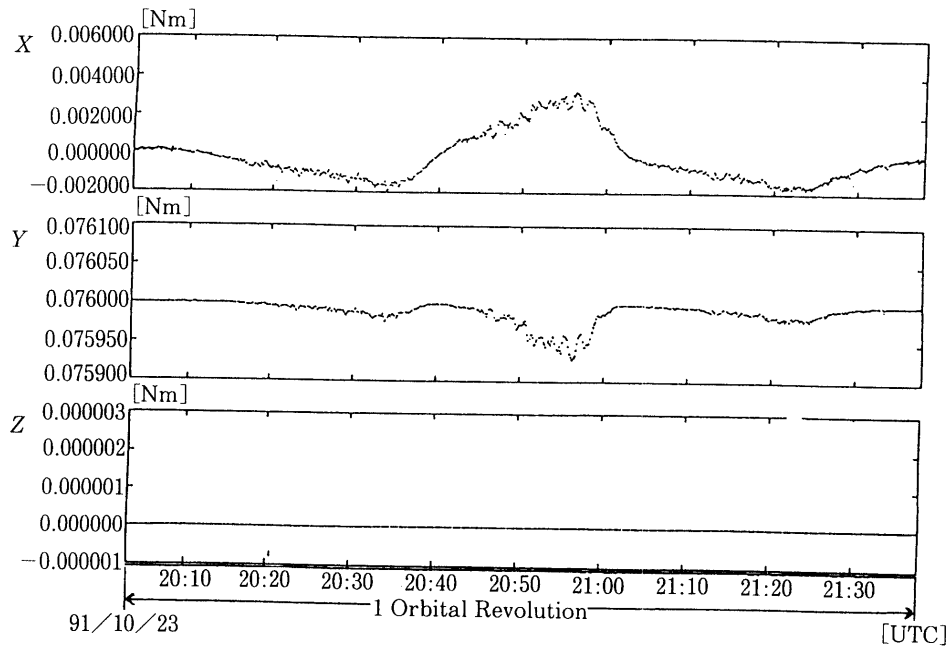


図 7.7-3 CMG 発生トルク

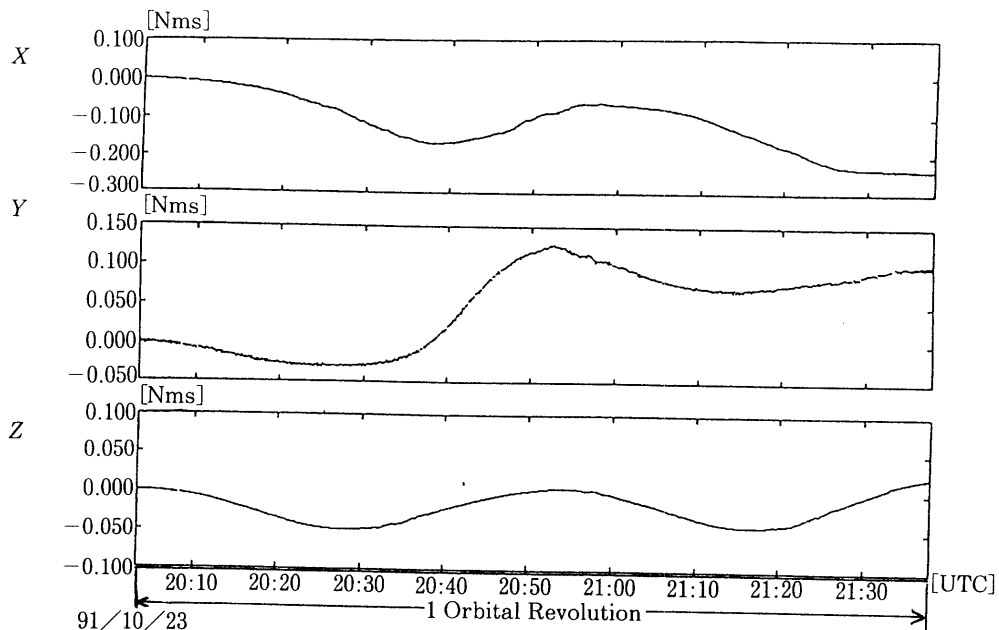


図 7.7-4 軌道一周回中の衛星角運動量変化(実測)

