

宇宙科学研究所報告

第121号

X線天文観測科学衛星「あすか」および
「ASTRO-E」の姿勢制御系

二宮敬虔・橋本樹明・前田健
斎藤徹・秋末雅彦・玄葉麻美

2003年3月

宇宙科学研究所

この報告は宇宙科学研究所が，研究成果を公表するために発行する
不定期継続刊行物です。

本報告についてのお問い合わせは下記に連絡下さい。

宇宙科学研究所 管理部庶務課 法規・出版係

略語一覧

ACS	Attitude Control System	姿勢制御系
AOCS	Attitude and Orbit Control System	姿勢軌道制御系
AOCU	Attitude and Orbit Control Unit	姿勢軌道制御装置
ACE	Attitude Control Electronics	姿勢制御電子回路
AOCE	Attitude and Orbit Control Electronics	姿勢軌道制御電子回路
ACP	Attitude Control Processor	姿勢制御用搭載計算機
AOCP	Attitude and Orbit Control Processor	姿勢軌道制御用搭載計算機
GAS	Geomagnetic Aspect Sensor	地磁気センサ
IRU	Inertial Reference Unit	慣性基準装置
SSAS	Spin type Sun Aspect Sensor	スピントイプ太陽センサ
NSAS	Non-spin type Sun Aspect Sensor	二次元太陽センサ
STT	Star Tracker	スタートラッカ、または、恒星センサ
ACM	Accelerometer	加速度計
MTQ	Magnetic Torquer	磁気トルカ
WDE	Wheel Drive Electronics	ホイール駆動装置
RW	Reaction Wheel	リアクションホイール
MW	Momentum Wheel	モーメントムホイール
RCS	Reaction Control System	リアクション制御系

目次

1	はじめに	2
1.1	X線天文観測科学衛星「あすか」および「ASTRO-E」のミッション	2
1.2	ミッションからの姿勢要求と姿勢制御系	4
1.3	打ち上げロケットおよび衛星運用管制と姿勢制御系	7
1.4	姿勢制御系異常時への対応	7
1.5	姿勢・軌道制御系の概念設計から打ち上げ・運用まで	10
2	ミッション要求の分析と姿勢・軌道制御方式	11
2.1	ミッション要求の分析と制約条件の整理	11
2.2	姿勢制御系の諸機能とその実現法	17
3	姿勢軌道制御系の構成	41
3.1	機器構成	41
3.2	地上支援系	44
4	姿勢軌道制御系の動作原理(制御則)	47
4.1	姿勢制御動作モード	47
4.2	初期運用時制御モード	47
4.3	遷移動作時制御モード	76
4.4	定常運用時制御モード	86
4.5	姿勢異常時制御モード	116
5	姿勢軌道制御系搭載機器の機能および性能の概要	124
5.1	ヨーヨーデスピナ(Yo-Yo)	124
5.2	スピン型太陽センサ(SSAS)	126
5.3	二次元太陽センサ(NSAS)	129
5.4	スタートラッカ(STT)	134
5.5	慣性基準装置(IRU)	139
5.6	地磁気センサ(GAS)	142
5.7	リアクションホイール(RW)/ホイール駆動装置(WDE)	143
5.8	磁気トルカ(MTQ)/磁気トルカ駆動装置(MDRV)	146
5.9	姿勢制御装置(ACE)/姿勢制御プロセッサ(ACP)	148
5.10	加速度計(ACM)	149
5.11	リアクションコントロールシステム(RCS)	151
6	姿勢軌道制御系の動作実証試験	157
6.1	姿勢制御系PM機器の機能性能評価試験	157
6.2	姿勢制御系FM機能性能評価試験	161
6.3	姿勢制御系評価試験結果の事例	163

7	飛翔結果	182
7.1	初期運用時制御モード	182
7.2	姿勢異常時制御モード	189
7.3	遷移動作時制御モード	191
7.4	定常運用時制御モード	192
7.5	軌道上における姿勢センサ動作	198
8	おわりに	201
A	オイラーパラメータ	202
B	剛体に対する運動学的関係式	204
C	衛星姿勢の運動方程式	205
D	RCS の力学モデルと制御系	206

X線天文観測科学衛星「あすか」および「ASTRO-E」の 姿勢制御系

二宮 敬虔・橋本 樹明

前田 健* ・斎藤 徹** ・秋末 雅彦** ・玄葉 麻美**

(2003年1月22日受理)

Attitude Control Systems of X-Ray Astronomy-Mission Satellites “ASCA(ASTRO-D)” and “ASTRO-E”

By

Keiken NINOMIYA, Tatsuaki HASHIMOTO

Ken MAEDA*, Tetsu SAITOH**

Masahiko AKISUE**, Asami GENBA**

Contents: This is an extensive report on the attitude and orbit control systems of the Japanese X-ray astronomical observatories in space; ASCA and ASTRO-E. ASCA stands for Advanced Spacecraft for Cosmology and Astrophysics, and was called ASTRO-D before the launch by a M-3SII launch vehicle in February 1993, meaning the 4-th X-ray astronomy mission of the Institute of Space and Astronautical Science(ISAS). The launch of ASTRO-E was unsuccessful due to the failure of the M-V rocket in February 2000 (and the mission is to be resurrected in 2005 as ASTRO-EII). In spite of the differences in the scale in weight, size and available power of the two spacecraft, the attitude control systems of the two shared very much common features that were unique to the X-ray space observatories of ISAS. This report describes the details of 1) the design approach and the configuration of the attitude and orbit control systems, 2) the control schemes or laws of the control functions involved, 3) the relevant hardware and software implementations, 4) the ground verification-test systems and results, and 5) the in-orbit performances of the ASCA's attitude control system. The authors hope that the report could be a text for engineers who might become involved in the development or operation of spacecraft, especially for those for space-based astronomy missions.

*NEC 東芝スペースシステム (株), NEC TOSHIBA Space Systems, Ltd.

**日本電気航空宇宙システム (株), NEC Aerospace Systems, Ltd.

要 旨

本報告書では、宇宙科学研究所の X 線天文観測科学衛星「あすか」および「ASTRO-E」の姿勢(および軌道)制御系について詳述する。これら二つの科学衛星は、その規模(重量、寸法、有能電力等)に於いてかなり異なるにもかかわらず、両者の姿勢制御系は宇宙科学研究所の天文観測衛星のために開発された、独特の多くの特徴を共有している。本報告では、1) ミッション要求を満たすための姿勢(軌道)制御系の機能構成および設計方針、2) 姿勢(軌道)制御系機器の構成と性能の概要、3) 各制御機能の動作原理(制御則)、4) 制御系動作実証試験、および 5) 「あすか」の姿勢制御系に対する軌道上動作・性能の評価、について報告する。本報告書を纏めるに当たり、筆者等は、本報告書が人工衛星、特に天文観測科学衛星の開発や運用に携わるエンジニアにとって、実際を知るための興味深く有用なテキストとなることを願うものである。

1. はじめに

1.1 X 線天文観測科学衛星「あすか」および「ASTRO-E」のミッション

「あすか」は、1993年2月20日11時(日本標準時)に鹿児島宇宙空間観測所(以後、JKSCと略す)より M-3SII-7号機で打ち上げられた。「はくちょう」・「てんま」・「ぎんが」[1]に続く日本で4番目の X 線天文観測用科学衛星である。「あすか」の投入軌道は、近地点高度 515km、遠地点高度 606km、軌道傾斜角 31.1度、平均軌道周期 90分であった。

「あすか」のミッションは、X 線天体の撮像と分光を同時に行う X 線天文台として機能することである。「あすか」には、0.5keV から 10keV までの広いエネルギー領域にわたって大きな有効面積を持つ、多層薄膜型の X 線反射望遠鏡が 4 台搭載されている。反射望遠鏡の焦点距離は 3.5m で、角度分解能は約 3 分角である。この長い焦点距離に対応するため、X 線望遠鏡は軌道投入後に鏡筒を伸展する機構を持つ。X 線反射鏡の焦点面には、2 種類の撮像型 X 線検出器がそれぞれ 2 台設置されている。これらは撮像型蛍光比例計数管(Gas Imaging Spectrometer : GIS)と X 線 CCD カメラ(Solid-state Imaging Spectrometer : SIS)である。GIS は観測雑音が低く高感度で、SIS はエネルギー分解能に優れているという特徴がある。GIS は 0.7keV から 15keV までの範囲のエネルギーを持つ X 線を検出できる能力を持ち、その視野は全頂角 50 分角の円錐状の範囲である。また SIS は 0.5keV から 10keV までの範囲のエネルギーを持つ X 線を検出でき、その視野は全頂角 22 分角の円錐状の範囲である。

図 1-1 に「あすか」の外観図を、図 1-2 に完成後の全体写真を示す。

衛星座標系の座標軸は外観図に示すように、X 線望遠鏡視野中心方向を Z 軸とし、太陽電池パドルの太陽電池面垂直方向を Y 軸と定義している。衛星重量は約 420kg であり、衛星本体は包絡域寸法 1.2m×1.2m×2.82m(高さ)に収まる八角柱状の形状で打ち上げられ、軌道上で望遠鏡部を伸展させることにより 4.74m の高さとなる。太陽電池パドルは寸法 1.806m×0.48m の要素パネルを 3 枚繋げて構成した翼ユニットが二組搭載されており、二翼を衛星本体に巻き付けた状態で打ち上げ、軌道上で展開を行う機構になっている。この太陽電池は、打ち上げ初期は約 600W、3 年後で約 490W の電力を発生できる。

一方、「ASTRO-E」は「あすか」に次ぐ日本で第 5 番目の X 線天文衛星となるべく 2000 年 2 月 10 日 10 時 30 分(日本標準時)に JKSC より M-V-4 号機で近地点高度 264km、遠地点高度 557km、軌道傾斜角 31.1 度の投入軌道を目指して打ち上げられたが、ロケットの事故により軌道投入に失敗し、観測運用されることなく太平洋中に失われた。現在、この「ASTRO-E」の作り直しを行い、2005 年 2 月に打ち上げを

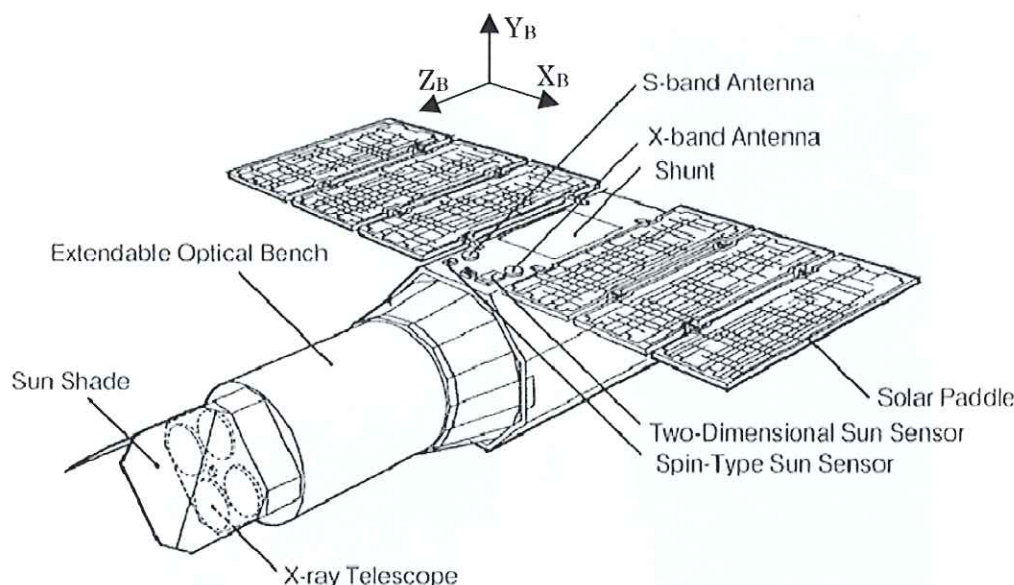


図 1-1 「あすか」外観図

表 1-1 「あすか」質量特性値

	ロケット分離時	太陽電池パドル展開直後	X線望遠鏡進展後
重量 [kg]	420	420	420
慣性行列 [kg · m ²]	$\begin{pmatrix} 313 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 309 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 100 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 316 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 331 & 0.9 \\ 0.0 & 0.9 & 129 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 618 & 0.0 & 0.8 \\ 0.0 & 632 & 3.6 \\ 0.8 & 3.6 & 129 \end{pmatrix}$

目指す「ASTRO-EII」計画が始まっている。

「ASTRO-E」のミッションは「あすか」と同様に X 線天体の観測を行うことであるが、より高性能の観測機器を搭載することにより、「あすか」に勝る精度でより広いエネルギー範囲にわたって天体からの X 線放射を検出できる。「ASTRO-E」には、焦点距離 4.75m の軟 X 線反射望遠鏡を 4 台、焦点距離 4.5m のものを 1 台搭載している。これらの望遠鏡の角度分解能は約 1.5 分角であり、「あすか」の約 2 倍の性能向上が図られている。また「あすか」に比べ、高エネルギー側の X 線反射率が上がるとともに、望遠鏡としての有効面積も増し、7keV での有効面積は「あすか」の約 2 倍となっている。「あすか」と同様に、焦点距離を長くするために軌道上で鏡筒部を伸展させる機構を持つ。焦点距離 4.75m の 4 台の望遠鏡の焦点面には X 線 CCD カメラ (X-ray Imaging Spectrometer : XIS) が、残る 1 台の焦点面には高分解能 X 線分光器 (X-Ray Spectrometer : XRS) が置かれている。これらは 0.5keV から 10keV のエネルギー領域の軟 X 線を観測対象とする。また、これらの他に、X 線反射鏡を使用しない非撮像装置として硬 X 線検出器 (Hard X-ray Detector : HXD) を搭載し、10keV から 600keV のエネルギー領域の硬 X 線放射を高感度に検出する。なお、XIS は「あすか」の SIS を高性能化したものである。SIS では一台のカメラあたり 1/2 インチ四角の CCD 素子を 4 個並べたのに対して、XIS では一台のカメラに 1 インチ四角の CCD 素子を一個使用して繋ぎ目のない画像が取得できるようになったほか、動作温度を -90℃ まで下げるなどの工夫をして感度の増大を図っている。XRS は X 線入射に伴って生じる温度検出素子の微弱な温度上昇をもとに、入射 X 線のエネルギーを高い精度で測定する装置であり、絶対温度 65mK の極低温で動作することによって画期的に優れた X 線分光能力を備えている。HXD は広帯域で低ノイズのため、非常に高い検出感度を持ち、

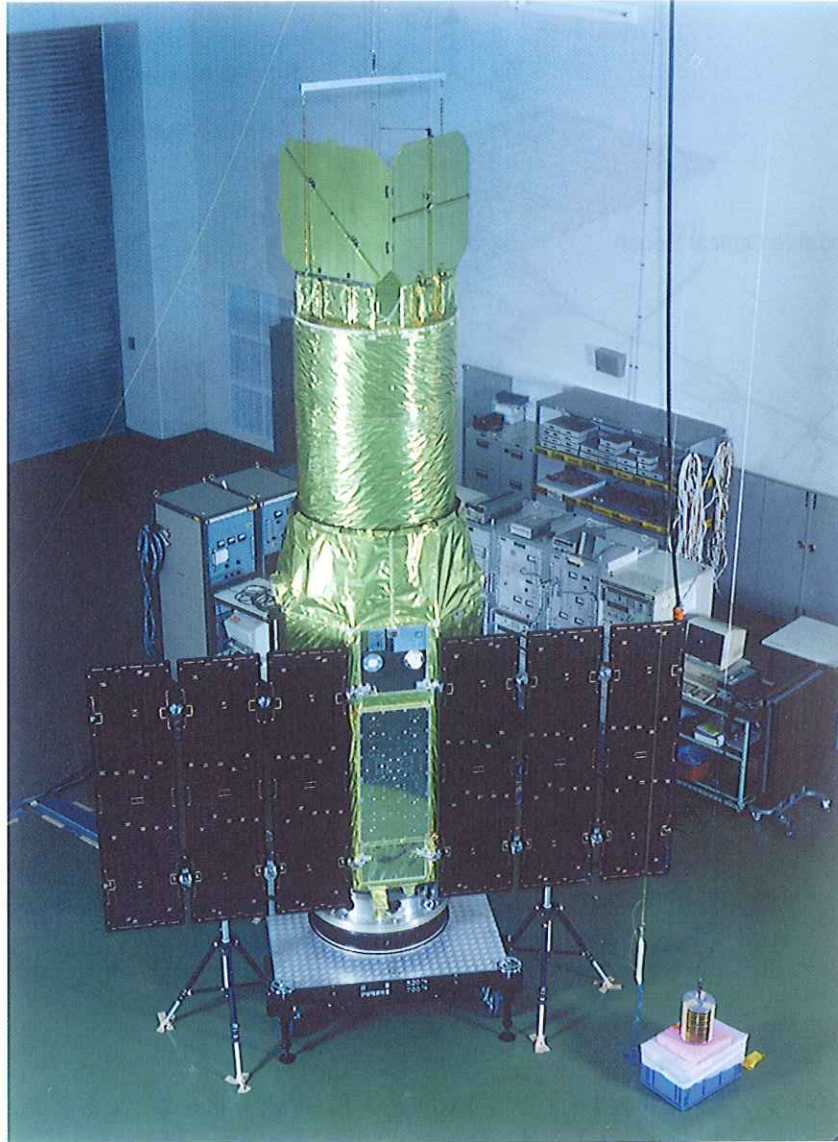


図 1-2 「あすか」全体写真

また優れた時間分解能を持っている。

図 1-3 に「ASTRO-E」の外観図を、図 1-4 に完成後の全体写真を示す。

衛星の座標系の定義は「あすか」と同様であり、X線望遠鏡視野中心方向をZ軸、太陽電池パドル面垂直方向をY軸と定義している。衛星重量は約1600kgであり、衛星本体は包絡域寸法1.9m×1.9m×5m(高さ)に収まる八角柱状の形状で打ち上げられ、軌道上で望遠鏡部を伸展させることにより6.5mの高さとなる。太陽電池パドルは寸法2.5m×0.7mの要素パネルを3枚つなげて構成したユニット二組が搭載されており、衛星本体に巻き付けた状態で打ち上げ、軌道上で展開をする機構になっている。この太陽電池は、打ち上げ初期は約1700W、5年後に約1400Wの電力を発生できる。

1.2 ミッションからの姿勢要求と姿勢制御系

「あすか」及び「ASTRO-E」共に、精度の高い撮像・計測を行うために、ミッション機器、すなわち衛星に固定されたX線望遠鏡を、観測対象天体に対し精度良く安定に数時間から数日の間指向し続けるよ

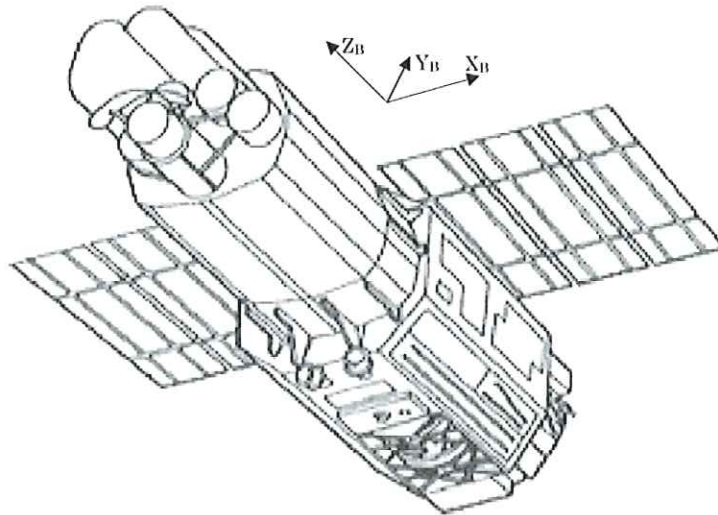


図 1-3 「ASTRO-E」外観図



図 1-4 「ASTRO-E」全体写真

う要求されている。従って姿勢制御系は、1) 望遠鏡の分解能以上の安定度で衛星の姿勢を慣性座標系に対して任意の方向に固定指向すること*、2) 観測機器の視野に確実に観測対象を捕らえるために、望遠鏡の

*実際には、次の述べる“セーフホールド姿勢”の制約から、任意の一時刻において観測可能な天球上の範囲は、衛星(≈地球)から太陽に向かう方向に直交する大円を中心に、両幅それぞれ60degの帯状の範囲内に限定される。しかし、地球は黄道面内で太陽の回りを1年で1周するため、観測可能な範囲はほぼ半年(60degの幅を考慮すれば約4ヶ月)で天球上の全領域をカバーすることが可能となる。

表 1-2 「ASTRO-E」質量特性値

	ロケット分離時	太陽電池パドル展開直後
重量 [kg]	1667.81	1587.81
慣性行列 [kg・m ²]	$\begin{pmatrix} 2423.17 & 1.82 & 9.01 \\ 1.82 & 2318.13 & -27.30 \\ 9.01 & -27.30 & 810.97 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 2311.20 & 2.01 & 5.62 \\ 2.01 & 2261.66 & -45.82 \\ 5.62 & -45.82 & 899.12 \end{pmatrix}$

	X線望遠鏡伸展後	XRS ミッション終了時
重量 [kg]	1567.81	1398.97
慣性行列 [kg・m ²]	$\begin{pmatrix} 3544.10 & 2.01 & 5.38 \\ 2.01 & 3495.46 & -56.78 \\ 5.38 & -56.78 & 896.22 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 3434.66 & 2.00 & 5.20 \\ 2.00 & 3416.98 & -18.72 \\ 5.20 & -18.72 & 843.17 \end{pmatrix}$