これらのトルクを軌道1周回の期間積分した結果を、図7.7-4に掲げる。積分開始時の角運動量を0としているため、このグラフは軌道1周回で衛星に蓄積される角運動量変化を表している。

7.7.2 自然外乱量の推定

自然外乱量を推定する際、特に大気抵抗トルク推定については以下の仮定、並びに手法をとりいれた。

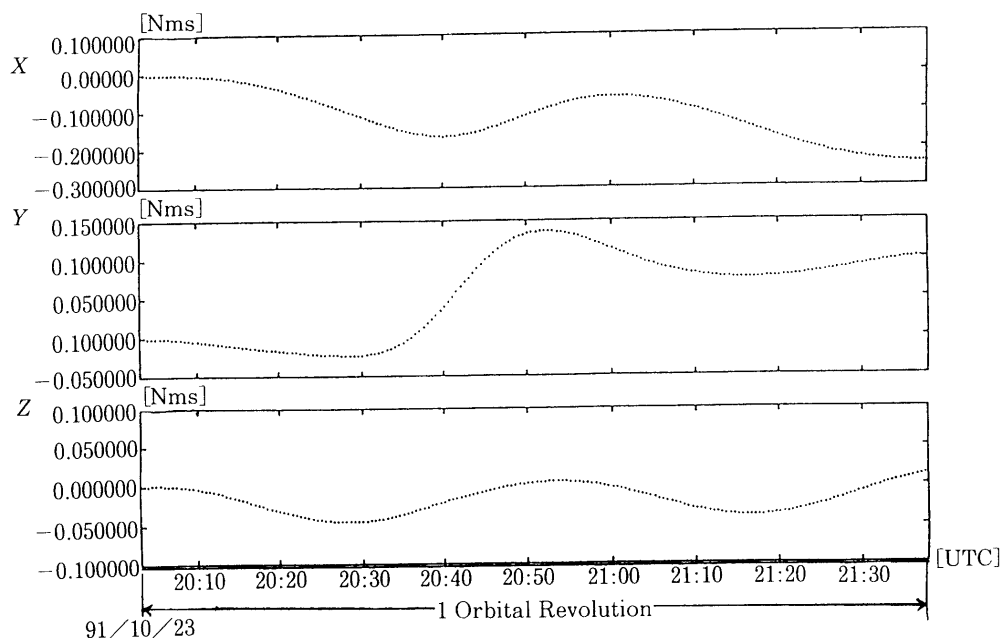


図 7.7-5 軌道一周回中の衛星角運動量変化（シミュレーション）

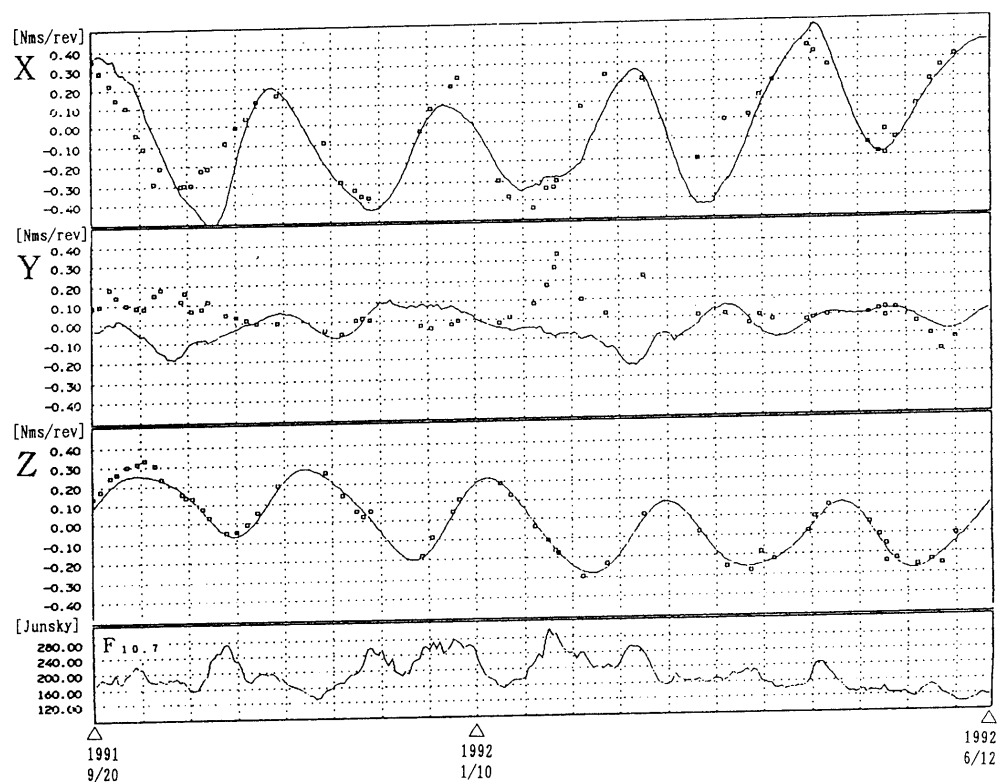


図 7.7-6 衛星角運動量の変化

- ① 大気的自由分子流は衛星表面では完全吸収されるものとする。(考えられる衛星表面温度の範囲内では、この仮定は妥当と思われる⁽¹⁾)
- ② 大気密度モデルに CIRA72⁽²⁾ を適用。
- ③ 太陽電波強度 10.7cm 波 (F 10.7) を②の大気密度モデルの入力とし、通信総合研究所 (CRL) で発表された値を日ごとに参照。
- ④ トルク計算時、衛星の影の部分には分子流が当たらないように影の影響を考慮 (計算時間短縮のため、単位速度・密度の分子流が励起する発生トルクを事前に計算してテーブル化)。

以上の前提を考慮して、他の自然外乱も含めて推定した例を図 7.7-5 に示す。これは図 7.4-4 と同じ期間の蓄積角運動量推定結果であり、実測と良く一致していることが分かる。

また、1 軌道周回で蓄積される角運動量の変化を図 7.7-6 に示す。実線は推定値、プロットは実測値である。

7.7.3 自然外乱推定結果のまとめ

今回自然外乱を評価した結果、以下のことが分かった。

① 自然外乱量の配分

“ようこう”の場合、その軌道高度、衛星形状から、各軸回りの発生トルク要因が異なっている。図 7.7-6 の全期間の自然外乱量配分の平均値 (推定結果) を表 7.7-1 に示す。

表 7.7-1 各軸回りの発生トルク配分 (推定結果)

	X 軸回り	Y 軸回り	Z 軸回り
大気抵抗トルク	40%	80%	10%
重力傾斜トルク	60%	20%	90%
太陽輻射トルク 残留磁気トルク	1% 以下	1% 以下	1% 以下