視野幅 (3dB 感度低下値幅; 「あすか」の場合 24 分角、「ASTRO-E」の場合 19 分角) の 24 分の 1 (「あすか」の場合) あるいは 63 分の 1 (「ASTRO-E」の場合) よりも良い絶対姿勢指向精度を実現するとともに、3) 地上のオフラインデータ解析のためには更にこの指向精度に十分勝る姿勢決定の精度が要求された。また、観測対象を一日のうちに数回変更することができるように、4) 適当に速やかな姿勢変更機能と、5) 姿勢変更制御後から観測可能となるまでの姿勢整定時間を一軌道周期程度以下に収めることを要求された。「ASTRO-E」は「あすか」よりも精度の高い観測機器を搭載しているため、姿勢制御精度や姿勢決定精度に対する要求も高くなっている。「ASTRO-E」は衛星の慣性能率が「あすか」よりも大きいため姿勢を“動かしにくい”が、ミッション機器の観測時間をなるべく多く取るために、「ASTRO-E」の姿勢変更能力にも「あすか」と同等の性能が要求された。姿勢 (制御) への要求値の具体的な数値は 2 章の 2.1.1 項に示すとおりである。

一般に、こうした定常観測のための姿勢要求以外に、打ち上げから定常観測に移行するまでの期間に特化した要求がある。この時期に関係した主な要求は、打ち上げロケットとのインタフェースに関わるものであり、これについては次節で述べる。

一般に科学衛星の場合、そして特に二つの衛星に共通して、定常観測中に何らかの異常が衛星上に検出された場合は、観測を一時的に中断することは許されるが、衛星の致命的な損失を招かないよう衛星姿勢を熱的および電力的に安全な状態 (セーフホールド姿勢) に保つことが要求される。どちらの衛星も、太陽電池面垂直方向と太陽方向のなす角が 30deg 以内となる姿勢を維持すれば熱的および電力的に安全な状態であるように設計されたので、“セーフホールド姿勢制御”によってこのような姿勢を保つことにする。「あすか」はこの制御をハードワイヤードロジックで、「ASTRO-E」は ROM 上のソフトロジック (プログラム) で実現している。

なお、ミッション観測機器の検出器面を汚染しないようにという要求が強いため、定常観測時の姿勢制御用のアクチュエータには二次推進系 (以後、RCS と呼ぶ) を使用しないように系を構成した。また、数日間にわたって自動運用される可能性のあるセーフホールド制御時にも、RCS を使用しないようにできないかという要望があった。そこで、軌道制御の必要性が無いため RCS を搭載しなかった「あすか」は勿論、軌道投入初期に軌道制御を必要とするため RCS を搭載した「ASTRO-E」においても、初期運用時以外はホイールと磁気トルカのみを使った姿勢制御を行うように系を構成した。

1.3 打ち上げロケットおよび衛星運用管制と姿勢制御系

姿勢制御系は、前節のミッションからの要求を満たすための機能以外にも、ロケットにより軌道に投入された直後の姿勢から定常観測姿勢に移行するための“姿勢初期捕捉”制御機能や、姿勢制御系内や他の系内の異常に対応するための“セーフホールド姿勢”制御機能などを必要とする。従って姿勢制御系の設計では、衛星内の他のサブシステムとのインタフェースのみならず、打ち上げロケットや衛星運用管制局とのインタフェースを調整することが必要となる。

M-3SII型ロケットで打ち上げられた「あすか」の場合、ロケットの最終段(第三段ロケット)は姿勢制御機能を持たず、衛星は約130rpmのスピンを与えられたままロケットから分離される。この大きなスピンのレートは、Yo-Yoデスピナを用いて約7rpmまで低減される。ロケットによる予定投入軌道は、軌道傾斜角約31deg、高度約580kmの略円軌道で、投入後の衛星自体による軌道制御は初めから計画されなかった。軌道投入時刻は日本標準時で正午近くの11時過ぎに設定して設計を進めたが、これは運用管制のための地上局である鹿児島宇宙空間観測所(JKSC)からの衛星可視期間中が日照期間となって、姿勢計測に太陽センサが使用できるようにすることによって、衛星姿勢をすぐにモニタできることを目指したためである。

「ASTRO-E」の場合、打ち上げロケットがM-V型になり、ロケットの軌道投入特性の関係から、近地点高度を上げるための ΔV 制御(ペリジアップマヌーバ)を衛星側で行う必要が出た。そのためRCSを衛星に搭載して、姿勢制御系にRCSスラスタ駆動機能を持たせることになった。これに伴い、“安全に” ΔV 制御を実施するための条件判定ロジックを設計して実装することにした。M-Vロケットの場合は第三段自体が姿勢制御系を持つため、ロケットから衛星を分離する際に衛星に与えるスピンのレートや姿勢を選ぶことが可能になった。そこで「ASTRO-E」では、第三段(+衛星)の軌道投入後に、衛星のペリジアップマヌーバに適した姿勢にロケットで姿勢変更を行い、さらに初期運用時に衛星姿勢を安定させるための角運動量としての5rpmの回転を与えてから衛星を分離することにした(ただし、「ASTRO-E」の打ち上げ失敗のため、ロケットによる姿勢変更が行われたことは地磁気センサからのデータで推測できたものの、この制御の詳細は分からなかった)。

また、「あすか」「ASTRO-E」共に、ロケットのノーズフェアリング内に格納する上での衛星形状に対する制約から、軌道投入時に衛星に与えられる角運動量方向と、定常姿勢制御中に必要な角運動量方向は、衛星座標系で90deg異なっている(軌道投入時は衛星Z軸方向にスピン角運動量を与えるが、定常制御時は衛星Y軸方向にホイール系による角運動量を持たせる必要がある)。このため、衛星座標系から見た角運動量方向を、軌道投入後にZ軸からY軸に変換する必要があった。「あすか」では、ハードワイヤードロジックで実装した“軸変更制御”と呼ぶ制御を実施することで、この姿勢変更を行った。「ASTRO-E」では、“自動太陽捕捉制御”と呼ぶ計算機上のソフトウェア制御によって、RCSを用いてこの変更を実施するように計画した。

一般に、特に衛星(探査機)の打ち上げから初期運用期においては、海外地上局による軌道追跡支援やテレメトリ・コマンド支援を必要としたり、これらが望ましい場合がある。「ASTRO-E」計画の初期の検討段階では、JKSCから非可視の時間帯で ΔV 制御を行うのは宇宙研の科学衛星では初めてのことであり、 ΔV 実行時に衛星電波を捕えられるチリ大学のサンチャゴ局の利用について検討が行われた。最終的には、ロケットによる軌道投入誤差が正規の予測範囲内に収まる限りでは海外局の支援は必要無いと結論づけ、支援は依頼しなかった。

1.4 姿勢制御系異常時への対応

姿勢制御系の設計では、軌道上で姿勢制御を司る機器が故障したり誤動作した場合や、更には、地上局の運用管制担当者が誤った指令を出した場合への対処についても検討する必要がある。

機器の故障に対して、(特に宇宙研の)科学衛星では重量・コスト等の制約が大きいため、実用衛星に多

い完全冗長方式は採用できず、一部の機器のみを冗長構成にしたり、同等の機能・性能を実現できる代替え機器あるいは機能を冗長的に持たせる、いわゆる機能冗長方式を採用することが多い。例えば、姿勢角速度およびこれを積分して得られる姿勢変化角を知ることができるセンサとしての慣性基準装置 (Inertial Reference Unit: IRU) では、内蔵されるジャイロ一個に付き一軸の角速度成分を検出することができる。これで三軸回りの姿勢角情報を得るためには、独立した三軸方向に感度を持つように配置した3台のジャイロが最低限必要である。その機能冗長構成として(1,1,1)軸方向に感度を持つ一台のジャイロを余分に持つことで、3台のジャイロのどれか一台が故障しても代替えできるようにしている場合が多い。アクチュエータとしてのフライホイールについても同様である。また、過去の衛星での飛翔実績を考慮したり、故障の際に(他の機器あるいは別の手段によって)機能を代替えできるような場合には、冗長性を持たせない機器もある。地磁場を測定する地磁気センサ (Geomagnetic Aspect Sensor: GAS) などは、従来の飛翔経験・結果に基づいて冗長機能を搭載しなかったことの多い機器である。

「あすか」および「ASTRO-E」の姿勢制御系に関連する機器の冗長性をそれぞれ表 1-3、表 1-4 に示す。

表 1-3 「あすか」の姿勢制御機器冗長性

スピン型太陽センサ (SSAS)	冗長性なし。
二次元太陽センサ (NSAS)	冗長性なし。
スタートラッカ (STT)	光学系(レンズ系)・検出系 (CCD およびその駆動回路) は完全冗長系。すなわち、本来は2系統が独立・同時動作することによって所期の姿勢検出・姿勢決定精度が保障されるが、一系統が故障しても、ミッションの質が変化するのはのみ。信号・データ処理系 (CPU を含むデジタル部) は、CPU およびその周辺回路を除いて冗長性なし。
慣性基準装置 (IRU)	レート積分ジャイロ (およびその駆動および出力回路) を5台 (4台パッケージと1台パッケージ構成) 搭載。うち2台が冗長。
ホイール系 (RW + WDE)	4台ホイール (スキュー配置) 構成。うち1台が冗長であるが、3台での運用時は姿勢変更可能範囲の制限等の運用制限が生じる。
磁気トルカ (MTQ + MDRV)	トルカロッド3本からなる非冗長構成。ただし、ロッドの励磁巻線は二重巻線にすることにより、各トルカにつき一カ所の断線に対する内部冗長を持つ。
姿勢制御用計算機 (ACP)	CPU およびその周辺回路、ROM、RAM のすべてにおいて2台搭載した完全待機冗長構成。同時動作不可。
姿勢制御回路 (ACE)	冗長性なし。

「あすか」および「ASTRO-E」では、従来の科学衛星の場合同様、制御系機器故障時への対応法として、「セーフホールド姿勢」と呼ぶ、電力の確保と熱的条件が保証される姿勢に移行・維持することを原則とする。ただし、「ASTRO-E」では、主に運用管制の誤り (不適切なコマンドなど) に対応するために、「セーフホールド姿勢」に移行しない中間的制御モードを設けている。いずれの場合にも、故障 (の箇所) や状態が特定されて、コマンド等により適切な対処が行われた後に、元の姿勢あるいは適切な姿勢へと制御を“立ち上げる”。

「あすか」と「ASTRO-E」は衛星に有意の角運動量を持たせるバイアスマーメンタム方式を採用している。これは、セーフホールド姿勢を維持するために採用したものである。それぞれの衛星に働く外乱トル

表 1-4 「ASTRO-E」の姿勢制御機器冗長性

加速度計 (ACM)	冗長性なし。
二次元太陽センサ (NSAS)	2台搭載による完全待機冗長。ただし、同時動作が可能。
スタートラッカ (STT)	光学系 (レンズ系)・検出系 (CCD およびその駆動回路) は完全冗長系。すなわち、本来は2系統が独立・同時動作することによって所期の姿勢検出・姿勢決定精度が保障されるが、一系統が故障しても、ミッションの質が変化するのはのみ。信号・データ処理系 (CPU を含むデジタル部) は CPU およびその周辺回路を除いて冗長性なし。
慣性基準装置 (IRU)	レート積分ジャイロ (およびその駆動および出力回路) を5台 (4台パッケージと1台パッケージ構成) 搭載。うち2台が冗長。
ホイール系 (MW + WDE)	4台 (ホイールスキュー配置) 構成。うち1台が冗長であるが、3台での運用時は姿勢変更可能範囲の制限等の運用制限が生じる。
磁気トルカ (MTQ + DRV)	トルカロッド3本からなる非冗長構成。ただし、ロッドの励磁巻線は12層巻の配線の工夫により、各トルカにつき一カ所の断線に対する冗長を持つ。
リアクションコントロール (RCS+DRV)	機能冗長方式。
姿勢制御用計算機 (AOCP in AOCU)	CPU およびその周辺回路、ROM、RAM (一部データ共有目的で共通) を2系統持つ完全待機冗長構成。同時動作可能。
姿勢制御回路 (AOCE in AOCU)	冗長性なし。

クを見積ることにより、バイアス角運動量を「あすか」では7.5Nms、「ASTRO-E」では40Nmsとした。「あすか」と「ASTRO-E」で採用したセーフホールド制御では、これをなるべくシンプルで信頼度の高いものとするために、日照中は太陽センサを用いた能動的な太陽捕捉制御を行うが、日陰中は衛星の角運動量の剛性によって日陰突入直前の姿勢を維持して、その能動的な制御は行わないものとした。このために、これらの衛星に、それぞれ必要な大きさの角運動量を与え持たせることにした。定常運用時はこの角運動量をホイールに蓄積するように設計しているが、それは、セーフホールド移行時にRCSで角運動量を明示的に与える必要を無くするためである。定常運用時の姿勢制御では、このバイアス角運動量による運動の軸間結合をフィードフォワード制御により除去し、擬似的なゼロモーメント方式と見なせる制御則としており、定常制御中は角運動量剛性を姿勢安定化に利用していない (cf. 「ようこう (Yohkoh)」の姿勢制御 [2])。

故障の検出と対処のためのロジックを設計する上では、「二重故障は考えない」ことを出発点とした。例えば、(正常な、あるいは故障した) センサにより姿勢が期待したものと異なることが検出された場合、その原因となった事象は一つであることを前提条件とし、ほぼ同時に複数の故障が起こった場合を考えないということである。例えば、あるホイールが指示した通りに回転していないことが検出された場合、残りのホイールは正しく動作しているものと仮定して、衛星姿勢を安全な状態に保つための制御 (セーフホールド制御) に残りのホイールを用いても問題無いとする考え方である。また、ある姿勢制御を実行中に異常が発生した場合で、かつ、その原因となる故障機器が複数考えられるような場合、これらの機器の中のひとつに異常が発生したのは明らかであるので、その制御に使用していなかった機器は同時には異常になって

いないはずである、という前提のもとに、待機していた機器を以降の制御で使用しても問題ないを考える。

ただし、過去の経験から故障の頻度が高いと考えられたり、不安が残る機器をどうしても採用せざるを得なかった場合や、多少の故障があってもどうにかして切り抜けなければならない初期運用などの特殊な場合は、このような複数の故障に対してもなんとか対応できるのが望ましい。「あすか」では、その設計当時、ジャイロ故障が海外の衛星などで頻発していたことから、従来は冗長ジャイロを1個持つ4ジャイロ構成にしていたところを、もう一式のジャイロを追加して5ジャイロ構成にした。ただし担当メーカーのジャイロパッケージのラインアップの関係で、従来から使われていた4ジャイロパッケージのIRU-A(と名付けた)に加えて、一つのジャイロと駆動回路を内蔵する新たな一つのパッケージIRU-Bを搭載することにした。「あすか」では結局、軌道上で2個のジャイロにスケールファクタの規格外変動が生じて使用ジャイロを切り替える結果となったので、5ジャイロにしたのは妥当であった。「ASTRO-E」でも「あすか」にならって5ジャイロ構成とした。また、「ASTRO-E」では「あすか」よりも初期運用制御が複雑であるため、通常ならば異常時対処マニュアルを一つの故障に対して書くところ、救える限り複数の故障に対しても検討を行った。

また、ある異常が引き金になって複数の異常が発生する(検出される)ような場合に対しては、これら複数の異常検出に埋もれて、原因となった異常が分からなくならないように、異常モニタ方法を工夫することが望ましい。「あすか」および「ASTRO-E」では、「二重故障を考えない」という前提のもとで故障時への対応が可能となるように冗長系を構築している一方で、一つの異常がきっかけとなって複数の異常が発生する(検出される)ことを見込んで、セーフホールド移行時に検出された異常ステータスデータをそのハードウェア内でラッチしてテレメトリに出すことによって、“根本原因”の異常が分からなくならないように工夫している。このようにすれば、初めの異常検出を、引き続き検出される異常と区別することができる。なお、このラッチはコマンドで解除することができる。異常が立て続けに起こる例として、以下の様なものが考えられる。

- ・姿勢制御回路は正常に駆動コマンドを出力しているにも関わらず、ホイール一台が故障して、その回転が減速する状態になった時、「ホイール回転数異常」が検出されるが、その後は姿勢制御が正しく行われないうちに姿勢が揺らぎ、「太陽角異常」を併発する可能性がある。
- ・磁気制御系が正しく動作しない場合、「角運動量絶対値異常」か「角運動量方向異常」のどちらかが先に検出され、その後もう一方が検出される可能性がある。

1.5 姿勢・軌道制御系の概念設計から打ち上げ・運用まで

宇宙研の科学衛星では、システムおよびサブシステムの概念設計の後、個々のサブシステムについては、プロトタイプモデル(PM)の設計・製造・単体およびシステム試験(いずれも部分的にしか行わない)、これに続く、フライトモデル(FM)の設計・製造・単体およびシステム試験、打ち上げ、運用、と進むプロジェクトが多く、「あすか」と「ASTRO-E」も同様にこの方式に従って開発が行われた。

図1-5に「あすか」の姿勢系開発実績を示す。この実績は姿勢制御系に対するものであるため、衛星システム開発の実績とは細かいところで異なる部分がある。例えば、FM第一次噛み合わせ試験とFM総合試験の間の期間は、衛星システムとしては単体環境試験期間であるが、姿勢系ではFM姿勢系評価試験と単体環境試験を実施しており、システムFM総合試験へは若干遅れて参加している。

図1-6に「ASTRO-E」姿勢・軌道制御系開発実績を示す。この衛星は、実績が示しているように、「あすか」等の過去のプロジェクトの成果を生かして全体の開発期間が「あすか」よりも一年短くなっている。現在計画されている「ASTRO-EII」は、PMを作らずにFM設計・製造・試験のみを実施しようとしているため、「ASTRO-E」よりも更に一年短い開発期間を予定している。

表 2-1 「あすか」ミッション要求値 (3σ)

	衛星 X,Y 軸回り	衛星 Z 軸回り
地上姿勢決定精度	0.3 arcmin	3.0 arcmin
姿勢制御精度	1.0 arcmin	10.0 arcmin
姿勢制御安定度	0.2 arcmin/32sec	2.0 arcmin/32sec
姿勢変更速度	0.2 deg/sec 以上	
姿勢変更範囲	太陽方向に対して衛星 Y 軸が 30deg 以内となる範囲	
姿勢制御系整定時間	姿勢変更後 1 軌道周期以内	

表 2-2 「ASTRO-E」ミッション要求値 (3σ)

	衛星 X,Y 軸回り	衛星 Z 軸回り
地上姿勢決定精度	0.23 arcmin	2.3 arcmin
姿勢制御精度	0.3 arcmin	3.0 arcmin
姿勢制御安定度	0.3 arcmin/4sec	3.0 arcmin/4sec
姿勢変更速度	0.2 deg/sec 以上	
姿勢変更範囲	太陽方向に対して衛星 Y 軸が 30deg 以内となる範囲	
姿勢制御系整定時間	姿勢変更後、STT による姿勢決定処理が可能となってから 10 分以内	

ここでは、このようなミッション要求を実現するために検討した姿勢制御方式とその設計方針を、それぞれの衛星について述べる。

なお、ここで上述の要求が課される座標系としては、2 台の STT をもとに構成される一つの剛体固定直交座標系を採用する (これを姿勢決定座標系と呼ぶ)。この姿勢決定座標系と X 線望遠鏡固定座標系の間には、打ち上げ時の衝撃などによりミスアラインメントが生じうる。これは軌道上において恒星および既知の X 線天体の観測をもとに較正されなければならない。*

(1) 「あすか」姿勢制御系設計方針

表 2-1 を満たす姿勢制御系とするために、「あすか」の姿勢制御系設計に際しては、姿勢制御誤差の設計目標値を表 2-3 のように定めた。

表 2-3 「あすか」姿勢制御系設計目標値 (3σ)

	衛星 X,Y 軸回り	衛星 Z 軸回り
姿勢決定誤差	0.3 arcmin	0.3 arcmin
姿勢制御誤差	0.2 arcmin	0.7 arcmin
姿勢制御系誤差合計 (RSS)	0.4 arcmin	0.8 arcmin

表 2-3 は、調達可能な既製品あるいは開発可能な製品としてのセンサやアクチュエータの性能を積み上げて決定したものである。慣性空間固定姿勢状態での姿勢決定精度目標を達成するために、後述する IRU

* 「あすか」では、7 章に示すように、STT を衛星構体に取り付けている脚状部分が日照および日陰に伴う温度変化により熱歪を起すことによって、STT 視野の向きに軌道周回変動が生じていることが打上げ後になって判明し、この変動量が支配的となり、固定バイアス的なミスアラインメント量を推定することは出来なかった。

を用いたストラップダウン方式による姿勢決定系を「ようこう」に引き続き採用することとした。

姿勢変更範囲に対する要求を満たすため、およびセーフホールド姿勢制御を考慮して、4台のホイールを衛星Y軸に対して等しい角度で対称にスキュー配置して搭載することとし(5.7項の図5-16を参照)、衛星系の全角運動量(常にほぼ太陽方向を向ける)に対しそれぞれのホイールが受け持つ角運動量の割合を変え、またこの全角運動量ベクトルのまわりでのホイール系の回転角(位相)を定めることによって、慣性空間に対する衛星姿勢を定める方式とした。姿勢変更制御のアクチュエータとして二次推進系(RCS)を採用しなかったのは、M-3SII型ロケットにより打ち上げられる「あすか」級の科学衛星の場合、RCSを搭載できるだけの資源(重量、寸法、電力)の余裕が無かったことが第一の理由であるが、そのほかに、軌道上長期間運用に伴って生じるRCSに対する信頼性保証の問題を回避できることや、衛星搭載観測機器のセンサ素子表面の汚染(コンタミネーション)の問題に煩わされなくて済むという理由もある。

姿勢変更の速度は、ホイールの最大蓄積角運動量や最大リアクショントルクと、IRUの角速度計測ダイナミックレンジによって上限が決まるため、要求速度値を実現できるホイールとIRUの調査を行ったが、その他の制約条件を考えると選択の自由度はあまりなかったのが実情である。

また、表2-1には直接現れないが、一般にホイールを用いた慣性空間固定指向姿勢制御を行うと、外乱によってホイールに角運動量が蓄積されるため、ホイールの回転数を適切な範囲に抑えるための“アンローディング”制御を行う必要がある。そのためのアクチュエータとしても、姿勢制御アクチュエータと同じ理由でRCSは採用せず、磁気トルカ(MTQ)による磁気トルキングでホイール余剰角運動量のアンローディングを行う系とした。そこで、外乱の蓄積を十分に補償できる大きさの磁気モーメントを発生できる3台のMTQを調達した。また、磁気アンローディング制御のために必要な地磁気磁界計測のために、直交三軸成分の計測ができる地磁気センサ(GAS)を搭載することにした。

打ち上げロケットや運用管制系と姿勢制御系とのインタフェース条件、軌道投入から定常観測に至る間の初期姿勢(捕捉)制御、更には衛星内での異常発生時における姿勢制御系としての対応など、姿勢制御方式の選択と設計に大きな影響を与える事項については、既に1.3および1.4項において記述したとおりである。

(2) 「ASTRO-E」姿勢軌道制御系設計方針

表2-2の要求を満たす姿勢制御系を実現するために、「あすか」の場合と同様にして、姿勢制御系誤差の設計目標値を表2-4のように定めた。

表 2-4 「ASTRO-E」姿勢軌道制御系設計目標値(3 σ)

	衛星 X,Y 軸回り	衛星 Z 軸回り
姿勢決定誤差	0.23 arcmin	0.23 arcmin
姿勢制御誤差	0.1 arcmin	0.2 arcmin
姿勢制御系誤差合計(RSS)	0.25 arcmin	0.3 arcmin

「ASTRO-E」は「あすか」に比べてより高い姿勢指向精度が要求されている。そのためには、まず、「あすか」の場合に比べて姿勢決定精度を向上させる必要がある。姿勢決定精度はSTTの精度によって大きく左右されるため、より精度の高いSTTを開発することにした。また、STTを用いた機上での恒星同定機能を持たせることによって、制御動作および運用の能率化と、ひいては姿勢決定精度の改善を図ることとした(詳細は後述)。

「ASTRO-E」では、「あすか」に比べて更に高い姿勢指向精度を実現するために、外乱トルクの作用によりホイール系に蓄積される余剰角運動量のアンローディング制御に関して、MTQの駆動方法を変更した。すなわち、「あすか」では、MTQの駆動方法をバングバング(一定振幅の正あるいは逆極性の磁化状

態とオフの三つの状態の間で磁気モーメントを切り換える)としていたが、そのままでは MTQ の状態切り換えに伴って姿勢が微妙に変動する。「あすか」ではこの影響を低減するために、計算で予測される外乱トルクをホイールによるフィードフォワードトルクで低減する方式を採用していたが、ホイールの駆動時定数が MTQ のそれと異なるため、バングバング駆動の影響を完全に相殺することができなかった(この方式でも、「あすか」の姿勢精度要求は満足できる)。そこで「ASTRO-E」では、MTQ 駆動電流をアンローディング制御則に従って連続印加することにより、発生磁気能率を連続的に変化させる方式とした。この方式により、アンローディングのための磁気トルクが姿勢指向精度に与える影響は、大幅に改善されることとなる。

「ASTRO-E」は「あすか」よりも衛星が大型で、そのため(主に重力傾斜トルクによる)姿勢外乱も増大している。これに対応するため、「角運動量」制御を行う MTQ の容量は、より大きな磁気モーメントを発生できるものを必要とした。また、ホイールについても、外乱蓄積による余剰角運動量を十分に吸収できるように、大きな角運動量容量を持つ製品を採用することにした。

ところで、上述のように「ASTRO-E」では、MTQ を常時連続駆動しているために、GAS は地磁場だけでなく MTQ により発生する磁場も検出してしまい、このままの GAS 出力を角運動量制御則の計算に用いると誤ったアンローディング制御が実行されてしまう恐れがある。これを避けるため、GAS の搭載位置を MTQ からできるだけ離して、MTQ による磁気バイアス量を小さくする方法も検討したが、MTQ が発する磁気モーメントが大きいため、3 台の MTQ のいずれからでもできる限り離れた位置に GAS を搭載することにしても、MTQ から GAS への磁気バイアスは無視できなかった[この問題に関し、「あすか」では、GAS の計測のごく短い時間中は MTQ の駆動を行わない($M_x = M_y = M_z = 0$) ことで対応した]。そこで、1) 地上からのコマンドでアップデートされる衛星軌道要素に基づいて機上で衛星の位置計算をし、これと 2) 姿勢決定系から常時供給される衛星姿勢に対して、3) 地磁気数学モデルに基づいて地磁気磁界の各機軸方向成分を計算し、この結果を磁氣的アンローディング制御則の計算の中で用いることとした(この場合、GAS は打ち上げ初期における粗姿勢決定のため、および、セーフホールド制御における地磁気センサとして使用し、定常制御時には使用しないことになる)。

2.1.2 自然外乱と内部擾乱

衛星には外部から力が加わったり(自然外乱)、衛星内部に存在する物体によって力が生じたりして(内部擾乱)、衛星の姿勢を乱す原因となる。

姿勢に対する自然外乱トルクとしては主に次のようなものがある。

- 大気抵抗トルク : 衛星が希薄大気中を軌道運動する際に、衛星各部分が受ける力の(質量中心回りの)アンバランスにより生じるトルク
- 重力傾斜トルク : 衛星の各部分に作用する重力の差により生じるトルク
- 太陽輻射圧トルク : 太陽光が衛星表面で反射/吸収される際に生じる圧力の(質量中心回りの)アンバランスにより生じるトルク
- 残留磁気トルク : 衛星搭載機器が帯磁している場合、その磁化と地球磁場が干渉して生じるトルク

内部擾乱源としては、太陽電池パドルや通信用アンテナのような柔軟構造部が衛星に含まれる場合、その振動は衛星本体の姿勢を乱す原因となる。また、搭載機器の中に可動物体がある場合、その運動は擾乱源となりうる。二次推進系の燃料のような可動流体も含まれる。

姿勢制御系を設計する際には、衛星姿勢に対するこれらの外乱や内乱の大きさを正しく見積もることが必要となる。

(1) 「あすか」

「あすか」に加わると考えられる自然外乱の大きさの見積り結果を表 2-5 に示す。

表 2-5 「あすか」姿勢に働く自然外乱の見積り値

	最大トルク [Nm]	一軌道あたりの蓄積角運動量 [Nms/orb]
大気抵抗	1×10^{-4}	0.1
重力傾斜	1×10^{-3}	3
太陽輻射	4×10^{-5}	0.1
残留磁気	5×10^{-5}	0.1
合計	1×10^{-3}	3

表 2-5 より、「あすか」の主な自然外乱源は重力傾斜であることが分かる。これは、「あすか」が X 線望遠鏡方向に細長い形状であることから生じた結果である。

内部擾乱源として考えられるものは、能動的な可動物体は特になく、姿勢の変化で内部流体が動かされるものとしてヒートパイプがある。しかしその影響は非常に小さく、特に慣性空間固定姿勢を保つ定常運用時にはまず影響は無い。他に柔軟構造体として太陽電池パドルがあるが、これは高精度姿勢指向制御に大きな影響を持つので、その取扱いについては別項で述べる。

(2) 「ASTRO-E」

「ASTRO-E」に加わると考えられる自然外乱の大きさの見積りを表 2-6 に示す。

表 2-6 「ASTRO-E」姿勢に働く自然外乱の見積り値

	最大トルク [Nm]	一軌道あたりの蓄積角運動量 [Nms/orb]
大気抵抗	5×10^{-4}	0.5
重力傾斜	1×10^{-2}	30
太陽輻射	2×10^{-4}	0.6
残留磁気	2×10^{-4}	0.4
合計	1×10^{-2}	30

「ASTRO-E」の形状は「あすか」にほぼ相似のまま寸法が大きくなったものであるため、表 2-6 より、やはり主な自然外乱源は重力傾斜であることが分かる。しかもその大きさは「あすか」の約 10 倍であることが分かる。「ASTRO-E」では、この大きな外乱に見合った容量のホイールと MTQ を選択する必要がある。

「ASTRO-E」の場合、内部擾乱源として考えられるものは、次のようなものがある。

- RCS 燃料 : 軌道変更制御のために搭載する RCS の燃料。
- 液体ヘリウム : 観測機器 XRS を冷却するために搭載する冷却剤。
- フィルタホイール : 観測機器 XRS へ入射する X 線の強度を調整するための機器。
入射強度を変化させるために 5 種類の X 線用フィルタを備えた小さなホイールをステッピングモータを用いて回転駆動する。

磁気冷凍機 : 観測機器 XRS を冷却するために搭載する機器。超伝導磁石で励磁した後、断熱消磁していく際に得られる冷却効果を利用したもの。一部の磁界が機器外部に漏洩して地磁気外乱トルクを生じる。

このうち、最後の磁気冷凍機は物質が動いて内力を発生するものではなく、遮蔽しきれない磁場が外部に漏洩して生じる外乱源である。機器を動作させないと磁場が発生しないため、衛星残留磁気には含まれていないが、姿勢に対する影響の仕方は残留磁気と同じである。この磁気冷凍機によって発生する外部磁場は、「ASTRO-E」システム試験で測定することによって、最大約 150Am^2 の磁気能率に相当し、MTQ のそれに匹敵することが分かった。「ASTRO-E」の開発当時の見積りよりも大きいことが、装置製造後のシステム試験で分かったため、この外乱を積極的に排除する対策を取ることができなかった。幸い、この磁気冷凍機を最大駆動している期間はミッション観測を行っていない時期であるため、その間の姿勢に対する精度要求の緩和を衛星システム担当に了承してもらうことが出来た。また、磁気冷凍機を最大駆動している時期にセーフホールドに入った場合、太陽角が設計値よりも若干大きくなる危険性が生じることが分かったが、これについてもシステム側の妥協を得ることができた。なお、現在開発中の「ASTRO-EII」では、この発生磁気能率を MTQ によってフィードフォワード的に補償する機能を持たせることにしている。

上記擾乱源の最初の二つは流体で、その運動は衛星の運動によって生じる。フィルタホイールはステッピングモータによって能動的に回転動作する時に内乱トルクを生ずる。しかし、いずれも、慣性空間固定の姿勢を保持する定常姿勢制御中には影響が非常に小さく、要求姿勢精度に対して無視できる。

2.1.3 姿勢決定誤差要因

2.1.1 項の中で、人工衛星の姿勢制御精度は姿勢決定誤差によって大きく影響されることを述べた。この姿勢決定誤差の要因として、大きく分けると以下が考えられる。

- ・姿勢センサの計測誤差
- ・姿勢センサアラインメント誤差
- ・姿勢決定のアルゴリズムに起因する誤差

姿勢の計測に用いられる主センサは、「あすか」「ASTRO-E」ともに通常は IRU と STT である (STT が 1 台故障時のみ NSAS も用いられる)。

センサの計測誤差をセンサ別に考えると、IRU の場合、レート積分ジャイロのバイアスレートの誤差が特に問題となる。バイアスレート (の緩やかな変動成分) は、4.4.1 項で後述するように、姿勢決定処理の中でコマンドにて適当な初期値を与えて、カルマンフィルタによって推定を行っており、IRU 出力であるレートデータを使用する時には、推定されたバイアスレート (変動) 分を補正して使用している。しかし、このバイアスレートの値は一定ではなく時間的に変動する性質 (ドリフト特性) を持っているため、推定値が完全には真の値を追従しきれないと考えられる。その誤差分が姿勢決定誤差の一因となりうる。また、IRU ジャイロからのレート出力に含まれるランダム誤差も姿勢決定の誤差の一要因となる。この IRU 出力ランダム誤差は、採用した IRU の場合、短い時間内の姿勢制御に対しては若干の影響を及ぼすと考えられるが、ランダム性が高いため、長い時間の積分値に対してはほとんど影響が出ないと考えてよい。

また、STT の場合は色々の誤差要因が考えられる。CCD ピクセルからの信号読出しに伴うノイズ、CCD ピクセル暗電流のバラツキやピクセル感度むらなどに起因する電氣的なランダムノイズやバイアスノイズ、光学系の光学的および熱的歪みに起因する誤差、撮像時間内の衛星姿勢の運動のために生じる計測誤差などである。また、衛星から見る恒星方向には、太陽の回りの地球の公転運動や、衛星の地球回りの軌道

運動などにより発生する光行差によるずれが生じる。従ってSTTが観測する恒星の方向にもこの光行差分のずれが含まれており、STT出力値使用時には簡単な補正を行っているが、この補正誤差も考えられる。

センサの衛星への取り付け時のネジの遊びなどにより、あるいはロケット打ち上げ時の衝撃によって、センサの衛星に対する取り付け方向に変化が生じる。いわゆるアラインメント誤差(ミスアラインメント)である。通常、姿勢制御の基準となる座標系は、光学センサに固定した座標系群から決まる一つの座標系と考えてよいが、個々のセンサの間にミスアラインメントが生じると基準座標系が“狂う(変わってしまう)”ことになる。STTのように高精度の姿勢センサからなる姿勢決定系では、打ち上げ後に観測データを用いてセンサ間のミスアラインメントの較正を行うことが必要となる場合がある。

姿勢決定処理アルゴリズムの中にも、姿勢センサ動作や衛星運動の数学モデル化誤差の影響や、微分方程式の数値解法などに伴って生じる誤差が含まれている。

こうした誤差をそれぞれ見積もって積み上げたものが、2.1.1項の姿勢制御の設計目標の中の姿勢決定誤差である。積み上げた結果がミッション要求を満たさない場合は、個々の要因を再検討し、改善できるところを見つけ、場合によっては機器を新規開発する必要が生じる。「ASTRO-E」では、「あすか」のSTTのままでは姿勢精度要求を満たすことができず、更に精度の高いSTTを新規開発することにした。

2.1.4 柔軟構造付属物の取扱い

衛星に柔軟構造物が付属している場合は、その柔軟特性が姿勢運動に与える影響を考慮して姿勢制御系を設計する必要がある。もし姿勢制御が柔軟構造物を共振させるようなことがあれば、そのために衛星本体の姿勢が大きく乱れることとなり、最悪の場合には、姿勢制御が不安定になってしまうことになる。また、人工衛星内で姿勢制御機器(センサ、アクチュエータ)が搭載されている位置とミッション観測機器との間に柔軟構造物が存在して、その柔軟性が高い場合には、姿勢制御機器が取り付けられている箇所の姿勢がうまく制御できても、ミッション機器の姿勢を適切に制御できない状態になる場合も考えられる。

「あすか」と「ASTRO-E」の場合は、どちらの衛星についても柔軟性を問題とすべき構造物は太陽電池パドルであった。そこで、衛星の構造設計担当者が太陽電池パドルの柔軟構造振動のモード解析を行い、各モードの固有振動周波数や衛星本体(剛体)の運動との結合係数などを求めた。その結果、二つの衛星ともに太陽電池パドルの固有振動数は1Hz以上であることが分かった(そのようになるように太陽電池パドルを設計した)。また、振動の結合も十分に小さくできることが分かったので、二つの衛星ともに姿勢制御系の制御帯域が0.1Hz以下となるように設計することで、姿勢要求精度などを満足する制御が実現できると考えられた。

「あすか」の軌道上運用実績から、衛星を剛体と見なしたダイナミクスシミュレーション結果と、実際の軌道上の動作は非常によく一致していることが分かり、設計時の判断が正しかったことが実証された。

2.2 姿勢制御系の諸機能とその実現法

本節では、「あすか」[3]と「ASTRO-E」[4]のミッション要求を具体的に実現するために必要となる姿勢制御系の諸機能と、それらを実現する方式の概要について述べる。より具体的な記述は4章にて行う。

2.2.1 衛星の軌道投入と初期姿勢捕捉

(1) 「あすか」

「あすか」の初期姿勢捕捉シーケンスを図2-1に示す。

「あすか」は、予定どおり、ロケット最終段によって与えられる約130rpmのスピンの角運動量に基づく姿勢安定化状態にて軌道投入された。引き続き、このスピンはYoYoデスピナにより目標どおり約7rpmに低減された。このスピン目標値7rpmの設定は、衛星分離時に生じるニューテーションの大きさ及び

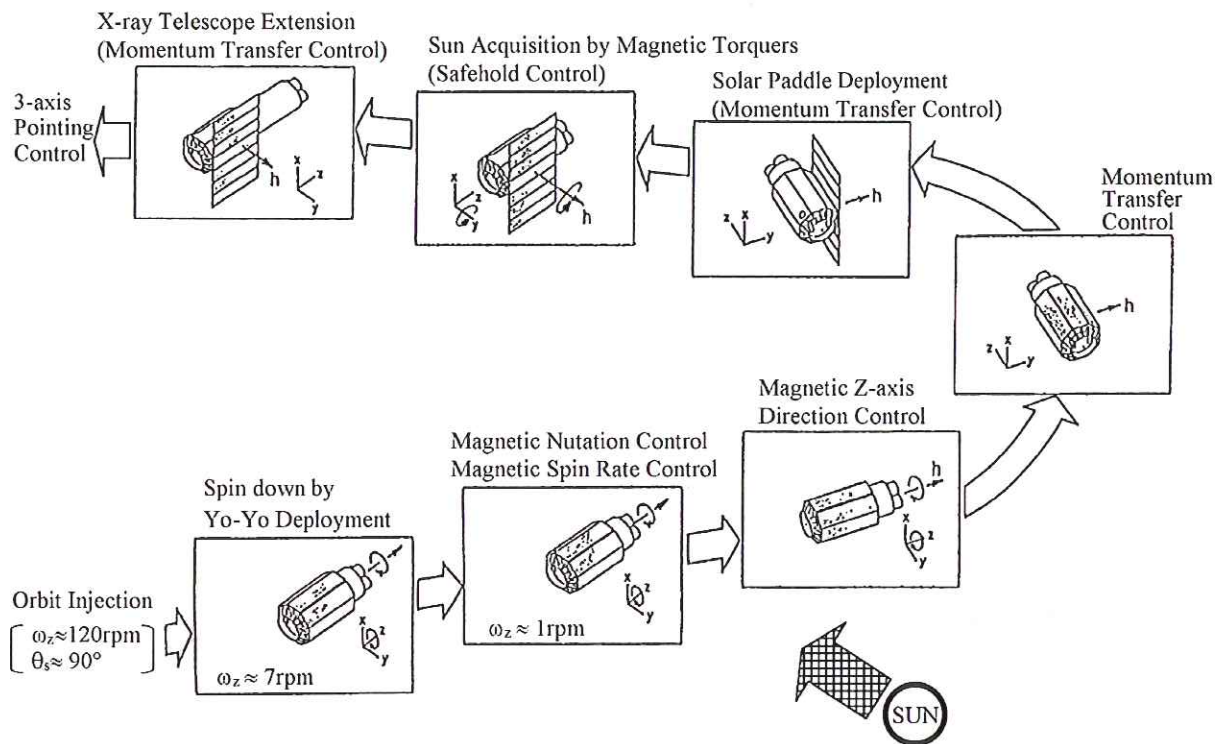


図 2-1 「あすか」初期姿勢捕捉シーケンス

YoYo 動作の不確定要因に伴うスピン最終値のばらつき範囲を見積もり [5]、その最低スピン値においても数日間は環境外乱トルクによって姿勢が大きく流されない値として決められている。

三軸制御に移行するまでの数日間の衛星の姿勢は、このスピンによる角運動量剛性を頼りに安定化される設計とした。衛星分離時に生じて YoYo スピンドアウンによって拡大されるニューテーションを減衰するために、「磁気トルキングによるニューテーション減衰制御」を行った。なお、衛星分離直後のスピン軸は衛星の最小慣性主軸であるが、衛星系の運動エネルギーの消散率解析によれば、ニューテーションの発散時定数は十分に大きいと見積もられ、能動的ニューテーション減衰制御を常に行わなくとも、JKSC からの非可視期間中にフラットスピンに陥ることは無いと判断された。このことは、ニューテーション減衰制御を実行していない期間中の衛星姿勢に関する軌道上の実データからも実証されている。

YoYo デスピナによるスピン低減後は、搭載アンテナ系の電波放射特性 (アンテナパターン) を考慮して、地上との通信リンクが保証される姿勢まで衛星のスピン軸を、磁気トルキングを用いたスピン軸方向変更制御 (地上コマンドに基づく Z 軸 [=スピン軸] トルカの極性切換) で移動させることとした。この時、スピン軸方向制御の目標方向の設定に関しては、更に次の条件を考慮しなければならない。

太陽電池パドルは衛星の Z 軸回りに巻き付いた形状で打ち上げられるため、衛星がスピンしている状態では電力発生の観点から Z 軸と太陽方向が直交していることが望ましい。しかしながらこの状態で、「角運動量トランスファによる軸変更制御」(4.3 章参照) を行った後に太陽電池パドルを展開すると、太陽電池パドル面法線が太陽方向と直交することになるため電力を発生することができない (なお、この「軸変更制御」とは、機体が持つ角運動量をホイール系に吸収させることを通じて衛星のスピンを止めるとともに、角運動量方向すなわち慣性空間に対する衛星の姿勢変更をも同時に行う制御である)。従って、「磁気トルキングによるスピン軸方向変更制御」の目標姿勢方向としては、Z 軸からの太陽角が 90deg よりも小さい適当な角度を選ぶ必要がある (もし太陽角を 90deg よりも大きな適当値に選ぶと、角運動量トランス