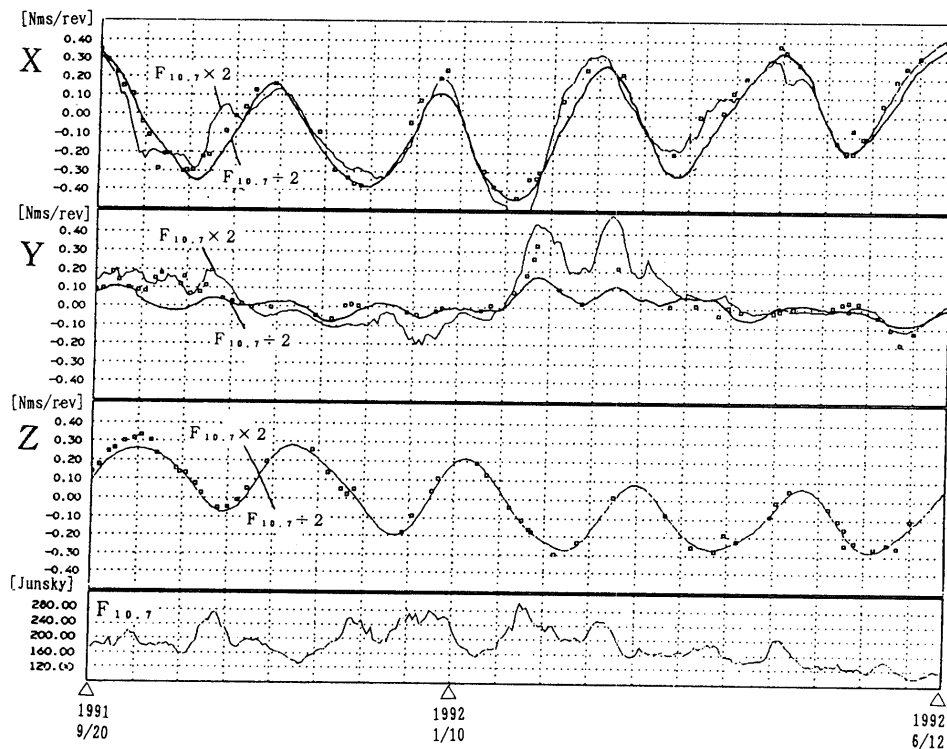


図 7.7-7 大気密度を 2 倍、1/2 倍した時の衛星角運動量変化

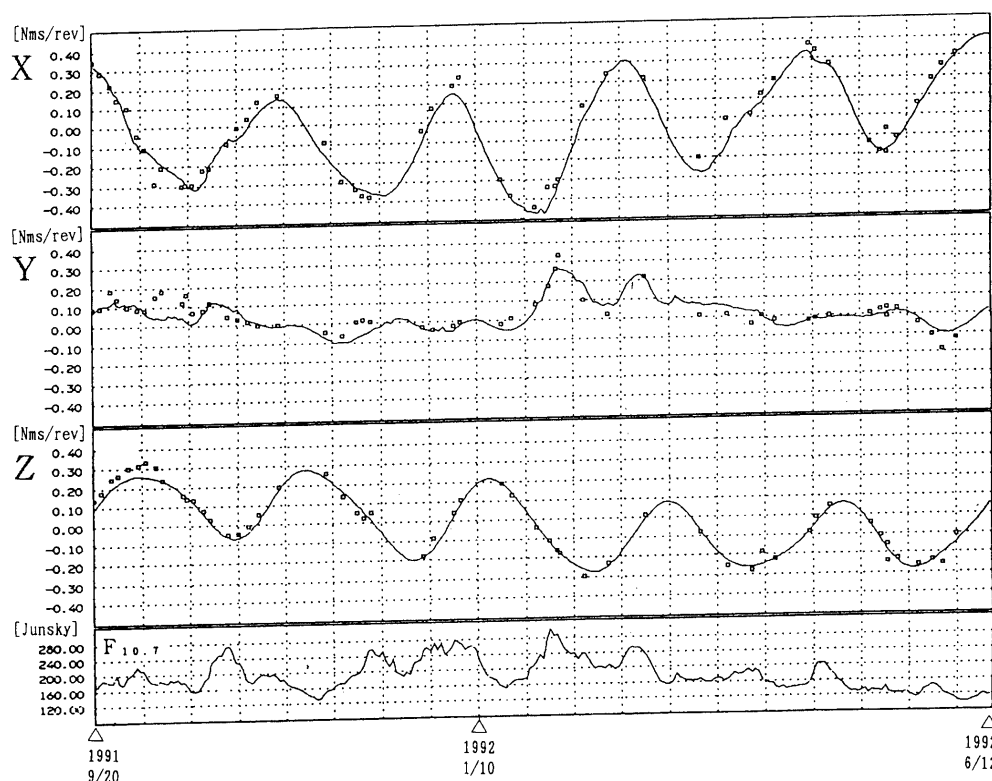


図 7.7-8 パネルの影を考慮しない時の衛星角運動量変化

X, Z軸回り(図 7.7-6)に見られる約2カ月周期の曲線は、軌道昇交点の回転周期に一致している。“ようこう”は太陽指向姿勢を保持しており、衛星中心の太陽指向姿勢に対して地球中心方向の軌跡は約2カ月ごとにほぼ同じ軌跡を描くことになり、この周期で重力傾斜トルクも同様のプロファイルが繰り返すと考えられる。従って、姿勢外乱の支配的なものは重力傾斜トルクであると考えられる。また、Y軸回りの不規則な変化は、F 10.7(図 7.7-6 最下段)に一致している。これは太陽活動(大気抵抗)がY軸回りの発生トルクに起因していることを示している。