ファ制御の後では太陽電池パネルの裏側から太陽光が入射することになる)。「磁気トルキングによるスピン軸方向変更制御」の目標姿勢を、「角運動量トランスファ軸変更制御」の前後の太陽角が変化しないように選ぶと、「角運動量トランスファ制御」の前後(で、太陽電池パドル展開前)における発生電力の変化は無い。実際には、長い時間を要する磁気トルキング制御の期間をできるだけ短くして、できるだけ早期に太陽電池パドル展開を行い、十分な発生電力を確保したいという観点から、「磁気トルキングによるスピン軸方向制御」後の目標太陽角は60degに選んだ。なお、この場合、先述の(地上局との)通信リンクは成立している。

スピン軸が目標方向に到達した後、続く「軸変更制御」を実行するためには、スピンレートがジャイロのレート計測範囲内であることを要するため、姿勢制御系には「磁気トルカを用いたスピンレート制御」機能を持たせることにした。なお、このスピンレート制御は、正規の初期運用シーケンスではスピンレートを低減させるために使用するものであるが、何らかの異常でスピンレートが必要以上に低下した場合のために、スピンレートを上昇させる機能も持たせている。

「磁気トルキングによるスピン低減制御」の後(約0.05rpm)、「角運動量トランスファによって軸変更制御」を実行して衛星スピンの停止すると、それまで慣性空間に対して衛星Z軸が向いていた方向(=角運動量ベクトルの方向)に衛星Y軸(=太陽電池面法線方向)が向くこととなり、従ってY軸からの太陽角はほぼ60degとなる。

続く太陽電池パドルの展開後、(太陽電池パドル面法線方向に向いている)衛星角運動量を定常運用時の方向である太陽方向に向ける制御が必要である。そこで、上記の「角運動量トランスファ軸変更制御」後はホイール系が保持している全角運動量を、一度衛星に戻すことによってY軸回りに衛星をスピンさせ、初期運用時と同様に、このスピン軸の方向を「磁気トルキングによるスピン軸方向変更制御」によって太陽方向に向けた後に、再びホイール系に吸収させるという方法が考えられる。しかしながら「あすか」や「ASTRO-E」の場合には、衛星の質量特性のために、衛星をY軸回りに長期にわたり安定にスピンさせることはできないことを示すことができる(後述)。従ってここではこのような方法を採用できない。これに代わる方法として、ホイールと衛星が角運動量を分担した状態で角運動量方向を太陽方向に指向する制御である「セーフホールド制御」を応用して、角運動量方向の太陽捕捉を行うことにした。「セーフホールド制御」は正規の場合、Y軸に視野中心を持つスピン型太陽センサSSAS-SAの使用を前提としているが、太陽角60deg付近の姿勢では太陽がSSAS-SAの視野外になる可能性があるため、この初期の太陽捕捉の目的で実行する「セーフホールド制御」では、もう一台の太陽センサとしてスピン型太陽センサであるSSAS-SBを用いることとした。SSAS-SBの視野は衛星YZ面内でY軸から-Z方向に7.5degのところまでのびているため、「セーフホールド制御」によって太陽方向がこのSSAS-SB視野端までくるような姿勢を実現することができる。

「セーフホールド制御」によって衛星角運動量方向を太陽から7.5deg付近まで向けた後、それまで停止していた2台のホイールを再起動し、4台のホイール制御により衛星スピンを止めて、そのまま「三軸制御」に移行させることにした。

以上が「あすか」の軌道投入から三軸制御にいたるまでの初期姿勢捕捉シーケンスである。なお、以上の初期運用時各制御機能及びセーフホールド制御は、姿勢制御系の動作から見て緊要な運用であるために、当時の搭載姿勢制御計算機の実績が少なかったこともあり、すべてハードワイアードロジックで実装している。

(2) 「ASTRO-E」初期姿勢捕捉制御バックアップ系

「ASTRO-E」の初期姿勢捕捉制御は、正規にはRCSを用いて行われる。これについては、2.2.2項で述べる。ここでは、RCSが故障した場合を想定して準備していたバックアップ制御系について述べる。

RCSを用いないバックアップ制御機能としては、以下のものを準備した。

- ・磁気スピン軸方向変更制御
- ・磁気ニューテーション制御
- ・磁気スピンレート制御
- ・MW 自動太陽捕捉制御

これらのうち、最初の3種類の磁気制御は、「あすか」でハードワイアードロジックで実装したものと全く同じ制御則であるが、「ASTRO-E」ではこれらをソフトウェアロジックにより実現した。それぞれ、2.2.2項で述べる RCS スピン軸方向変更制御、RCS ニューテーション制御、RCS スピンレート制御のバックアップ系である。

MW 自動太陽捕捉制御は「ASTRO-E」独特のものである。これは衛星がZ軸スピンしている状態から、衛星Y軸を太陽方向に向けて三軸安定化するまでの制御であり、2.2.2項で述べる RCS 自動太陽捕捉制御のバックアップ制御となる。

MW による自動太陽捕捉制御則として、「あすか」の「軸変更制御」と同じロジックの適用を検討した。しかしその場合、「ASTRO-E」では衛星の慣性能率値が大きい上、(電力や重量の制限から)ホイールが発生できるトルクが小さく、「あすか」方式の「軸変更制御」を実行すると姿勢が落ち着くまでに1時間以上の時間がかかってしまうことが判明した。これに対して「あすか」の軸変更制御は10分程度で終了する。また一般に軸変更制御中は姿勢が大きく変動し、そのためこの間太陽電池に太陽光が常時当たる保証は無く、またこの制御に長時間を要する場合には日陰中にも制御が続くことになる。そのような状況下では、ホイールとIRUによる電力消費のため、衛星動作が電力的に厳しい状態になる可能性がある。これらの理由から、「ASTRO-E」では「あすか」と同じ「軸変更制御則」を採用することができなかった。

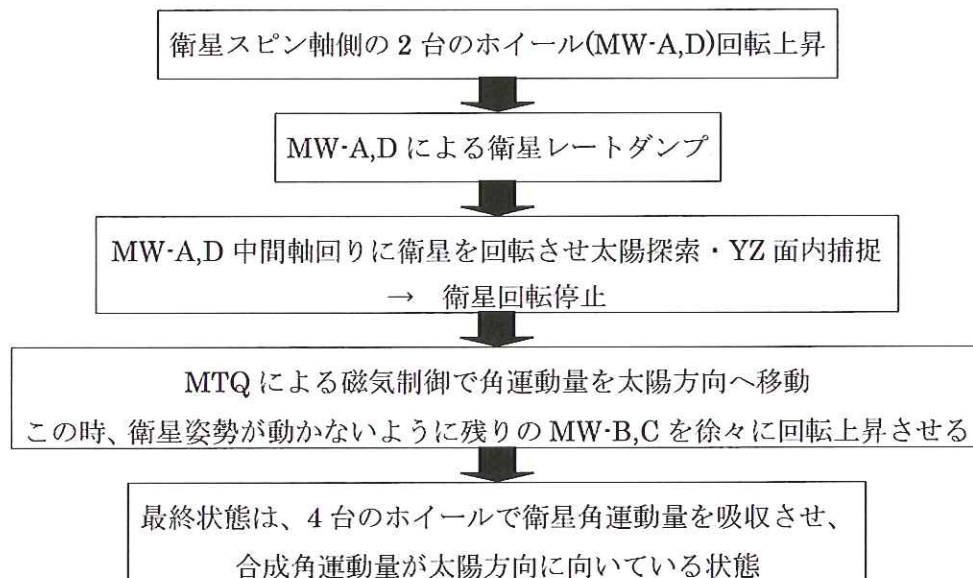


図 2-2 MW 自動太陽捕捉制御シーケンス

「MW 自動太陽捕捉制御」は、図 2-2 に示すような内部制御シーケンスで成り立っている。「ASTRO-E」では、衛星スピン軸 (= 衛星 Z 軸) に近い側に負の回転方向 (ホイール底面から筐体側を見て反時計回りの意味で、「ASTRO-E」ではホイール搭載場所の制限から、ホイールは4台とも負の回転をさせて使用する) を持つ二つのホイール MW-A および-D が張る角運動量平面は、衛星の XZ 平面と X 軸で交わり、衛星 +Z 軸から衛星 +Y 軸方向に約 27deg 傾いている (図 5-17 参照)。従って、衛星が Z 軸回りのスピンとして

持っていた角運動量をこの制御により(最初の2ステップで)MW-A,Dのみにより吸収すると、角運動量保存則により衛星姿勢は約27degだけ慣性空間で動くことになる。ホイールA,Dの回転数を同相で増減することにより全角運動量ベクトル回りに衛星を回転して、衛星YZ平面の+Y側に太陽方向が入るように太陽探索と面内捕捉を行う(第3ステップ)。初期に衛星Z軸と太陽方向がほぼ直交する方向の姿勢から制御を開始すると、衛星Y軸と太陽方向は常に30deg以内に保たれることを示すことができる。従って、太陽探索・面内捕捉終了後にMW-B,Cを徐々に回転して衛星スピンを停止し、太陽電池パドルを展開することにすれば、それに続く磁気制御は時間がかかるが、磁気制御全期間を通して十分な電力を確保することが可能となる。このような理由から、「ASTRO-E」では、「角運動量トランスファによる軸変更制御」ではなく、「MW自動太陽捕捉制御」を「RCS自動太陽捕捉制御」のバックアップとして準備することにした。

2.2.2 「ASTRO-E」の初期姿勢捕捉と軌道制御

「ASTRO-E」では、ロケットがミッション軌道に衛星を直接投入することができないため、衛星側に軌道調整用の推進系(RCS)を持たせている。そこで、軌道投入から三軸姿勢移行までの初期運用時姿勢制御にも、正規の場合、アクチュエータとしてRCSを用いる設計を採用した。しかし、RCSに異常が発生した場合には、2.2.1項の(2)に示したMWやMTQを用いた制御を実行する。

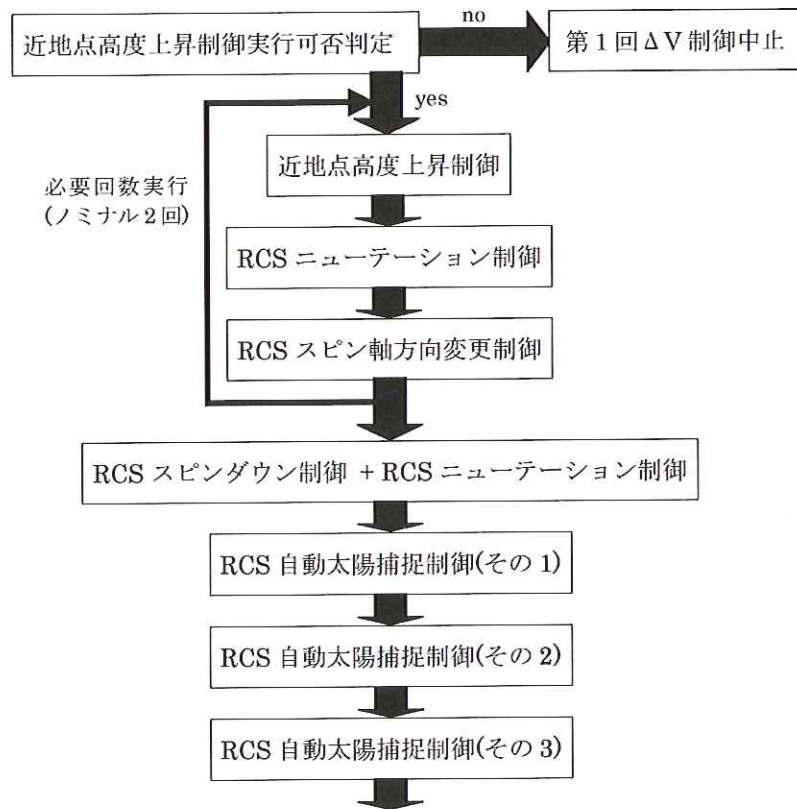


図 2-3 「ASTRO-E」軌道制御および初期姿勢捕捉シーケンス

図 2-3 に、「ASTRO-E」初期姿勢捕捉シーケンスを示す。以下では、これらの各制御機能について、その導入の背景を説明する。また図 2-3 には含まれない、RCSを用いた制御機能についても、同様に導入の背景を述べる。

(1) 軌道制御

ASTRO-Eはロケットにより、遠地点高度が約550kmで、近地点高度がそれよりも約300km低い楕円軌道に投入される。この近地点高度は、そのままでは衛星の高度を急激に低下させる大気抵抗の大きい領域であるため、速やかに近地点高度を上昇させる必要がある。そこで、遠地点付近で軌道速度を増加させることによって近地点高度を上昇させる ΔV 制御を実行する機能を持たせた。この ΔV 制御としては「スピン ΔV 制御」と「三軸 ΔV 制御」の2種類を用意した。

軌道投入後に衛星がスピンしている状態で実行する「スピン ΔV 制御」は、4基の23Nスラスタを一組として、コマンドで指定した時間だけ噴射する開ループ制御として設計した。この制御は、もし必要な場合、軌道投入後の最初の遠地点でも実行する予定であるため、なるべく単純な方式で実現しようとした。そのため、軌道投入に先立ってロケットにより衛星にスピンを与えることで角運動量剛性を持たせることとし、4基のスラスタ間に多少の推力アンバランスがあっても、スラスタのオフモジュレーションのような能動的な閉ループ制御無しで ΔV 方向を維持することができるようにした。なお、軌道投入直後の姿勢のままでは遠地点においてスラスタ噴射の方向が軌道速度方向を向いてしまい、必要な ΔV が得られないため、まず衛星分離に先立って、ロケットの姿勢制御によって軌道面法線回りに約180degの姿勢変更を行うようにしている。

衛星分離後最初の遠地点における ΔV 制御を正しく行うためには、ロケット最終段による上述のスピンアップと180deg姿勢変更の両方が正しく行われている必要がある。軌道投入後内之浦地上局(JKSC)からの最初の可視以降であれば、姿勢を確認してから ΔV 制御を実行するか否かの判断を地上で行うことができるが、打ち上げ後最初の遠地点で最初の ΔV 制御を行う際には、制御実施可否の判断を地上で行うことができない。そのため、衛星分離後の日照期間中に、太陽センサからの情報(のみ)をもとに、ロケットによる制御が正しく行われたかどうかを機上で判断する機能を持たせることとした。もしこの機能で異常と判定された場合は、 ΔV 制御を実行しない。

ASTRO-Eのミッション軌道は、ロケットによって投入される遠地点高度を軌道高度とする円軌道である。そのため、近地点高度を約300km上昇させる必要がある。しかし、スラスタの推力の限界から1回の ΔV 制御でこれを達成することはできないため、3回に分けて実行することにした。ただし、M-Vロケットによる投入軌道の分散は大きいため、3回ともスピン状態で ΔV 制御を実行すると、その後の三軸移行制御を行うための燃料が確保できるかどうか懸念されるという問題が生じる。このため、スピン状態で2回の ΔV を実行し、三軸姿勢に移行した後に最後の1回を三軸安定状態で ΔV 制御できるように、「三軸 ΔV 制御」機能も準備した。

三軸 ΔV 制御の場合は、23Nスラスタの推力アンバランスを考慮すると、能動的に閉ループ姿勢制御を行わなければ ΔV 中の姿勢を維持することができない。そこでこの制御では、 ΔV 推進に使用する23Nスラスタをオフモジュレーション駆動することによって衛星のX及びY軸回りの姿勢を、また、3Nスラスタをオンモジュレーション駆動することによって衛星のZ軸回りの姿勢を制御しながら ΔV 制御を行うように設計した。

(2) RCS ニューテーション制御

ロケットからの衛星分離時や ΔV 制御時に生じるニューテーションを減衰させるために、RCSによるニューテーション制御を行えるようにした。このニューテーション制御は、スピン軸に直交する軸方向の角速度を検出できるIRU-XジャイロあるいはIRU-Yジャイロのいずれかをニューテーション角速度センサとして使用し、これらの出力のゼロクロス時をトリガ信号としてRCSスラスタを駆動することによって行われる。

しかしこの場合、以下の問題がある。すなわち、ASTRO-EのZ軸は搭載機器配置の都合から慣性主軸では無いため、実際にはスピン軸はZ軸に一致しない。そのためX軸やY軸もスピン軸と正確には直交せず、IRU-XやIRU-Yは慣性主軸の傾き分だけスピンレート成分をバイアス的に出力してしまう。5rpmの衛星スピンに対して慣性主軸の傾き(約2deg)の影響(IRU出力のバイアス)は無視できないため、このままでは最終ニュートーション角として大きな値が残ってしまう。このような事態を避けるために、スピンレートに起因するIRUのバイアス値(IRU出力の直流成分)を推定する機能(デジタル低域通過濾波器)を持たせることにした。ニュートーション減衰制御においては、推定されたバイアス値を計測されたレート値から差し引き、正しいゼロクロス時点を求めてRCS駆動を行う。

(3) RCS スピン軸方向変更制御

既に述べたように衛星軌道投入後最初の ΔV 制御のための衛星姿勢は、ロケットの姿勢制御によって実現される。しかし、2回目以降は、軌道面の退行効果により、スピン軸が軌道面内に留まらなくなる。そのため、スピン軸方向の制御機能を持たせることにした。すなわち、RCSの噴射タイミングを、衛星スピンに伴って太陽がNSASの子午線を通過後からの時間として指定するとともに、一定幅のRCS噴射パルスの噴射回数を指定することによる開ループ制御(ラムライン制御)として実現する。

(4) RCS スピンレート制御

ΔV 中の姿勢保持や、三軸姿勢移行までのスピン姿勢を安定に保持できるように、衛星にはロケットからの分離時に5rpmのスピンが与えられている。しかし、三軸姿勢に移行する際には、このスピンレートをIRUの計測ダイナミックレンジ内まで低減する必要がある。これはRCSによるスピンレート制御機能により達成される。通常の初期運用シーケンスでは、スピンレートを低減させる機能のみを必要とするが、異常時への対応も考えてスピンレートを上昇させる機能も持たせた。

RCSスピンレート制御には、「時間基準スピンレート制御」と「サンパルス基準スピンレート制御」の2種類を準備した。「時間基準スピンレート制御」では、コマンドにより、スラスト駆動周期、駆動時間幅、繰り返し回数を指定した後、駆動開始コマンドの送信とともに制御が始まる。「サンパルス基準スピンレート制御」では、太陽がNSAS視野子午線を横切る時からスラスト駆動を始めるまでの時間、スラスト駆動時間幅、噴射繰り返し数を指定し、これに従って駆動を行う。これらの制御の停止条件として、先に挙げた駆動の繰り返し数の他に、目標スピンレートを指定して、その目標に達したことをNSASによって検出したところで制御を停止する機能も持たせている。

RCSによるスピンレート制御の場合、MTQによる制御と異なり、スラストの連続駆動を行えば迅速にスピンレートを変化させることができる。しかし、機上でスピンレートを検出する手段はNSASであり、一スピンに一回の頻度でしかレート情報が得られない。そのため、スピンレートの変化が速すぎると、スピンレート低減の場合はスピンレートが目標を超えて低減されるか逆回転をしてしまう可能性がある。「サンパルス基準スピンレート制御」を導入した理由は、このような事態を避けて安全に確実にスピンレートを目標まで低減するためであり、サンパルスを基準としてスラストを駆動することにより、レートを検出しながらその制御が行われるため、目標レートへの到達が確実に行われる。

一方、「時間基準スピンレート制御」を導入したのは以下の理由による。すなわち、何らかの異常事態でスピンレートを上昇させたい時は、できるだけ速くこれを行う必要があり、またこのような場合は多少スピンレートが目標値を越えても大きな問題となることはない。このような場合は「時間基準スピンレート制御」の方が有利である。

(5) RCS 自動太陽捕捉制御

RCSスピンレート制御によってIRUの角速度計測ダイナミックレンジ内までレートを低減した後、RCS

自動太陽捕捉制御を実行することによって三軸姿勢に移行させる。ただし、三軸制御への移行の前提条件は、衛星が Z 軸回りに回転する時に太陽が NSAS の視野内を横切るような姿勢であることである。設計標準姿勢は、Z 軸方向と太陽方向のなす角度が約 90deg の姿勢である。この姿勢はあらかじめ (3) で述べた制御によって実現しておく。

RCS 自動太陽捕捉制御は、次のようなシーケンスから成り立つ。

まず、RCS を用いたスピンレート低減後に地上からのコマンドにより IRU-X,Y,Z ジャイロのそれぞれを起動する。これは、RCS 自動太陽捕捉制御実行のための前準備である。

RCS 自動太陽捕捉制御を開始すると、まず、RCS を用いた Z 軸回りの低スピンレートの調整によって Z 軸回りで NSAS 視野を緩やかに走査し、NSAS の視野内に太陽が入ったところでスピンを停止させる。次に Y 軸を太陽方向に向ける姿勢変更制御を RCS スラスタによって行う。この状態では衛星系全角運動量ゼロの三軸姿勢制御が RCS によって行われている。ここまでは機上の判断によって自動移行して実行される。これを RCS 自動太陽捕捉制御 (その 1) と呼んでいる。

次にコマンドによりホイールの電源を入れた後、制御の次のシーケンスである RCS 自動太陽捕捉制御 (その 2) をコマンドで開始する。まず RCS 制御で三軸姿勢を保ったまま、すべてのホイールを目標の一定回転数までランアップする。この結果、衛星のバイアス角運動量ベクトルを太陽方向に向けた三軸制御が行われることになる。

次に、地上からのコマンドにより MTQ 駆動装置の電源を入れ、RCS 自動太陽捕捉制御 (その 3) をコマンドで開始する。この制御はホイールと MTQ を使った三軸姿勢制御であり、RCS スラスタの駆動は行わない。

通常の RCS 自動太陽捕捉制御のシーケンスは以上であるが、前述の移行の前提条件を満たしていない状態、すなわち、Z 軸回りにスピンしても NSAS に太陽が入らないような姿勢であり、そのために衛星スピンレートも分からない状態への対処のために、前述の RCS 自動太陽捕捉制御シーケンスに先立って起動する制御を用意した。これを“RCS 自動太陽捕捉制御 (その 0)” と呼んでいる。図 2-3 は正規のシーケンスを書いたものであるため、この RCS 自動太陽捕捉制御 (その 0) は示されていない。この制御は、事前に IRU-X,Y,Z を立ち上げる必要がある。まず IRU-X,Y,Z による各軸回りの角速度の計測に基づき RCS によって衛星レートダンプを行い、次に衛星を Z 軸回りにスピンさせる。その状態で衛星 Z 軸回りに 360deg 回転しても太陽が NSAS に捕捉されなかった場合は、一旦 Z 軸回りのスピンを停止させ、X 軸回りに衛星を 60deg 回転させる。再び Z 軸回りに 360deg 回転させて NSAS 視野内に太陽が捕捉されるかどうか確認する。この操作を X 軸回りに 2 回まで実行すれば、必ず太陽が NSAS 視野内を横切る姿勢となるはずである。太陽が NSAS 視野内を横切る姿勢になったら、前記の通常の RCS 自動太陽捕捉制御に自動移行する。最終的には、NSAS 視野中心が太陽方向に向いた姿勢となり、その姿勢を保つように RCS による三軸制御が行われている状態になる。

(6) RCS スピン太陽探索制御

この制御は、姿勢が異常になった時のために用意した機能である。

先述したとおり、RCS 自動太陽捕捉制御への移行の前提は、衛星のスピンレートが IRU のダイナミックレンジ内であり、スピン軸と太陽方向がほぼ直交する姿勢であることである。しかし、初期の 5rpm スピン時には、スピンレートが IRU ダイナミックレンジを超えているため、RCS 自動太陽捕捉制御は正常に実行できない。このような状況で、太陽が一スピン中一度も NSAS 視野を横切ることはないような状態が発生した場合に、太陽が NSAS の視野を横切るように姿勢変更を行うための制御機能として本制御機能の設計を行った。これが RCS スピン太陽探索制御である。

この制御の概要は以下の通りである。

GAS-Xのゼロクロスイベントを利用してスピンレートを検出し、そのイベントの度にRCSを駆動することでスピン軸方向を慣性空間に対して移動させていく。これを、一スピンの間に太陽がNSASの視野を横切るようになるまで繰り返す。RCSスラスタ噴射によるスピン軸方向の変更は、軌道運動に伴う地磁場方向の変化の速さよりも速く実行できるため、結果的に、ほぼ慣性空間内の或る平面内でスピン軸方向を変化させていくことができる。そのため、必ずどこかで太陽をNSAS視野内に捕捉することができることになる。

この状態がほぼ定常的となった後は、太陽がNSASの子午線を横切る時に、これに同期して、AOCPのソフトウェアで発生させる擬似サンパルスを基準にして適切なRCSスラスタ駆動を実行し、スピン軸と太陽方向が90degになるように姿勢変更を行う。

先述した「スピン ΔV 制御」を目的としている場合には、上述の制御の最終状態でNSASおよびGASデータから地上で衛星のスピン軸方向を決め、スピン軸が衛星の軌道面内に入っていなければ、再びRCSスピン軸方向変更制御(ラムライン法)で調整を行う。

以上が「ASTRO-E」の初期運用時に使用できる制御機能である。

2.2.3 三軸姿勢制御への移行

(1) 「あすか」

「あすか」では、衛星形状の長手方向であるZ軸回りに与えられたスピンによる姿勢安定化をもとに、ロケット最終段との分離が行われるが、定常時には、衛星Y軸方向に対し垂直に展開された太陽電池パドルをほぼ太陽方向に向けて三軸固定指向させる必要がある。また、1.4項でも述べたように、セーフホルドのために角運動量を衛星Y軸と平行に維持する必要がある。そこで、Z軸回りスピンにより衛星がZ軸方向に持つ角運動量を衛星から見てY軸方向に変換すると同時に、衛星本体のスピンを停止させる制御である「角運動量トランスファによる姿勢変更制御」法を新しく考案した。

衛星がスピンすることによって持つ角運動量を、同じ軸方向に回転軸を持つホイールで吸収して衛星スピンを停止することは容易である。しかし、ホイールを衛星のスピン軸と直交方向に搭載して、ホイールで衛星角運動量を吸収することによって衛星スピンを停止させること(角運動量の保存則により、慣性空間における衛星の姿勢は90deg変化する)は、衛星の各慣性主軸回りの慣性能率が、ある一定の条件を満たさなければ成功しないことが一般的に知られている([6]参照)。その条件が満たされる場合には、単にホイール(系)を加速して、衛星角運動量を吸収するだけの一定の回転数へ上昇させるだけでよい。しかし「あすか」はこの条件を満たさないために、単にホイール(系)回転数を上昇させるだけでは、ホイールによる角運動量の倍の角運動量を持つ衛星本体スピスがホイール回転方向と逆方向に生じる状態となる恐れがある。「あすか」がこのような状態になると、太陽電池からの発電が得られなくなるためこれは許容できない。

また、類似の制御として「ようこう」で行った角運動量トランスファによる姿勢変更制御法があるが[2]、その制御は姿勢変更後にホイール系の回転方向がY軸に対し正方向か負方向かどちらになるかを保証できないものであり、必ずホイール回転方向を+Y軸方向にしなければならない「あすか」では採用できない。

そこで、IRUによる衛星角速度の計測とホイールによるトルキングを用いて、衛星レートダンブ制御とホイール回転数制御を行うことによって、ホイールのランアップと衛星姿勢変更を同時に達成する「軸変更制御」を実現する新しい独特の制御方式を開発することにした。「あすか」打ち上げ当時は搭載計算機の軌道上実績がまだ少なかったことから、多少複雑な演算を必要とする本制御ロジックを、これは“重要な”制御であるという認識からハードワイアードロジックとして実装することにした。この制御により、衛星Z軸スピン状態から、これに相当する角運動量をホイール系で吸収して衛星Y軸方向に変換するとともに、衛星本体のスピンを停止し、三軸静止姿勢状態にすることができる。ただし実際には、本制御の実装ではホイール系に吸収させる角運動量を固定値としているため、制御実施前に衛星が持つ角運動量がこのノミ

ナル固定値と異なっている場合には、その差分だけ制御後に衛星 Y 軸回りに多少衛星レートが残ることになる。後述のように、姿勢制御シーケンス上で、この特徴を逆に有効利用することも可能である。

「軸変更制御」は衛星の内力トルクしか用いないため、制御の前後では慣性空間に対する角運動量ベクトルは変化しない。従って、衛星が慣性空間に対し 90deg 姿勢変更することになる。そのため、ロケット分離直後は、太陽とほぼ直角方向に Z 軸を向けることで、衛星の回りに巻き付いた太陽電池面で電力を得ていたが、そのままの姿勢でこの角運動量トランスファによる姿勢変更制御を実行すると、太陽電池面に対して非常に浅い角度でしか太陽光を当てることができず、必要な電力を得ることができなくなる。そこで、「軸変更制御」前後のどちらでも電力が発生できるようにと、既に概説した「磁気スピン軸方向変更制御」によって衛星スピン軸が太陽光となす角度を 60deg 程度まで移動させてから「軸変更制御」を実施する。軸変更制御前後の電力発生効率だけを考えると、太陽角 45deg が理想であるが、「磁気スピン軸方向変更制御」は非常に時間がかかることと、多少浅い角度であってもまず衛星姿勢を三軸固定させて太陽電池パドルを展開した方が、全体としての電力発生効率があがることから、太陽角 60deg 程度を目標とすることにした訳である。

さて、上述の「軸変更制御」を実行することによって、ホイール系に角運動量を移すことができるので、このまま搭載計算機による定常姿勢制御に移行することが可能である。しかし、この場合、前述の通り太陽方向が通常の運用状態である衛星 Y 軸から 30deg 以内に入っていないため、衛星の角運動量方向を更に太陽方向に向けて移動させる必要がある。その一方法としては、磁気トルカを用いた軸方向制御を考慮することができるが、この方法による場合は制御に時間がかかる。その間 4 台のホイールを動作させることになるため、その電力消費が問題となり得る。この問題への対応策として、ホイールによる消費電力を少しでも節減するために、2 台のホイールを用いて実施される前述の「セーフホールド制御」を、このフェーズにおける太陽捕捉のために用いることにした。この方法により角運動量方向（および Y 軸方向）を太陽方向に向けた後に、再度「角運動量トランスファによる軸変更制御」を起動して、本来の三軸姿勢状態である「搭載計算機による定常姿勢制御」に移行する。この場合には、衛星本体の角運動量は既に Y 軸方向にあり、これを残る 2 台のホイールで吸収することになるため、衛星 Y 軸姿勢の変化は生じない。

なお、姿勢異常によって姿勢制御系動作が「セーフホールド制御」に移行した後に、再度、姿勢を定常姿勢に復帰させる際にも、上述の「軸変更制御」を用いるように設計した。「セーフホールド制御」から「定常姿勢制御」に直接移行させなかった理由は、「セーフホールド制御」や「軸変更制御」は IRU のレート計測のダイナミックレンジが広い“ワイドモード”を前提とした制御であるのに対して、「定常姿勢制御」はダイナミックレンジが狭い“ナローモード”を前提としているため、セーフホールド制御から直接には安定に移行させることが難しいことが判明したためである。

(2) 「ASTRO-E」

「ASTRO-E」における初期スピン状態から三軸姿勢制御状態への移行のための制御は、2.2.2 項で述べた「RCS 自動太陽捕捉制御」を使用することが正規である。また、RCS 故障時のバックアップとしては、2.2.1 項で述べた「MW 自動太陽捕捉制御」を用意している。いずれの制御でも、「あすか」のように事前に衛星スピン軸を慣性空間に対し変更する過程を経ることなく最終の三軸制御状態が実現できる。

一方、「あすか」では、“初期スピン”からも“セーフホールドスピン”（これをハイブリッドスピンと呼ぶことにした）からも、三軸制御状態に移行するには、同一の「軸変更制御則」を用いたが、「ASTRO-E」では、セーフホールド制御から定常姿勢制御への移行では「RCS(または MW) 自動太陽捕捉制御」を用いることはせずに、「定常立ち上げ制御」と呼ぶ遷移モードに移行させることにより、三軸姿勢制御状態へ直接移るように設計している。「定常立ち上げ制御」は、4 つの制御シーケンスから成り立ち、地上からのコマンドによる介入なしにこのシーケンスが自動進行するようになっている。これは、「あすか」のセーフホールド制御からの姿勢復帰制御時に、地上局の突発的な異常によりコマンドを途中で送ることができな

くなった事故への反省であり、地上局からの必要最低限の“開始コマンド”の後は、地上の指示を仰ぐことなく緊要な制御シーケンスが自動的に進行するように意図したものである。

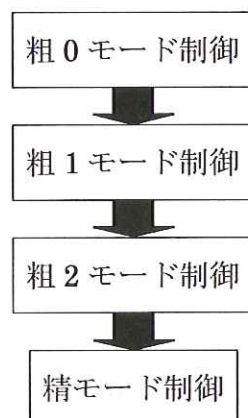


図 2-4 「定常立ち上げ制御」内部モード遷移図

「定常立ち上げ制御」は、図 2-4 に示すように 4 つの内部モードを持つ。この中で「粗 1 モード制御」から「精モード制御」までは、定常運用時制御モードの中に全く同じ形で組込まれている。

「定常立ち上げ制御」が開始された時に最初に起動される「粗 0 モード制御」とは、セーフホールドで回転を止めていた一対のホイールを回転させ、衛星角運動量をホイールに吸収させて衛星レートをゼロにする「レートダンピング制御」と、「全ホイールの回転数を同一値に揃える制御」とを組み合わせたものである。これにより、ホイールが 4 台使用できる正規の状態では衛星 Y 軸が角運動量方向に向くことになる。「粗 0 モード制御」は、「セーフホールド姿勢制御」から「定常立ち上げ制御」へ移行する時にのみ実行され、それ以外では実行されないように設計している。この「粗 0 モード制御」の目的は、単純な衛星レートダンピング制御のみではホイール系が吸収する衛星角運動量が衛星に対しどちらの方向を向いた状態で衛星の回転が停止するかを保証できず、このために太陽角が大きくて電力確保の難しい姿勢に陥ることを回避することにある。

「粗 0 モード制御」でホイール回転数が揃ったところで「粗 1 モード制御」に移行する。この制御は「粗 0 モード制御」からホイール回転数同一化制御を除いた単純な衛星レートダンピング制御である。「粗 1 モード制御」は、「粗 0 モード制御」からの移行以外に、「定常運用時制御モード」の中で、特に姿勢マヌーバ制御の開始時にも使用される。

ところで「ASTRO-E」では、2.2.5 項に述べるように、姿勢マヌーバに先立って制御の目標衛星角速度のプロファイルを計画立てる (スケジュールする) 方式を採用しており、このスケジュールリングでは、姿勢マヌーバ開始時には衛星が慣性空間に三軸固定していることを前提としている。このため、「粗 1 モード制御」でまず衛星レートダンピングを行うようにした。ここで「粗 0 モード制御」を使用しなかったのは、「ASTRO-E」の通常観測時には必ずしも衛星 Y 軸方向は太陽方向、あるいは衛星角運動量方向には一致していないが、「粗 0 モード制御」を実行すると必ず衛星 Y 軸を一旦衛星角運動量方向に向ける姿勢制御を経由することになり、無駄を生じるからである。通常の定常運用時で姿勢マヌーバを開始する際には、ほぼ衛星姿勢は慣性空間固定の状態であるために「粗 1 モード制御」はすぐに終了して次のステップに移るが、ここで「粗 1 モード制御」を設けたのは、万一つの姿勢マヌーバが終了しないうちに次の姿勢マヌーバ開始を指示しても、制御が破綻しないように保護するためである。

「粗 1 モード制御」により衛星の三軸角速度成分全てが規定値よりも十分に下回ったところで、「粗 2

モード制御」に移行する。このモードは、上述した「レートプロファイル」と呼ぶ姿勢マヌーバ計画を作る期間中の制御モードである。定常観測運用時には、機上で各瞬時の絶対姿勢が決定されるとともに、地上から与えた目標姿勢が姿勢マヌーバの目標姿勢となるが、セーフホールド制御からの“定常立ち上げ制御”中にはまだ機上で慣性空間における正確な衛星姿勢が得られておらず、また目標姿勢も地上から与えられていない。そのため、定常立ち上げ制御中は、その制御開始時に搭載計算機上で仮定した適当な絶対姿勢を初期値として採用し、IRUからのレート出力を積分して以降の姿勢伝播を行っている。「粗2モード制御」中は「粗1モード制御」が開始された時の姿勢(すなわち、「粗0モード制御」終了時の、衛星Y軸が衛星角運動量方向に向いた姿勢)を目標姿勢として制御することになっている。このように、地上姿勢決定によりほぼ正確な衛星姿勢が得られるようになるまでは、初期姿勢も目標姿勢も搭載計算機上で仮に決めた値を使用する。すなわち、慣性空間に対する衛星の(絶対)姿勢を知る必要はない。なお、STTによって姿勢更新を行うのは定常制御に入ってからであり、定常立ち上げ制御中は、光学的姿勢センサデータを用いた姿勢更新処理は行わない。なお、一旦定常立ち上げ制御で「粗0モード制御」から「精モード制御」まで移行した後に(すなわち三軸固定指向制御中から開始して)、姿勢マヌーバ開始コマンドによって「粗1モード制御」(すなわち「レートダンピング制御」)から制御を始める場合は、目標姿勢を勝手に設定することなく、地上からのコマンドで指定された目標姿勢を制御の中で採用するように設計している。

「粗2モード制御」によりその目標姿勢に近づいたところで「精モード制御」に移行する。「精モード制御」は制御則的には定常運用時制御モードにおける「三軸姿勢ポインティング制御」そのものであり(ただし、STTデータによる姿勢更新は行っていない)、衛星“角速度制御”に衛星“姿勢角制御”を加えた三軸指向制御である。

以上のように、ハイブリッドスピン状態からの定常立ち上げ制御が、定常運用時制御モード(後述)における姿勢マヌーバ及び姿勢ポインティング制御の中の相当機能部と異なるところは、後者にはない「粗0モード制御」を含むことと、「粗1モード制御」開始時に“搭載計算機で適当に仮定した姿勢”を目標姿勢として設定して制御を実行するところである。

2.2.4 姿勢決定

(1) 「あすか」

「ぎんが」では、大角度姿勢マヌーバを行う際、姿勢変更前の姿勢から姿勢変更後の目標姿勢までの相対角度情報を機上の姿勢情報として持たせることによって制御を行っていた[1]。この方法では、同じ姿勢を目標姿勢とする場合でも初期の姿勢次第で異なる指定となる。姿勢(制御)に対する要求が高度になるにつれて、より直接的でかつ普遍的な姿勢表現を採用する必要性が出てきた。そこで「あすか」では、より直接的な姿勢の表現として、慣性空間に対する姿勢を表すパラメータを採用することにした。周知のように、そのようなパラメータにはいくつかの種類があるが、角速度を伝播(=積分)して姿勢を計算する処理の際に、三角関数を用いずに代数計算のみでできるという点や、姿勢の表現に関し特異性を持たないために精度のよい安全な伝搬処理ができるという特徴を持つ、オイラーパラメータ(=quaternion)を機上の姿勢表現方法に採用することにした。基準とする慣性座標系は、ミッション観測系でも採用している1950年分点赤道座標系とすることにした。

姿勢決定精度に対する「あすか」のミッション要求を満たすためには、IRUにより計測される衛星レート(角速度)情報を計算により伝搬(積分)して得られる姿勢に対して、IRUのバイアスレートがドリフトすることから生じる誤差と、大角度の姿勢マヌーバを行った時にIRUのスケールファクタ誤差から生じる姿勢誤差を、時間的には間隔をおいて離散的に得られるSTT出力、すなわち絶対姿勢の計測値を援用することによって補正する必要がある。

「ぎんが」でも、地上ではSTTテレメトリを使用して姿勢情報の類似の更新処理を行っていたが、運用の手間がかかり、姿勢決定(推定)値が決まるまでに長い時間を要していた[1]。また、大きな角度の姿勢

マヌーバを行う場合、マヌーバ直前の正確な初期姿勢を決定することが実際上困難な上、マヌーバ直後に STT データにより機上で最終姿勢を直接“較正”しない(できない)ため、目標姿勢に対する姿勢誤差が大きく残ってしまう。なお、「ぎんが」では姿勢制御用搭載計算機の能力が低かったために機上での高精度姿勢決定ができなかったにも関わらず、姿勢マヌーバが磁気トルカを使って行われていたために非常に時間がかかったため、地上における姿勢更新に頼ってもミッション運用には特に差し支えは生じなかった。別の見方をすると、これは IRU が高性能であった—小さくて安定な G 不感レートバイアスを持つ—ことによる。しかし「あすか」では「ぎんが」に比べれば非常に迅速な姿勢マヌーバが必要となり、また高い姿勢指向精度要求があるため、機上での姿勢更新処理も含めた姿勢決定系を持つ必要がある。

そこで「あすか」では、IRU データに基づく機上姿勢伝搬処理に加えて、STT データを用いた姿勢更新処理を機上で実現することにした(参考文献 [7] 参照)。ただし、「あすか」の姿勢制御用搭載計算機でもその能力からの制約があるため、姿勢更新のために利用する恒星の候補はあらかじめ地上で選択してコマンドで指定しておく方式を採用することにした。つまり、STT データを用いた“恒星同定”処理は機上では行わないこととした。機上では、STT 視野内の複数の位置に切ったトラックウィンドウ(地上からコマンドで指定される)の中に捕らえられた星像が、地上で選択した恒星のものであることを大前提として、カルマンフィルタを援用して姿勢更新処理を行う。

姿勢指向制御のために要求される姿勢決定の精度は、X 線望遠鏡方向(衛星 Z 軸方向)に関するものが高く、Z 軸の回りに関するものは一桁低い要求となっている。従って、衛星 Z 軸方向に視野中心を持つように STT を配置できれば、STT 一台だけでその要求を満たすことができ、なおかつ X 線望遠鏡による観測期間中に STT による姿勢計測(恒星撮像)ができるため、これが最もよい方法である。しかしながら、衛星内機器配置上、X 線望遠鏡の視野を遮ることなく STT を衛星 Z 軸方向に向けて搭載することはできないことが分かり、検討の結果、衛星 Z 軸と直交する XY 平面内に視野中心が共に含まれる 2 台の STT を搭載することになった。視野中心方向を互いに直交させて配置し、2 台を同時に運用することで Z 軸方向の向きおよび Z 軸回りの姿勢決定精度を共に高くすることができる。しかし、2 台の STT の視野方向が直交しているため、姿勢如何によっては一方の STT 視野に地球が干渉して恒星の観測ができない時間帯がある。このような場合にも、IRU ジャイロが高安定であることと、またカルマンフィルタの効果によって、理論的には両方の STT の寄与が得られることになるはずである。しかし、「あすか」の実際の運用時には、上述の視野干渉の前後における STT の切替(これにより STT が観測対象としている恒星が切り替えられることになる)に伴うカルマンフィルタの過渡的応答などを避けて、“安定した”姿勢更新結果を確実に得るために、2 台の STT が同時に恒星を観測できる時間帯のみを姿勢更新処理の対象期間とする運用が行われた。これが可能であったのは、IRU のバイアスレートのドリフトが極めて小さかった(1 時間あたりの変動量が 0.001deg/hour 以下)ことによる。