② CIRA 72⁽²⁾の妥当性を検証して見る意味で、大気密度を1/2, 2倍して推定した結果、図 7.7-7 のような結果となった。このことから、“ようこう”程度の軌道高度周回衛星では、CIRA 72の大気密度テーブルは有効であることが分かった。

③ 軌道1周回で蓄積される各運動量を評価する際に、衛星の影の効果を無視できないことが分かった。“ようこう”の場合、大気抵抗トルク発生の主要因は重心から大きく離れた太陽電池パドルであり、これが衛星本体の影に入るかどうかは、発生トルクに大きく依存する。この効果は、今後の衛星でも考慮する必要がある。影の効果を無視した蓄積角運動量変化を図 7.7-8 に掲げる。

④ トルクテーブルは、太陽輻射トルクの算出にもそのまま流用できる。

今後の姿勢外乱評価は、精密かつ高度なアルゴリズムが望まれ、そのためには7.7.1節で述べたトルクテーブルが有効である。

8. お わ り に

1991年～1992年の太陽活動極大期に打ち上げられ、打ち上げから現在に至るまで順調に太陽観測を続けている第14号科学衛星「ようこう」(SOLAR-A)の姿勢制御システムの詳細とその軌道上における動作・性能の評価

果を報告した。

本衛星では、太陽面上でのフレア現象を軟X線～硬X線領域で高い角度分解能で観測しようとするミッション目的から、その姿勢制御系に対してはこれまでにない高い姿勢安定度が要請された。このような姿勢制御系を実現するため、高い角度分解能（パルスウェイト）を持つ慣性基準装置、高精度太陽センサに見られるように、従来衛星で使用されてきた姿勢センサの大幅な精度向上、並びにCMGのような新たな姿勢制御機器の開発を行った。また、「ぎんが」(ASTRO-C)のスタートラッカをベースに本衛星に適合する小型・軽量なカノーブストラッカも開発した。

「ひてん」(MUSES-A)より使用されている耐放射線性の16ビット宇宙用搭載計算機の上にカルマンフィルタを組み、上記の高精度慣性基準装置及び高精度太陽センサからのデータの取り込みによって高精度のオンボード姿勢推定を実現していること、さらにアクチュエータに小型CMGを採用し、これをモーメントムホイールと組み合わせて高い姿勢安定度を達成していることが本衛星の姿勢制御系の特色となっている。なお、打ち上げ時のヨーヨーデスピ直後からの姿勢捕捉に、この衛星の慣性特性にあった独自のモーメントムトランスファ（軸変更制御）方式を開発し採用したことも本衛星での大きな特色である。

本衛星の姿勢制御系は、打ち上げ後、一部姿勢センサ(TFSS)の不具合が発見されたものの、その後の搭載ソフトウェアの書き換えによって、要求仕様を上回る姿勢制御精度と姿勢安定度を有することが実証された。

“ようこう”の姿勢制御に関する検討の開始は、“HESP”ミッションへの対応が検討され始めた1984年にまでさかのぼる。この間に、本報告の著者以外にも多くの方々々が制御系の設計や開発に直接関与され、多くの貢献をなされた。本報告の著者は“ようこう”の打ち上げ運用の前後の時期に姿勢制御チームの主要メンバーであり、また本報告の執筆に直接関与した者のみに限定させていただいた。著者以外の重要貢献者には、巻末の参考文献表内の個々の文献の著者として、その御氏名を記すことにより、その御貢献の記録とさせていただきたい。