なお、STT1 台のみで恒星を観測できる時間帯を姿勢更新処理の対象としなかった理由は、次のようなものである。すなわち、STT1 台では視野中心方向回りの検出感度が低く、姿勢更新処理に伴って視野中心方向回りに誤差が生じる可能性がある。それに対して、お互いの視野中心方向が約 90deg 離れた 2 台の STT を用いると、一方の STT の感度が低い軸回りの姿勢誤差は他方の STT によって感度よく補正されることとなり、直交三軸すべてにわたって姿勢決定精度が最も高くなることが期待できる。そこで 2 台の STT を同時に利用できる時間帯のみで姿勢更新処理をすることとしたのである。なお、7.5 項にて述べるように、「あすか」の STT には熱歪みによると思われる周期的な出力変動の現象が発生しており、このことも 1 台のみでは姿勢更新処理をしなかった理由の一つである。

なお、STT が 1 台故障した場合を想定して、NSAS 出力データを使ってもカルマンフィルタの姿勢更新処理ができる設計とした。しかしながら実際には、NSAS の太陽方向検出精度が STT の計測精度に比べて一桁以上悪い場合、STT 1 台と NSAS を用いた姿勢決定の精度はミッション要求値を満足することができない。

(2) 「ASTRO-E」

「ASTRO-E」の姿勢決定は、「あすか」の方式をベースにしているが、より精度が高くかつ運用性のよいものを目指した。

「ASTRO-E」でも姿勢の表現にはオイラーパラメータを採用した。ただし基準とする慣性座標系は、打ち上げ時期を考慮してミッション観測系でも採用した J2000 赤道座標系とした。

STT2 台で構成される座標系 (姿勢決定座標系) の姿勢決定の精度を決める誤差要因の中で、ほとんどの割合を占めるのが STT による恒星像中心方向検出精度である。そのため、「あすか」に比べてより精度の高い STT を開発することにした。

また、STT の視野方向は「あすか」と同様に衛星 Z 軸方向を向けるのが最もよいが、やはり視野干渉のために、そのように搭載することはできなかった。しかしながら「あすか」と同じ機器配置では、X 線望遠鏡による観測時間帯と STT2 台同時の恒星観測時間帯が重なる部分がほとんどないため、これは好ましくない。そこで、「ASTRO-E」では STT の視野中心方向を可能な限り Z 軸方向に傾けて搭載することにした (衛星 Z 軸から 60deg 傾いた方向に決まった)。これにより、X 線観測時間帯と 2 台の STT 観測可能時間帯は僅かながら重なるようになった。システム設計時には、これにより、IRU レートバイアスドリフトが機上姿勢決定結果に与える影響を少しでも抑えようという目論見であったが、結果的には (IRU が高性能であるため) 改善効果はほとんど期待できないことが判明した。結果的には、STT の精度を向上した上で、「あすか」同様 2 台の STT の同時観測と高い安定度の IRU 出力の伝播とを組み合わせる方法で、「ASTRO-E」のミッション要求値を満たすことができるであろうことが分かった。

また、姿勢制御用搭載計算機の能力が向上したため、STT の視野付近の恒星群のみを対象とする限定的なものではあるが、機上で恒星の同定処理を行うようにした。これにより、STT 恒星像トラックウィンドウの位置を地上コマンドであらかじめ固定する必要がなくなる。「あすか」では姿勢マヌーバの際、制御によって生じる姿勢誤差によりトラックウィンドウから恒星が外れることを恐れて、トラックウィンドウを最大値の 1 deg×1 deg 幅で指定しておかなければならなかった。このため、ウィンドウ内にしばしば複数の星が観測されて出力データが不正になることがあった。しかし、「ASTRO-E」では機上で恒星同定をすることによって、STT 視野内で観測された星像の中心位置そのものを中心とするトラックウィンドウを機上で設定することができるため、トラックウィンドウの大きさは非常に小さく取ることができる。従って、ウィンドウ内に複数の星が観測された時に生じる“恒星中心方向計測データ不正”の確率を低く抑えることができる。と期待できる。

恒星の同定方式として、「ぎんが」や「あすか」の地上支援系で採用したものは、「ダイレクトマッチング法」と呼ばれるものであるが、これは STT のトラックウィンドウ幅以内の精度で (粗) 姿勢が予め与えられていることを前提とした方式である。しかし、「ASTRO-E」では、事前の姿勢情報に頼らず、かつ、高速に処理ができるパターンマッチの手法を開発した。詳細は 4.4.1(3) 節で説明する。

搭載する太陽センサの精度は「あすか」と同じであるため、STT が一台故障した際の NSAS を用いた姿勢決定精度の低下は「あすか」同様防ぐことはできない。

2.2.5 三軸姿勢制御と姿勢変更マヌーバ

(1) 「あすか」

「ぎんが」では、初期姿勢と目標姿勢の間の相対姿勢角をコマンドで指定し、この相対姿勢角を誤差角と見なしてそれがゼロになることを目標とした制御系 (磁気トルキングとホイールトルキングの併用) を構築した [1]。

これに対して「あすか」では姿勢の表現方法としてオイラーパラメータを採用した。そこで、大角度姿勢マヌーバ制御の時も三軸姿勢ポインティング制御の時も区別なく、姿勢決定処理によって求めた現在の

姿勢とコマンドにより与えられた目標姿勢の間の回転のオイラー軸を計算により求め、その軸回りの回転角に比例した角速度を、姿勢制御補償器への基準入力値とする、角速度サーボ系として姿勢マヌーバおよびポインティング制御系を実装することにした。このようにすることによって、例えばポインティング制御中に姿勢決定系出力に或る誤差が生じていた場合、一時的にこの誤差分だけ本来の目標とずれた姿勢を保持する制御を行っていても、やがてSTTによる姿勢更新処理によってより正確な姿勢が得られれば、制御系は正しい目標姿勢に姿勢を自動的に変更することになる。ただし、マヌーバ中は速い姿勢変更が要求される一方で、ポインティング中はX線天体観測・撮像のために速い姿勢の動きをすべきでないという要求があるため、マヌーバ中(これを粗制御モードと呼ぶ)とポインティング中(これを精制御モードと呼ぶ)では基準入力としての目標角速度の大きさを変えることにした。

この目標角速度を基準入力とする姿勢制御補償器は、粗制御モードに於いては、安定性を損わずかつ速やかに目標姿勢に向けての追尾ができるようにするために、目標角速度とIRU検出角速度の差の或る係数倍を制御トルク指示値とするP制御器として構築した。精制御モードでは、絶対姿勢指向精度をより高くする目的で、PI制御器とした。

特に粗制御モードにおいては、角運動量によるジャイロ剛性の効果に対抗してオイラー軸回りの姿勢変更がスムーズに実行できることが必要である。そのために、慣性主軸回りの運動の相互干渉に相当するトルク値を制御トルク指示値からフィードフォワード的に差し引くことにより、衛星がゼロモーメント制御の場合と同じ運動を行うようにする、いわゆるデカップリング処理も行うことにした。同様に、磁気トルカによる余剰蓄積角運動量アンローディング制御に伴って生じる擾乱磁気トルクに対しても、ホイール系へのフィードフォワードによるトルク補償を行うこととした。

ところで、PループやPIループによって求められた制御トルク指示値をそのままホイールにトルクコマンドとして出力しても、ホイールの摩擦トルクのため指示値通りのリアクショントルクは発生しない。この摩擦トルクの影響を除く工夫として、第二の簡単な補償器を制御計算機のソフトウェアにより実装することとした。すなわち、摩擦のない理想ホイールの力学モデル(入力をトルク、出力を角速度=回転数とする積分器で、積分の時定数をホイールの慣性能率の値とする)に、上記の第一補償器からの指令トルクを印加し、積分器出力角速度を以てホイールのデジタルタコループ回路への基準(角速度)入力とする。このタコループ回路への制御目標入力は、実際には(回転角速度計測の精度を保証する観点から選んだ結果として)ホイールの回転周期(これは回転角速度に反比例する)であるため、回転角速度入力に対するタコループの制御ゲインはホイールの目標回転数に応じて変化することになる。このタコループゲインの設計では、ホイールのノミナル回転数である2000rpm付近で最適値となるように調整し、動作範囲の500~4000rpmで制御が発散しないように諸パラメータの値を選択した。

本制御系では一般にそれぞれX,Y,Z軸回りの衛星角速度計測値を必要とするが、これらはIRU-AおよびIRU-B内の合計5台のレート積分ジャイロから得られる。冗長な二軸を含む全五軸成分から任意の三軸を選び、これらから必要な角速度成分が得られるようにした。なお、本制御系の具体的な構成については4.4.2節にて説明する。

(2) 「ASTRO-E」

「ASTRO-E」の姿勢制御系では、基本的に「あすか」と同じ構成を踏襲したが、目標追従性がよりよく、また精度がより高い制御系を目指して設計を行った。

「あすか」の角速度サーボ系における目標(基準)角速度の与え方では、目標姿勢と現在姿勢の角度差が小さくなれば小さくなるほど目標角速度が小さくなるため、その制御応答は無限時間応答となり、必ずしも効率のよいものではなかった。また、マヌーバ開始時や終了時の過渡応答で姿勢の乱れが生じ、その乱れが収束・整定するまでの時間も姿勢マヌーバ時間を長くする原因の一つとなっていた。

そこで「ASTRO-E」では、マヌーバ開始前に、初期姿勢から目標姿勢に出来るだけ短い時間で到達する角速度経路 (Rate Profile) の計画を立て、マヌーバ実施中はその理想的な目標角速度を実現するように強力なフィードバック制御を行うという方式を考案し、採用することにした。この方式では、初めから姿勢マヌーバが終了する時間が決定しているため、有限な時間応答となる。またこの方式は、ホイールが発生できる制御トルクを効率良く利用していることと、上述の過渡状態での姿勢の乱れも小さく抑えられるという特徴を持つため、姿勢マヌーバに要する時間を短くすることができ、次の新しい姿勢における科学観測を速やかに開始することができる。

このように目標角速度の与え方は「あすか」と異なる方式としたが、その後のフィードバックループについては、衛星の質量特性が「あすか」と異なっている事実に応じて制御ゲインを変更・調整したこと以外は「あすか」同様の方式を採用した。ただし、「あすか」では、ハードワイアードロジックとして実装したデジタルタコ回路を採用したが、「ASTRO-E」ではホイールの動作回転数の範囲が「あすか」の場合より広いことと、姿勢制御搭載計算機の能力が向上していることから、ソフトウェアによりデジタルタコフィードバックロジックを実装した。すなわち、ホイールロータの高精度の回転速度情報が回転周期計測によってしか得られないため、ハードワイアードロジックによる場合には、ホイール回転角速度値と目標回転角速度値の差を直接的に得ることが困難で、従って回転角速度差に比例する制御トルクを直接的に作り出すことは難しい。このため、ハードワイアードロジックに依った「あすか」では、タコループを実際には周期フィードバック制御として実現せざるを得なかった。従ってこの場合、(角速度フィードバック系として見た場合) 目標回転数に応じて制御ゲインが変化してしまい、動作範囲の全域にわたって一定ゲイン特性を実現することができなかった。ソフトウェアロジックによれば、タコループの制御目標入力としてホイールの回転数差を直接与えることができるので、広い動作範囲 (400~6500rpm) で一定ゲインの制御特性を実現することができる。この動作範囲を周期フィードバックのみで実現しようとする、両端の回転数付近では安定な制御を実現できなくなる。このため、回転数域をいくつかに分けて制御ゲインをそれぞれに対し調整して割り当てなければ広範囲にわたって安定な系にすることができず、この場合、系は複雑になってしまう。

なお、ホイール回転数の計測では、「あすか」同様に、ホイール駆動モータのステータ側にはほぼ等間隔で複数個配置されているロータ回転センサのうちの一つに着目し、このセンサから得られるタコパルス列のパルス時間間隔を高速のパルスカウンタにより精度よく計測し、計算によって回転数を算出する方式を採用することにした。また、ハードウェアデジタルタコループの場合、タコパルス信号を受け取ってから次のホイールトルクコマンドを送り出すまでの時間遅れを短くすることは容易であるが、定期的な割り込み (32Hz に設計した) で起動するソフトウェアデジタルタコループの場合は、ホイールタコパルスを受け取ってから、AOCF 内のソフト処理が起動されるまでの時間遅れが生じるため、その間に生じたホイール回転数の変化分が反映されず、制御誤差が生じ、姿勢の乱れの原因となりうる。しかし「ASTRO-E」の場合、この原因による制御誤差は要求制御精度に比べて十分に小さく抑えられるため、この部分に関してこれ以上の対応処置は行わなかった。更に高い姿勢精度が要求されるミッションの場合は、この部分の見直しが必要である。

姿勢制御に用いるレートセンサである IRU については「あすか」と同様に、冗長を含む五軸分のレート積分ジャイロから任意の三軸分を選んで衛星の三軸レート成分が得られるようにした。

2.2.6 角運動量管理

(1) 「あすか」

「あすか」における角運動量は、1.4 項で述べたようにセーフホールド制御で姿勢を安定化させることを目的として持たせた。そのため、「定常運用時制御モード」における角運動量の方向と大きさの目標はそれぞれ、太陽方向、 $7.5 \pm 2 \text{ Nms}$ とした。すなわち、角運動量の方向は、セーフホールド制御時の (ハイブリッ

ド) スピン軸である、太陽電池パネル面垂直方向が向くべき方向にする必要があり、これは太陽方向である。また、角運動量の大きさとその範囲は、以下の2点を考慮して決定される。すなわち、1) セーフホールド制御中、スピン軸の方向制御ができない日陰期間中に、外乱で角運動量 (= 姿勢) が流される角度を、太陽センサの視野角よりも小さく抑え、かつ 2) 定常運用時制御モードにおいて、ホイール系がすべての角運動量を吸収できる範囲の値であることを目標とする。

「定常運用時制御モード」における角運動量制御則は、詳細は4.4.4節で述べるように「ぎんが」における磁気アンロード制御則と同じである。アンロードの基準角運動量は、太陽エフェメリスに基づいて(機上で)計算される太陽方向を向き、絶対値が7.5Nmsである角運動量ベクトルとする。日陰中でも角運動量制御を続行できるようにするために、制御に必要な太陽方向はエフェメリスに基づき計算された太陽方向とすることにした。この太陽方向は慣性座標系で得られるが、実際の角運動量制御は機軸固定座標系を参照して行われるため、姿勢決定系から得られる姿勢座標変換行列を使って太陽方向を機上座標系に変換する必要がある。そのため、この制御が正常に働くためには姿勢決定系が正常である保証が必要である。その確認のために、日照時にはエフェメリスで得られた太陽方向と太陽センサ計測値の比較によるチェックを常に行っている。このチェックは2.2.7節で述べるように異常検出機能の一つとして実現している。

2.2.8節で後述するように、セーフホールドでは角運動量の「方向」は日照中では常に制御されているが、角運動量の「大きさ」の制御はハードワイアードロジックで実現が困難なため、「あすか」では実行していない。この場合、セーフホールド制御中に自然外乱により角運動量が蓄積され過ぎると、系が不安定となる(セーフホールド姿勢を維持できなくなる)可能性が生じる。「あすか」のセーフホールド制御系は、予想される外乱の大きさ評価に基づいて、正規の軌道に対し、最悪の場合でも約一週間は不安定が生じないように設計した。

「あすか」の磁気トルカの駆動方式は、駆動装置の実装を単純化するため、バングバング駆動方式(大きさ一定でプラス・マイナス・ゼロの間を切り換え、その駆動時間幅を変化させることで平均的に所要磁気モーメントを得る方式)を採用した。磁気トルカによる磁界が磁気センサの計測に影響を与えないように、磁気トルカをオフする時期を設けてこの期間中に計測を行うことにした。なお、「バングバング駆動方式」を採用したことによる姿勢制御への磁気的外乱を抑えるために、フィードフォワードでホイールトルクにより補償するように設計したが、姿勢の乱れを完全には落とせなかった。しかし、「あすか」の場合、その乱れは姿勢要求精度内であった。

(2) 「ASTRO-E」

「ASTRO-E」に於いても角運動量制御の基本的な考え方は「あすか」と同様であるが、重力傾斜トルクによる外乱を機上で予測して磁気トルキングにフィードフォワードする制御則とすることで、必要な最大磁気モーメント値の低減を可能とした。この場合、制御則の実装は「あすか」の場合よりも複雑となってしまうが、「あすか」に比べての「ASTRO-E」の大型化に伴う外乱の増大に対処する方法として、重量・コストの点で有利であった。制御則の詳細は4章で述べる。

また、「ASTRO-E」ではセーフホールド制御において角運動量の大きさも制御することにした。これは、セーフホールド制御をソフトウェアロジックで実現することにより、より複雑な制御則を取り込むことが可能となったためである。これにより、「ASTRO-E」ではセーフホールド制御継続可能時間に対する制約を無くすことができた。

「あすか」では磁気トルカの「バングバング駆動方式」を採用したが、「ASTRO-E」では姿勢の乱れを小さくするために連続駆動を採用した。更に、磁気トルカが地磁気センサに与える影響を小さく抑えることができないため、地磁気センサによる地磁気計測に基づく制御ではなく、地磁気の数学モデルを用いた機上での計算により求めた地磁気三軸成分に基づいて上述の角運動量制御を実行することにした。

2.2.7 故障検出機能とその実装

(1) 「あすか」

「あすか」に関して言えば、その制御モードのうち、地上局からの可視期間中に常に動作を監視しているとは限らない「定常運用時制御モード」に対してのみ、異常検出に基づいて“セーフホールド制御”へ自動移行する機能(姿勢異常時制御モード)を持たせた。異常検出は姿勢制御装置(ACE)のハードワイアードロジックと、姿勢制御搭載計算機(ACP)のソフトウェアロジックにより行われる。これらにより異常が検出された場合、ACP ソフトが指示した、あるいはあらかじめ地上コマンドにより予約指示したホイールペアを使用するように、ACE がホイールオン・オフコマンドを発行する。その後、その他の機器のオン・オフや動作モードの移行を行うコマンド群を OG(Organaized Command) として発行するよう、TCU(Telemetry-Command Unit) と呼ばれるコマンド発生装置へ ACE から依頼の信号が出される。この異常検出からセーフホールド制御までのシーケンスを図 2-5 に示す。

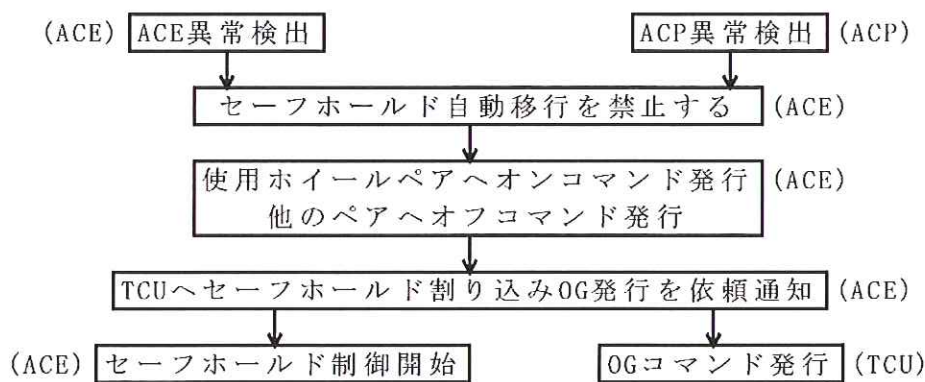


図 2-5 異常検出からセーフホールド実行まで（「あすか」の場合）

図 2-5 で、ホイールのみ、TCU からの OG コマンドでオン・オフせずに ACE 自身でオン・オフコマンドを発行している。それは、TCU 経由では実際にコマンドが発行されるまでには遅れ時間があり、この時間はホイールの異常のために姿勢が異常になるまでの時間と比較して無視できなかったためである。なお、図 2-5 のような異常検出により自動的にセーフホールド制御まで移行する機能は、地上コマンドにより許可や禁止ができるようにしている。また、図 2-5 のシーケンス中で、まず最初にこのセーフホールド自動移行機能を禁止しているのは、このシーケンス中やセーフホールド制御実行中に再度異常が検出されることによって、セーフホールド移行のシーケンスが再び初めから行われることを防ぐためである。特に、セーフホールド制御は ACE のハードワイアードロジックで実行され、その制御開始後も ACP ソフトウェアはオフせずに実行を続けるように設計しているため、セーフホールド移行後は立て続けに複数の異常が検出されるはずであることによる。

異常検出項目としては、主に、次の機器の故障に起因して生じ得る症状を検出するように設計した。

- ・ 姿勢制御搭載計算機 (ACP) ハードウェア／ソフトウェア
- ・ ホイール
- ・ IRU
- ・ STT
- ・ NSAS

この中に GAS と MTQ を含めていないのは、過去の長年に亘る衛星搭載の経験からこれらの機器は故障する可能性は極めて低いと結論し、冗長を持たせておらず、「定常運用時制御モード」においても「姿勢異常時制御モード」(セーフホールド制御)においても使用しているため、これらの故障に起因した異常を検出しても意味が無いためである。これら以外のセンサやアクチュエータは、定常制御に使用している機器をセーフホールド制御では使用しないことを基本として設計している。ホイールは4台のうち2台は双方の制御で使用する必要があるが、この場合は ACP ソフトウェアによる判断で故障の切り分け(故障ホイールの隔離)を行っている。ACE は冗長を持たないため、GAS,MTQ と同様の扱いである。

異常検出のうち、ACP の故障のみ ACE ハードワイアードロジックにより異常検出するように設計しており、その他の異常検出はすべて搭載計算機ソフトウェアによって行う。

ハードワイアードロジックにより検出している異常を次に示す。

- ・ ウォッチドッグタイマオーバーフロー
- ・ ECC2 ビットエラー

ウォッチドッグタイマは、ACP ソフトウェアが定期的に行っている姿勢制御処理ステップの最後にこのタイマのリセット行為を行っており、そのリセットが規定時間以内に行われなければこのタイマがオーバーフローし、ACE にタイムアウト信号を送信する。このタイムアウト信号が発生したということは、ACP が正しく動作していないことを示している。ただし、このウォッチドッグタイマは、ACP が定常運用時姿勢制御の処理を実行している時のみリセットを実行するように設計されており、ACP が姿勢制御の処理を行わない「イニシャルプログラムローダモード」ではリセットを実行していない。従って、ミスオペレーションにより ACP をイニシャルプログラムローダモードに移行させてしまっても、タイマはリセットされないために、一定時間が経てばウォッチドッグタイマオーバーフローが生じてセーフホールド制御に移行する。これにより、ミスオペレーションのために姿勢制御が行われないイニシャルプログラムローダモードに移行して、そのことに気づかないままその後何の姿勢制御も実行されず、衛星姿勢が異常な状態に陥ってしまう、ということを防ぐことができる。

ECC2 ビットエラーは、主に宇宙放射線によるシングルイベントアップセット (SEU) によって計算機メモリビットが反転した時で、ECC 回路によって訂正が不可能な 2 ビット以上の反転が生じた場合を検出する。SEU によって 1 ビットの反転が生じてても、ECC 回路はデータを訂正する能力を持つが、この状態で放置して偶然にも同じアドレスのメモリデータが再度 SEU によって反転すると、訂正不能の 2 ビットエラーとなってしまう。非常に短い時間で 2 ビットエラーが発生する可能性は低いですが、長い年月に 1 ビットエラーが 2 ビットエラーになってしまう可能性は無視できない。そこで、ACP ソフトウェアで、姿勢制御処理の合間に、使用している全 RAM データを 1 バイトずつ読み、その読み込んだデータを同じアドレスに書き直すメモリリフレッシュ処理を導入することにした。この行為を行うことにより、1 ビットが反転していたデータを元の状態に戻すことができる。しかし、これにも関わらず 2 ビットエラーが生じた場合には、本検出機能によって異常が検出され、(自動移行許可の状態であれば) セーフホールド制御が起動される。

その他の異常判断はソフトウェアで行っており、その種類を以下に示す。

- ・ ホイール回転数異常
- ・ 太陽角・方向異常
- ・ 角運動量方向・絶対値・変化率異常
- ・ ソフトウェアウォッチドッグタイマオーバーフロー
- ・ メモリチェックサム異常

“ホイール回転数異常チェック”は、ACPソフトウェアがハードウェアタコループ回路に基準入力として与えた目標ホイール回転周期と、ホイール周期計測回路が計測したホイール周期を比較して、規定値を超えてその差が大きく離れた時に異常と見なすものである。この規定値は、姿勢制御が「精モード」の時と「粗モード」の時で変えている。その理由は次のとおりである。すなわち、「あすか」の姿勢マヌーバ制御則では、「ASTRO-E」と異なり、ホイールが出力しうる最大トルクを考慮して目標角速度を与える方式を採用していないため、姿勢マヌーバ開始直後に於いては、ホイールトルク値が飽和するような目標角速度指示が出る場合がある。つまり、異常判定の基準は、そのようなことの生じない「精モード」の場合とは変える必要がある。また、セーフホールド制御では、後述するように、衛星の姿勢ダイナミクスを安定化するために、2台の対向配置ホイールのみを使用するが、この時、異常が検出されていないホイールペアを使用する必要がある。この“ホイール回転数異常チェック”で異常が検出されたホイールを含まないペアを、ACPソフトウェアがACEに通達するように設計した。これにより、異常が検出されたホイールを使ってセーフホールド制御を行うような事態が起こらないように配慮した。ACEは、通達された情報に従ってホイールのオン・オフコマンド信号を発生する。なお、この“ホイール回転数異常チェック”以外の異常が検出された場合には、あらかじめ地上からコマンドで予約指示しておいたホイールペアをセーフホールド制御に使用するように設計している。

“太陽方向異常チェック”は、NSASの計測による太陽方向と、各時刻に対しエフェメリス計算により得られる太陽方向とがなす角度が、規定値以上になった場合に異常と見なすものである。この異常は、NSASの故障か、IRUとSTTに基づく姿勢決定系の何らかの異常によって生じる可能性がある。今仮に、NSASやSTTの故障直前の出力データがそのまま保持されて動かないような故障を生じた場合、あるいは慣性空間固定の姿勢制御中にIRU増分角パルスが全く出ないような故障をした場合、“太陽方向異常チェック”ではすぐに異常を検出できない。しかし、正常時と全く違う出力をする場合は、この異常チェックですぐに異常が検出される。いずれの場合でも、ある程度時間が経過すれば異常として検出可能な状態になると考えられるが、後述するいずれかの異常チェックで先に異常が検出される可能性もある。このように、機器の故障の仕方によって、その異常検出が可能かどうかという事情は、後述のいずれの異常チェックに対しても同様に当てはまる。

“太陽角異常チェック”は、太陽電池にあたる太陽光の入射角度が浅くなってしまい、発生電力が不足する事態になることを防ぐためのものであり、前記のエフェメリス計算により得られる太陽方向を用いて、衛星Y軸方向と太陽方向が既定値を超えて離れた場合に異常と見なすものである。太陽方向はエフェメリス計算値に基づいて決めているため、日照中のみならず日陰中も本チェックを実行するようにしている。この異常は、姿勢制御が異常となる場合の他、姿勢決定系の異常によっても生じる可能性がある。

“角運動量方向異常チェック”は、ホイール回転数と衛星角速度の計測から得られる衛星角運動量方向が、エフェメリス計算により得られる太陽方向と既定値を超えて離れた場合に異常と見なすものである。この異常は、角運動量制御系の異常か、姿勢決定系の異常、あるいはホイールやIRUの故障によって生じる可能性がある。

“角運動量絶対値異常チェック”は、衛星角運動量の絶対値が、ノミナル目標値から既定値を超えて離れた場合に異常と見なすものである。この異常は、角運動量制御系の異常、あるいはホイールやIRUの故障によって生じる可能性がある。

“角運動量変化率異常チェック”は、1秒間あたりの角運動量変化が、姿勢外乱等を考慮した許容値を超えた場合に異常と見なすものである。この異常は、角運動量制御系の異常、あるいはホイールやIRUの故障によって生じる可能性がある。

“ソフトウェアウォッチドッグタイマ”とは、ACPソフトウェアが複数種類の割り込み処理によって動作するように設計されているため、それぞれの割り込み処理が規定時間以内に実行終了したことを確認するために、ソフトで実現したタイマである。このタイマが規定時間を超えてもリセットされない処理が一つ

でも発生した場合に異常と見なす。この異常は、ACP ソフトウェアのどれかの割り込み処理が非常に重い処理負荷となり遅れたとか、設計ミスにより無限ループ処理に入った場合などに生じる可能性がある。なお、このソフトウェアウォッチドッグタイマをチェックしている割り込み処理で、ハードウェアウォッチドッグタイマのリセット処理をしており、従って、ソフトウェアウォッチドッグタイマチェック割り込みが無限ループなどに陥っても異常が検出されるように設計してある。

“メモリチェックサム異常チェック”は、ACP メモリのうち、プログラムと定数データ領域のチェックサム値を取り、これがあらかじめ地上で計算して ACP メモりに埋め込んでおいた値と比較して異なっている場合に異常と見なすものである。このような異常が発生する原因として考えられるものは、プログラムが異常な動作となって、本来書き換えるはずのない場所を書き換えるような状態になった場合である。SEU によるビット反転によって 2 ビット以上のメモリが書き換えられてもチェックサムが一致しなくなるが、この場合は ECC2 ビットエラーの方が先に検出される。

以上挙げたチェックにより異常が検出された場合に、図 2-5 のようなセーフホールド移行シーケンスを実行する。なお、「あすか」の軌道上での実際の状態を調べた結果、地上で想定していた以外の（正常な）現象により異常が検出される場合があることが分かった。しかし、このような現象は連続して継続的に生じることはないことが分かったため、異常チェックの結果に基づいて実際にセーフホールド制御を起動するためには、連続して数回の異常検出があつて初めて実際に異常が発生したと見なすように変更した。

(2) 「ASTRO-E」

「ASTRO-E」における異常検出項目は、「あすか」におけるすべての項目を網羅しつつ、ハードウェアによる検出項目を増やしている。これは、「ASTRO-E」では、セーフホールド制御も姿勢制御搭載計算機 (AOCP) のソフトウェアによって実行しているため、後述するように、AOCE ハードワイヤードロジックによる AOCP ハードウェアの異常チェック項目を増やすことにしたためである。また、異常検出によるセーフホールドへの自動移行を許可あるいは禁止するコマンドは、姿勢制御装置 (AOCE) ハードウェアによる異常検出と AOCP ソフトウェアによる異常検出に対して独立に設定できるようにしてある。

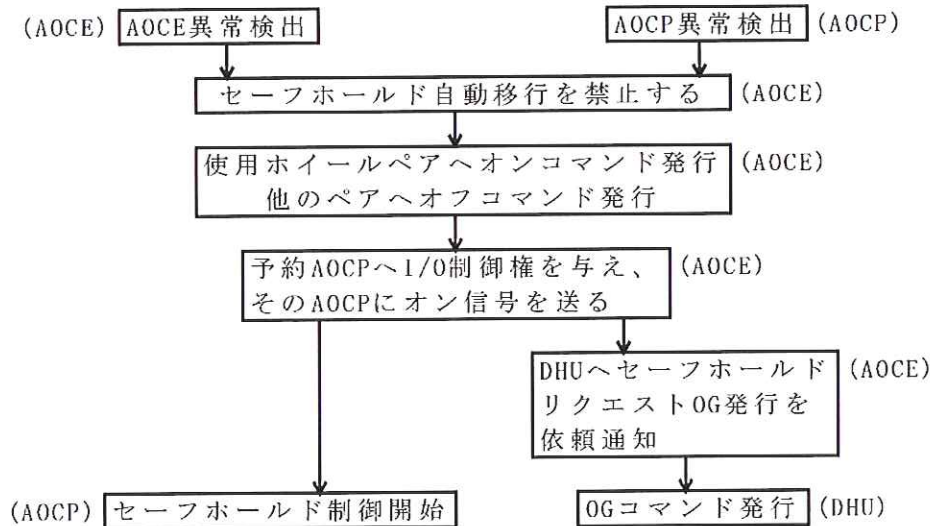


図 2-6 異常検出からセーフホールド実行まで（「ASTRO-E」の場合）

図 2-6 は「ASTRO-E」の異常検出からセーフホールド制御移行までのシーケンスを示したものである。「あすか」と異なるところは、AOCP に制御権を与えて AOCP がセーフホールド制御を実行するところで

ある。二つの AOC のうち、あらかじめ地上コマンドで指定予約していた AOC に対してセーフホールド制御を実行させるために、アクチュエータ I/O ライトの制御権を与え、この AOC に対してオン信号を与えることで、その AOC の動作モードをセーフホールド制御モードに変更するように設計している。また、DHU(Data Handling Unit) とは「あすか」の TCU に対応する装置であり、衛星搭載機器へのコマンド送信機能に加えて搭載機器のテレメトリデータを収集・編集する機能も持つ機器である。

AOCE ハードワイアードロジックによる異常検出項目を以下に示す。

- ・ AOC オフ
- ・ AOC クロック停止
- ・ ウォッチドッグタイマオーバーフロー
- ・ ECC2 ビットエラー
- ・ NSAS 太陽角異常

“AOC オフチェック” は、「定常運用時制御モード」時にアクチュエータに対する I/O 制御権を与えられて制御を実行していた AOC が、何らかの異常によりオフされてしまった場合に異常と見なすものである。この状態では衛星の姿勢制御が行われなため、速やかにセーフホールド制御に移行する必要がある。

“AOC クロック停止チェック” は、オフチェックと同様に、制御権をもって姿勢制御を行っている AOC のクロックが、何らかの異常により停止あるいは規定値以上に遅くなってしまった場合に異常と見なすものである。この場合も速やかにセーフホールド制御に移行する必要がある。

“ウォッチドッグタイマオーバーフローチェック” と “ECC2 ビットエラーチェック” は、「あすか」と同様な異常チェック機能である。

“NSAS 太陽角異常チェック” は、AOC ソフトウェア制御が定常状態に至る以前の段階にあるために、そのソフトウェアチェック機能を働かせることができない時期において、AOCE ハードウェア単独で(電力確保に必要な)太陽角チェックを行うため設けたものである。このチェックでは、地上コマンドにより指定された NSAS (搭載している 2 台の NSAS のうちの 1 台) に対して、X,Y チャンネルのサンプレゼンス信号が共にオンで、かつ、画素位置を示す出力信号が規定範囲外である場合に異常と見なす。この異常は、STT などによる姿勢更新機能が働く以前の段階で、AOC 姿勢制御に何らかの異常を生じて、姿勢が大きく乱れた場合に生じる可能性がある。

AOC ソフトウェアによる異常検出項目を以下に示す。

- ・ ホイール回転数異常
- ・ 太陽角・方向異常
- ・ 角運動量方向・絶対値・変化率異常
- ・ ソフトウェアウォッチドッグタイマオーバーフロー
- ・ メモリチェックサム異常

これらの内容は、「ASTRO-E」の場合、ホイール回転数や角運動量といった制御目標が「あすか」と異なるために、異常と見なす判定値が異なっている以外は、「あすか」と全く同じである。

なお「ASTRO-E」では、「あすか」同様に複数回連続の異常判定が出て初めてこれを真の異常と見なすようにした。この他に、異常が検出された際に、姿勢マヌーバ制御中の場合は検出時点の姿勢で停止し、ポインティング制御中の場合は STT による姿勢更新処理を禁止して、そのまましばらく様子を見る「異常姿勢突入防止機能」と呼ぶ機能を設けた。これにより、軽度の異常であればミッション観測を中断するセーフホールド姿勢制御まで移行しなくて済むようにした。

2.2.8 セーフホールド姿勢制御

(1) 科学衛星のセーフホールド方式の経緯

科学衛星では、異常発生時には観測運用を中断して一時的にセーフホールドへ移行することが許されるが、「ぎんが」以降の三軸衛星のセーフホールドは三つのタイプに大別できる。一つ目は、「ぎんが」に始まり「あすか」「ASTRO-E」と続く方式で、衛星に予め持たせたバイアス角運動量ベクトル回りに衛星を回転させ、その回転軸を太陽方向に向ける姿勢を取るものである。第二番目の方式は、「ようこう」に始まり現在開発中の「SOLAR-B」にも採用している方式で、衛星系に持たせたバイアス角運動量を太陽方向と直交する方向に向けておき、この角運動量軸回りに衛星を緩やかに回転させて太陽方向を探索した後に、太陽を捕捉して(太陽電池パドル面を太陽方向に向けた状態で)三軸姿勢を保つタイプである。第三の方式は、「はるか」のように定常観測時は衛星全体として角運動量を持たず、セーフホールド時にRCSによって角運動量を与えて、その後は「ぎんが」同様な制御を行うタイプである。

「ぎんが」のセーフホールド制御として使われた方式をまとめると、次のようなものであった。

- ・ 太陽電池パドル面垂直方向を軸として衛星が持つバイアス角運動量に相当する角速度で衛星を回転させる
- ・ 回転軸方向に磁気モーメントを発生できる磁気トルカ(「あすか」の場合はMTQ-Y)を用いて、回転軸を太陽方向へ向ける追尾制御を行う
- ・ この制御を行うに必要な磁気モーメントの極性は、回転軸(「あすか」の場合はY軸)を含む扇形視野を持つスピン型太陽センサのサンパルス発生時における地磁気センサ(「あすか」の場合はGAS-X)の極性を検出することで決定する

この方式は、衛星がスピン安定であれば、スピン型太陽センサの他に、一本の磁気トルカと一台の(1軸)地磁気センサがあれば実現できる非常に単純で安定な制御系であり、科学衛星では比較的よく使われている(「あけぼの」などで同様の制御系を採用している)実績のある制御方式である。

(2) 「あすか」

「あすか」のセーフホールド方式として、科学衛星で実績のある「ぎんが」の方式をベースとするセーフホールド制御の採用を検討した。そのために、定常運用時に太陽電池パドル面垂直方向(衛星Y軸)にバイアス角運動量を持たせるように4台のホイールを配置して、セーフホールド時にはこの角運動量を衛星に移して衛星をスピンさせ、このスピン軸を太陽指向させる設計を検討した。

しかしながら、「あすか」の質量特性ではY軸は中間慣性主軸であり、Y軸回りに安定に単純スピンさせることは物理的に不可能である。そこでY軸回りに衛星を安定に回転させるため、衛星が持つ角運動量の半分をホイールに受け持たせ、残りの角運動量に相当する角速度で衛星を回転させる「ハイブリッドバイアススピン方式」と呼ぶ方式を開発した。このようにホイールと衛星に角運動量を分け与えると、Y軸がエネルギー的に安定にスピンできる軸に変化する。更に、2台のホイールそれぞれの回転軸がY軸から傾いているために、衛星回転軸の垂直方向にトルクを発生させることができることを利用して、衛星のニュートーションを能動的に減衰させる制御を実行することが出来る。

このように、安定にY軸スピンをするようホイールにて制御している衛星に対して、磁気トルカと地磁気センサ及び太陽センサを用いて「ぎんが」同様の制御を加えることにより、Y軸を太陽方向に向けて追尾・保持する制御系を実現することができる。このホイール制御と磁気制御を組み合わせた方式を「あすか」のセーフホールド制御方式として採用することにした。

「あすか」開発当時は搭載計算機の軌道上動作実績が少なかったため、姿勢異常時のような緊要な状況で実施されるセーフホールド制御については、これをソフトウェアロジックではなくハードワイヤードロ

ジックで実現することにした。そのため複雑な判断などの無い単純なロジックとなることを目標として設計を行った。できるだけ、定常制御で用いるセンサやアクチュエータ以外のコンポーネントで制御を実施し、また極力少ないコンポーネントで制御を実施することによって、信頼性の向上を期待できる設計とした。定常制御で用いるコンポーネントは、それ以前に発生した異常などにより切り換えられていることがあるため、セーフホールド制御で用いるべきコンポーネントも一義的に定めておくことは適当ではない。このことを考慮して、ジャイロ5台とホイール4台は“適当な”組み合わせで使用できるように設計し、セーフホールド制御が起動された時に使うべきコンポーネントをコマンドにより選択指定できる仕組みを用意した。

使用コンポーネント数を最小限に抑えるという考えに基づいて、セーフホールド制御時のニューテーション減衰制御はXまたはZジャイロのどちらか一方のみの出力に従って実行できるように設計した。2台の向かい合ったホイールで発生できるトルクベクトルを含む面内に、ジャイロの感度軸が入るようにジャイロを配置すると、そのジャイロとそのホイールの組みに対しては最も制御効率が良くなる。しかしこの場合、もしそのジャイロと別の2台のホイールを組み合わせると、ホイールの発生できるトルク平面内のレート成分をそのジャイロでは全く検出できないため制御を行えない。従って、結局、ジャイロとホイールの組み合わせは固定されてしまう。しかし、上述のように同じジャイロで二組のホイールペアのどちらも組み合わせで制御ができるようにして、組み合わせの選択の余地を増やしておきたいという理由から、スピンの軸に直交するX,Zジャイロ感度軸(衛星X,Z軸)方向からY軸回りに45deg回転してホイール系を配置した(5.7項参照)。そのため、ニューテーション検出位相とトルク発生位相は、使用するジャイロとホイールの組み合わせによって45deg分進むか遅れるかすることになる。このように位相のずれた状態でも制御が安定になるようにゲイン・位相マージンを調整して制御ゲインを設計した。

(3) 「ASTRO-E」

「ASTRO-E」のセーフホールド制御は、「あすか」の方式を基に設計した。また、姿勢制御用搭載計算機(AOCP)の軌道上実績が積み重ねてきたことから、「あすか」ではセーフホールド制御ロジックもホイールタコルーブ部を除いてソフトウェアロジックで実現することとして、ハードウェア回路の構成を出来る限り単純化することとした。

「ASTRO-E」は「あすか」に比べて衛星が大型化しているため環境外乱が大きく、セーフホールド制御期間中の自然外乱(重力傾斜トルク)による角運動量蓄積が無視できないため、「あすか」では衛星角運動量の方向(スピン軸方向)のみ制御したのに対して、「ASTRO-E」では衛星角運動量の大きさも制御するようにした。そのためには衛星の各三軸回りの角速度情報が必要である。しかし、コスト・重量等の制限により、レートセンサとしてのジャイロを各軸完全冗長構成にすることはできなかったことと、セーフホールド制御に用いるコンポーネント数を減らすことで信頼性を向上させるために、ジャイロ一軸分と二次元太陽センサを用いて衛星三軸の角速度を検出するアルゴリズムを検討し、これをソフトウェアロジックとして実装した。