最後に、本衛星の姿勢制御系の開発を通して得た設計・試験の手法及び軌道運用経験を今後の高精度三軸天文衛星の開発に反映させ、より優れた姿勢軌道制御システムを構築して行きたいと考えている。また、姿勢制御系の開発に当たり御指導並びに御協力頂いた宇宙科学研究所の関係各位と関係各社の皆様に深甚の謝意を表する次第である。

付録I 軸変更マヌーバ中の $\omega_z\omega_x$ の極大値

ホイールロータ回転数 Ω 、ホイールを含む衛星全体の角運動量の大きさ H_0 が与えられている時に、次の値の極値を求める。

$$J = \omega_z \omega_x$$

角運動量の大きさ H_0 は次の関係が成り立つ。

$$H_0^2 = I_x^2 \omega_x^2 + (I_y \omega_y - I_w \Omega)^2 + I_z^2 \omega_z^2$$

ここでホイール回転数は、便宜上-Y軸方向に右ネジ回転している場合を正、これと逆回転している場合を負と取っている。この関係式を拘束条件とみなし、ラグランジェの未定係数法を適用して、 J の極値を求める。 J' を次のように定義する。

$$J' = J + \frac{\lambda}{2} g$$

$$g = H_0^2 - (I_x^2 \omega_x^2 + (I_y \omega_y - I_w \Omega)^2 + I_z^2 \omega_z^2)$$

J が極値となるには、 J' を ω_x , ω_y , ω_z , λ について変分した係数がすべて0でなくてはならない。

$$\frac{\partial J'}{\partial \omega_x} = \omega_z - \lambda I_x^2 \omega_x = 0$$

$$\frac{\partial J'}{\partial \omega_y} = -\lambda I_y(I_y \omega_y - I_w \Omega) = 0$$

$$\frac{\partial J'}{\partial \omega_z} = \omega_x - \lambda I_z^2 \omega_z = 0$$

$$\frac{\partial J'}{\partial \lambda} = \frac{1}{2} \{H_0^2 - (I_x^2 \omega_x^2 + (I_y \omega_y - I_w \Omega)^2 + I_z^2 \omega_z^2)\} = 0$$

自明な解 ($\omega_z = \omega_x = 0$) を除くと、極値における ω_z , ω_x の値は、次のようになる。

$$\omega_z = \frac{H_0}{\sqrt{2} I_z}$$

$$\omega_x = \frac{H_0}{\sqrt{2} I_x}$$

従って、 $J = \omega_z \omega_x$ の極大値は次のようになる。

$$(\omega_z \omega_x)_{\max} = \frac{H_0^2}{2 I_z I_x}$$

ゆえに $\omega_z \omega_x \leq \frac{H_0^2}{2 I_z I_x}$ が成立する。

参 考 文 献 (1)

姿勢制御方式

- 1-1 K. Ninomiya, I. Nakatani, T. Tanaka: Synthesis and Analysis of High Precision Attitude Control of a Momentum Biased Spacecraft with Small CMG's, Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 60 (Proceedings of Joint AAS/JRS Symposium on Space Exploration and Utilization, Dec. 15-19, '85, Honolulu, Hawaii), pp. 685-702.
- 1-2 T. Tanaka and K. Ninomiya: On the Control Theory of Systems Having Antisymmetric Cross-Coupling, International Session in SICE '86, July 16-25.
- 1-3 K. Ninomiya, T. Tanaka, J. Weissberg and K. Maeda: Novel Attitude Control Scheme for a High Energy Solar Physics Mission, presented at the 10th World Congress of IFAC July 26-31, 1987, Munich, FRG., printed in the Proceedings AUTOMATIC CONTROL, IFAC World Congress 1987, Pergamon Press, pp. 79-84.
- 1-4 二宮敬虔, 広川英治, 前田 健, 北出賢二, 嘉重文男, 河野弘毅: SOLAR-A の初期姿勢捕捉制御, 第32回宇宙科学技術連合講演会, 1988年10月26~28日, 国立教育会館, pp. 440-441.
- 1-5 二宮敬虔, 広川英治, 飯田 浩, 木村雅文, 藤原宏悦: SOLAR-A 姿勢制御系概要, 科学衛星シンポジウム, 宇宙科学研究所, 1990年7月12~13日, pp. 135-139.

姿勢検出

- 2-1 二宮敬虔, 岡本俊夫, 青山順一, 前田 健, 嘉重文男, 栗井俊弘: ジャイロとスタートラッカによる衛星姿勢決定—時間データによる機上姿勢決定アルゴリズムの評価, 1986年12月15日~16日, 第3回宇宙航空の誘導制御シンポジウム, pp. 151-159.
- 2-2 Keiken Ninomiya, Noboru Muranaka and Fumio Kaju: High Precision Attitude Reference and Determination System for Astronomy Mission Satellites, AIAA/IEEE 8th Digital Avionics System Conference, October 17-18, 1988, San Jose, CA., AIAA-88-3880.
- 2-3 Keiken NINOMIYA, Tatsuaki HASHIMOTO, Eiji HIROKAWA, Masashi UO, Naoto OGURA, Ken MAEDA, Tetsuo KAWAFARA, Tetsu SAITOH, Masahiko AKISUE: Improvement in Onboard Attitude Determination Accuracy of Astrophysics Mission Satellites of ISAS, 18th ISTS, Kagoshima, May 1992, pp. 943-948.

姿勢制御系の搭載機器

- 3-1 K. Ninomiya, Y. Ogawara, K. Tsuno and S. Akabane: High Accuracy Sun Sensor Using CCD's, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, August 15-17, '88, Minneapolis, Minnesota, pp. 1061-1070 (AIAA Paper 88-4180).
- 3-2 二宮敬虔, 小川原嘉明, 広川英治, 赤羽 聡, 亀田芳彦: 超高精度太陽センサ, 昭和61年度科学衛星シンポジウム, 宇宙科学研究所, 昭和61年10月19~21日, pp. 42-44.
- 3-3 K. Ninomiya, Y. Ogawara, Y. Kameda and T. Okamoto: CCD Fine Sun Sensor for Scientific Satellite, The 2nd International Symposium on Spacecraft Flight Dynamics, 20-23 October, 1986, Darmstadt, FRG.
- 3-4 二宮敬虔, 小川原嘉明, 広川英治, 亀田芳彦, 岡本二彦: 科学衛星搭載用高精度太陽センサ, 第31回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1987年10月28~30日, pp. 226-227.
- 3-5 二宮敬虔, 小川原嘉明, 広川英治, 岡本二彦, 津野克彦, 赤羽 聡, 亀田芳彦: SOLAR-A 搭載超高精度太陽センサ, 第32回宇宙科学技術連合講演会, 1988年10月26~28日, 国立教育会館, pp. 116-117.
- 3-6 二宮敬虔, 嘉重文男, 北出賢二, 佐藤 正, 古川 孝: 超小型CMGの開発, 第31回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1987年10月28~30日, pp. 516-517.
- 3-7 二宮敬虔, 広川英治, 前田 健, 北出賢二, 嘉重文男, 河野弘毅, 斎藤 徹: SOLAR-A のCMG制御系の試験, 第32回宇宙科学技術連合講演会, 1988年10月26~28日, 国立教育会館, pp. 442-443.

地上試験

- 4-1 二宮敬虔, 村中 昇, 嘉重文男, 河野弘毅: SOLAR-A 姿勢捕捉制御系評価試験, 第33回宇宙科学技術連合講演会, 平成元年10月31日~11月2日, 愛知県中小企業センター, No. 1 F7, pp. 202-203.
- 4-2 K. Fujiwara, T. Kawahara, T. Saitoh and K. Ninomiya: Test System for Fine Attitude Control System of Astronomy Satellites, First ESA International Conf. on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 4-7 June 1991 (ESA SP-323, pp. 321-326).

飛翔結果

- 5-1 二宮敬虔, 広川英治, 橋本樹明, 藤原宏悦, 飯田 浩, 前田 健, 木村雅文, 河原哲雄: SOLAR-A 姿勢制御系の軌道上評価, SICE 第8回誘導制御シンポジウム, 計測自動制御学会, 1991年11月25~26日, pp. 83-91.
- 5-2 K. Ninomiya, E. Hirokawa, T. Hashimoto, K. Fujiwara, H. Iida, K. Maeda, M. Kimura, T. Kawahara: In-Orbit Performance of Solar-A Sun Pointing Control, 宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 1991年(平成3年度)12月18~20日, pp. 149-164.
- 5-3 Keiken NINOMIYA, Eiji HIROKAWA, Tasuaki HASHIMOTO, Masafumi KIMURA, Ken MAEDA, Koetsu FUJIWARA and Hiroshi IIDA: Initial Attitude Acquisition Results of YOHKOH, 宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 1991年(平成3年度)12月18~20日, pp. 14-23.
- 5-4 K. Ninomiya, Y. Ogawara, T. Hashimoto, K. Fujiwara, H. Iida, N. Muranaka, K. Maeda, M. Kimura: In-Orbit Performance of Solar-A Attitude Control System, Guidance and Control 1992, Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 78, pp. 581-604 (AAS 92-076).
- 5-5 二宮敬虔, 橋本樹明, 広川英治, 藤原宏悦, 前田 健, 木村雅文: 「ようこう」の姿勢安定度の評価, 第36回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1G-7, 平成4年12月8~10日, pp. 227-228.
- 5-6 小川原嘉明, 二宮敬虔, 渡辺鉄哉, 成松義人, 浜田明彦, 井上健作: SOLAR-A スタートラッカの軌道上での性能, 電子情報通信学会, 宇宙航行エレクトロニクス研究会, 1991年11月29日, SANE 91-43, pp. 7-12.

空力外乱の評価

- 6-1 T. Abe, M. Hinada, K. Ninomiya, M. Kimura: Measurement and prediction of aerodynamic effect on SOLAR-A satellite at lower Earth orbit, International Symposium of Rarefied Gas Dynamics, 1992.
- 6-2 阿部隆士, 雛田元紀, 二宮敬虔, 藤原宏悦, 日高智成, 秋末雅彦, 木村雅文: SOLAR-A における自然外乱の推定, ISAS 第2回アストロダイナミクス小研究会講演後刷集, 1992年10月5~6日, pp. 22-29.
- 6-3 阿部隆士, 雛田元紀, 二宮敬虔, 日高智成, 秋末雅彦, 木村雅文, 藤原宏悦: 科学衛星「ようこう」の姿勢変動とその予知, 第36回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1G-6, 平成4年12月8~10日, pp. 225-226.

参考文献(2)

2.1 ヨーヨーデスピナに関する文献

- 7-1 K. Uesugi, K. Ninomiya, M. Hinada, N. Muranaka, F. Kaju, H. Kawano: Attitude Dynamics of a Satellite during Yo-Yo Despin, Advances in The Astronautical Sciences, Vol. **73**, pp.571-589 (AAS 89-656).

2.2 角運動量トランスファ制御に関する文献

- 8-1 J. Weissberg and K. Ninomiya: Improved Method for the Initial Attitude Acquisition Maneuver, Journal of Guidance, Control and Dynamics (AIAA), Vol. **10**, No. 3, May-June 1987, pp. 316-319.

2.7 スタートラッカとジャイロを使用した姿勢決定系に関する文献

- 9-1 R. L. Farrenkopf: Generalized Results for Precision Attitude Reference Systems Using Gyros, AIAA Paper No. 74-903, AIAA Mechanics and Control of Flight Conference, Anaheim, California, August 5-9, 1974, pp. 1-9.
- 9-2 J. R. Wertz ed.: Spacecraft Attitude Determination and Control, D. REIDEL PUBLISHING COMPANY, Dordrecht, Holland, 1978.

7.7 軌道上の大気状態(密度等)の調査結果に関する文献

- 10-1 CIRA 1972 (Cospar International Reference Atmosphere 1972), Compiled by the Committee of the CIRA of COSPAR Working Group, Akademie-Verlag, Berlin, 1972.