これにより、ホイールによるニューテーション減衰制御において、「あすか」の場合のように、レート検出軸とホイールトルク発生軸間の位相ずれを考慮する必要がなくなった。同様に、磁気トルカ制御による衛星角運動量管理も、SSASのサンパルスタイミングで衛星スピン周期毎に磁気トルカ駆動極性を決定した「あすか」方式とは異なり、「あすか」の三軸定常制御中における角運動量管理制御と同じ制御ロジックが採用できることになった。以上により角運動量の方向と大きさの両者を制御することができる。

しかしながら、角速度の検出に太陽センサを用いているために、日陰中は衛星角速度の三軸成分を検出することができない。そのため、日陰中は、ホイールの回転数を日陰直前値に維持する制御のみを行い、角運動量剛性で姿勢を持することとした。そこで、衛星系全体に与えるバイアス角運動量としては、日陰期間中の外乱による姿勢の流れ(角運動量の大きさと方向の変化)を太陽角の制限を逸脱しない範囲内におさ

める設計を採用することとし、定常制御時の姿勢マヌーバ可能範囲の要求と合わせて検討した結果、衛星系に持たせるバイアス角運動量を40Nmsとすることにした。

このように「ASTRO-E」のセーフホールド制御方式は、2台のホイールと衛星スピンによる「ハイブリッドバイアススピン方式」という基本的な考え方においては「あすか」と同じであるが、ホイール制御則及び磁気トルカ制御則は全く異なったものとなっている。なお、「あすか」ではセーフホールド制御にハードワイヤードロジックを採用したので、その実装を容易にするために、サンパルスが発生するタイプの太陽センサであるSSASを採用した。しかし、「ASTRO-E」では、セーフホールド制御で利用する太陽センサとしてNSASを採用することにした。ただし、定常制御でもNSASを使用しており、定常制御で使用していないコンポーネントをセーフホールド制御で使用するという原則に従って、NSASを2台搭載することにした。

3. 姿勢軌道制御系の構成

3.1 機器構成

姿勢制御系は、一般にセンサ部、ロジック部、およびアクチュエータ部から構成される。

「あすか」姿勢制御系の構成についての基本的な考え方および設計方針については2章で述べているが、これは「ぎんが」の姿勢制御系を出発点として、大幅な高精度化や高機能化を図った結果生まれたものと言える。「あすか」姿勢制御系の機器構成を図3-1に、姿勢センサおよびアクチュエータの配置を図3-2に示す。

制御ロジック部は、ハードワイヤードロジックとソフトウェアロジックから構成し、それぞれ姿勢制御エレクトロニクス(ACE)および姿勢制御用計算機(ACP)にて実現している。ACPはACEを介して、姿勢制御系内の各機器、テレメトリ系およびコマンド系とインタフェースしている。宇宙研の科学衛星において、姿勢制御に計算機を最初に利用したのは「ぎんが」であったが、それは一部の機能に限られており、定常観測時の制御機能をすべて受け持つ本格的な姿勢制御用計算機の搭載は、「あすか」が「ようこう」に続いて第二番目であった。そのため搭載計算機については当時まだ実績と経験が少なく、最も緊要な打ち上げ直後の初期運用時や姿勢異常時の制御に対しては、ACEによるハードワイヤードロジックを用いている。より複雑な制御を必要とする定常制御は、待機冗長構成によるACP上のソフトウェアロジックで実現している。

制御のアクチュエータとしては、リアクションホイールと磁気トルカを搭載している。比較的高速の姿勢マヌーバ性能を実現するため、Y軸方向に対して対称スキュー配置した4台のホイールによるバイアス角運動量方式を採用している。4台のホイールの角運動量交換を行うことで、任意軸回りの速やかな姿勢マヌーバを実現する。角運動量をホイールに持たせる理由は、主に異常時の姿勢保持を、衛星系が持つバイアス角運動量を基に実現するためである。また、磁気トルカの主な役割は、衛星の各三軸方向それぞれに磁気モーメントを発生して生まれる地磁場との相互作用トルクによって、環境外乱などにより乱される角運動量を管理することにある。軌道上ではX線望遠鏡筒が伸展した形状のため、衛星の主慣性モーメント比の値が大きく、その結果重力傾斜トルクが「ぎんが」等の過去の衛星に比べて大きくなっている。磁気トルカの最大発生磁気モーメントはこの重力傾斜トルクによって蓄積される余剰角運動量を考慮して設計されている。

姿勢センサは、衛星の角速度を検出する慣性基準装置2式(IRU-SA,IRU-SB)、視野内の恒星を検出する2台のスタートラッカ(STT-SA,STT-SB)、視野面内を太陽光が横切った時に面内一次元の太陽角を検出するスピン型太陽センサ(SSAS)、視野中心方向に対する太陽角を2次元的に検出する二次元太陽センサ(NSAS)、および地球の磁場の機体三軸成分を検出する地磁気センサ(GAS)を搭載している。定常観測中は、姿勢決定にIRUと2台のSTTを利用している。姿勢決定および制御のためには、ゲートアレイを利



図 3-1 「あすか」姿勢制御系の機器構成

用した高信頼 16 ビット計算機 2 台 (冗長) を採用しており、筐体固定のレート積分型ジャイロ群で構成される慣性基準装置 (IRU) からのレート出力をこの計算機によって処理する、いわゆるストラップダウン方式による姿勢伝播を可能にしている。更に、STT による姿勢検出を基にカルマンフィルタを用いることにより、ジャイロ系出力積分値として得られる衛星姿勢に対する姿勢角誤差の更新と IRU 内蔵ジャイロ系のドリフトレート推定を行っている。1 台の STT 故障時には、姿勢検出に NSAS を使用することが可能であるが、STT 2 台の時に比べて姿勢計測精度は低下する。GAS は、磁気トルキングによる角運動量管理の中で使用される。SSAS は主にセーフホールド制御で利用しており、NSAS および GAS とともに初期運用時、地上での粗姿勢決定にも使用される。

「ASTRO-E」姿勢制御系の機器構成を図 3-3、姿勢センサおよびアクチュエータの配置を図 3-4 に示す。

「ASTRO-E」姿勢制御系の機器構成は基本的に「あすか」の構成を踏襲しているが、打ち上げロケットの制約から軌道投入後に軌道制御が必要なため、加速度計 (ACM)、ヒドラジン (N_2H_4) を推進とするリアクションコントロール系 (RCS) が追加されている。RCS スラスタの構成を表 3-1 に、配置は第 5 章 5.11 項の図 5-26 に示す。

制御ロジック部は、「あすか」では別々のコンポーネントとして構成した ACE と ACP を一台のコンポーネントにまとめ、「姿勢軌道制御装置 (AOCU)」として搭載した。搭載計算機の軌道上運用実績が、「あすか」開発以降かなり蓄積され、その信頼度も実証されたため、「ASTRO-E」ではソフトウェア抜きで動作するハードウェアロジック姿勢制御器は用いないことにした。ハードウェアロジックを用いたのは、主にソフトウェアロジック部と他機器とのインタフェースを司る部分と、ホイールに対するハードウェアタコ

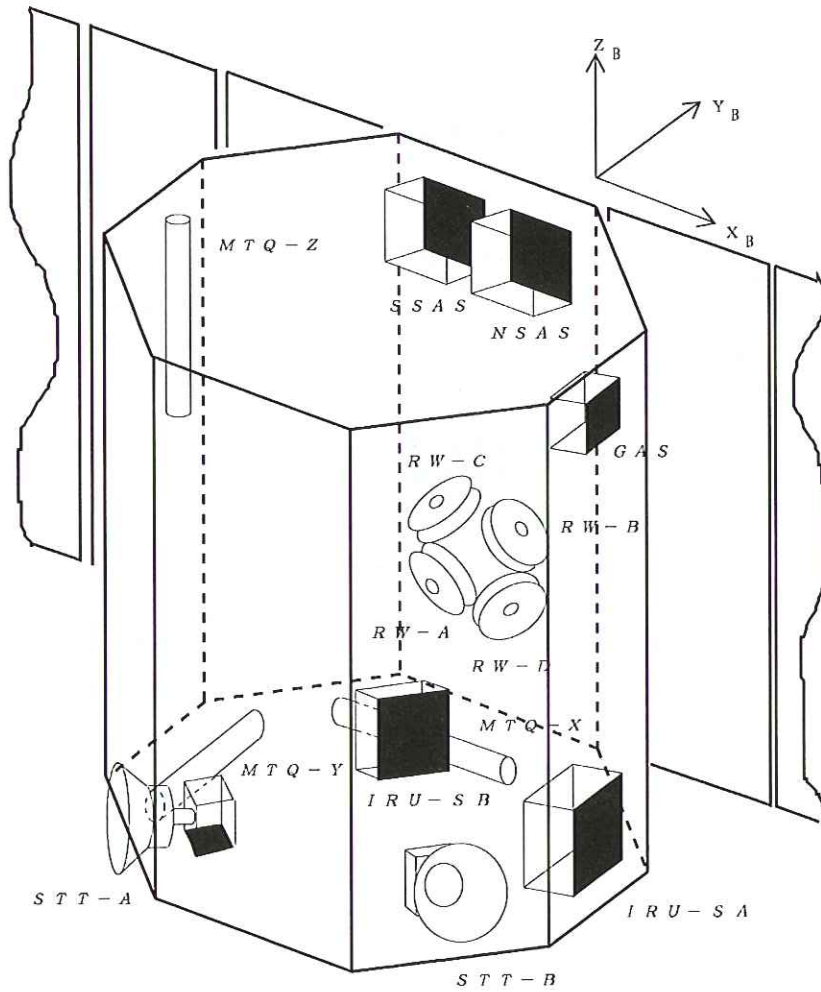


図 3-2 「あすか」姿勢制御系機器配置

表 3-1 「ASTRO-E」RCS スラスタ構成

23N スラスタ	3N スラスタ
RCS-A1	RCS-C1
RCS-A2	RCS-C2
RCS-A3	RCS-C3
RCS-A4	RCS-C4
噴射方向はすべて衛星 -Z 軸方向	噴射方向は 5.11 項の表 5-18 を参照

ループ回路であり、その他は、初期運用時やセーフホールド時も含め、すべての制御機能をソフトウェアで実現した。

制御のアクチュエータについては、「あすか」よりも数倍大きくなった外乱に対処するための変更を行った。すなわち、MTQ は、「あすか」に搭載したものよりも約 5 倍の大きさの磁気モーメントを発生できるものとした。また、セーフホールド制御は「あすか」同様にバイアス角運動量を基にした方式を採用したが、外乱の増加を考慮してバイアス角運動量を大きくしなければならない。このため、ホイールは「あすか」の約 8 倍の蓄積角運動量容量のものを採用した。

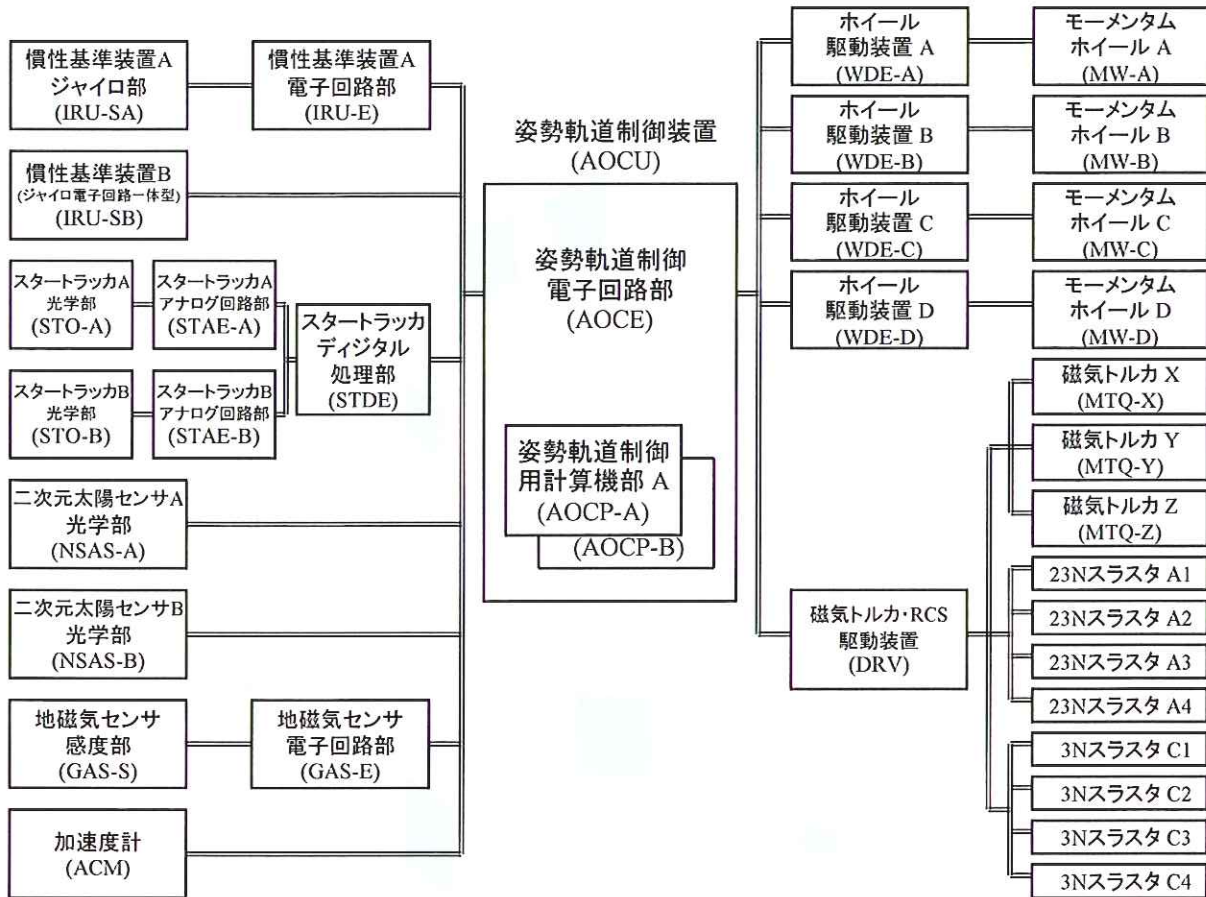


図 3-3 「ASTRO-E」姿勢軌道制御系の機器構成

慣性基準装置を含む姿勢センサに関しても、ほとんど「あすか」のものを踏襲しているが、より高い姿勢制御精度の要求に対応するため、STTの星方向検出精度を「あすか」のSTTに比べ2倍程度高精度化した。なお、SSASを採用すると、セーフホールド制御のためのロジック(ハードウェア)が比較的簡単に構成できるという利点はあったが、「ASTRO-E」ではほとんど全ての制御機能をソフトウェアにより実現することにしたため、SSASは採用していない。その代わりに、NSASを2台搭載して冗長構成とした。

3.2 地上支援系

衛星姿勢制御のための地上支援系は、衛星の運用担当者が衛星からのテレメトリデータにより制御系の状態を把握し、姿勢制御計画の立案や緊急事態への対処法の決定を行い、これらの実行に必要な指令を衛星に対して発行する作業の支援を行う。

「あすか」では、地上支援系の機能として以下のものを準備した。

- (1) ACS テレメトリ表示機能
- (2) 磁気制御コマンド生成機能
- (3) STT 地蝕タイマコマンド生成機能
- (4) 姿勢マヌーバシミュレーション機能
- (5) 地上コマンドマクロ変換機能
- (6) 地上姿勢決定機能

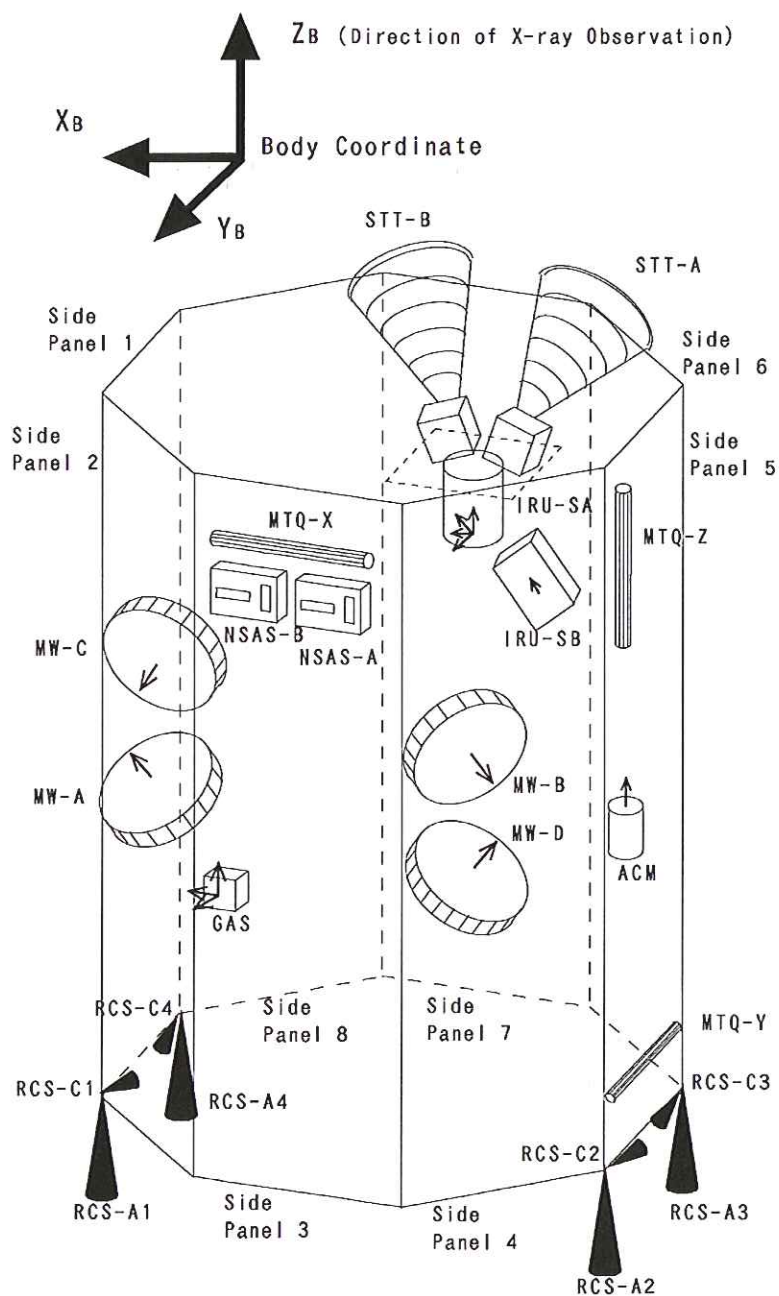


図 3-4 「ASTRO-E」姿勢軌道制御系機器配置

これらのうち (1) と (2) は、主に初期運用時に ACS 運用担当者 (実際には ACS 開発担当者がこれに携わった) が使用するために準備したものである。(3) から (5) は、ACS 運用担当者 (定常運用期間中はミッション観測担当者が兼務した) が定常運用の運用計画を立てる時に使用するために準備したものである。(6) は、定常運用時に得られたテレメトリから、事後 (post-facto) に姿勢を求めるために準備したものである。

(1) は、主に、初期運用時に姿勢系の状態を把握確認するために、姿勢センサなどのテレメトリデータを時系列グラフとして表示する。

(2) は、磁気スピン軸方向変更制御 (開ループ制御) のためのコマンドを生成する。制御実行経過の予測シミュレーションを行うプログラムや、これを分かりやすく画面に表示するプログラムなども含まれる。

(3) は、STT が地蝕などにより、精度の低い、あるいは偽のデータを出力する恐れのある期間を求め、この期間中は STT を機上で姿勢決定処理に使用しないように指示するためのコマンドを生成する。指定した軌道周回数に対し STT 視野が地球や月と干渉する時期を求め、これに基づいて運用担当者は非干渉時期を指定し、STT 地蝕タイマコマンドとして出力する。

(4) は、定常運用時にミッション観測姿勢を変更するための姿勢マヌーバ制御のシミュレーションを行う。これにより、制御に要する時間を見積もったり、制御中の太陽角の変化を確認する。

(5) は、地上で運用計画を立てる時に使用されるコマンドマクロ文字列のうち、ACS に関係したコマンドについて、実際のコマンド数値列に変換するプログラムである。衛星の他のサブシステムに関する同様のプログラムと統合されて、地上局コマンド列を生成する。

(6) は、統計的処理により、機上リアルタイム姿勢決定よりも精度よく衛星姿勢を求めるためのものである。このプログラムにより決定された姿勢およびその他のパラメータは科学観測データの処理に使用される。

「ASTRO-E」では、次のような地上支援系機能を準備した。

- (1) AOCS テレメトリ表示機能
- (2) RCS 運用支援処理機能
- (3) 磁気制御コマンド生成機能
- (4) STT 地蝕タイマコマンド生成機能
- (5) カタログ星選択機能
- (6) 星同定シミュレーション機能
- (7) 姿勢マヌーバシミュレーション機能
- (8) 地上コマンドマクロ生成機能
- (9) 地上姿勢決定機能

(1) から (3) は、主に初期運用時に AOCS 運用担当者が使用するために準備した。(4) から (8) は、ミッションフェーズにおいて運用担当者が定常運用の運用計画を立てる時に使用する。(9) は、主に姿勢制御性能を評価するために準備したものである。

(2) は、主に初期運用時に使用するもので、RCS の推力の変化を推定したり、RCS による制御のシミュレーションを行ったり、制御に必要なコマンドの生成を行うなどの、一連のプログラム群により実現されている。

(3) は、「あすか」同様に、磁気スピン軸方向変更制御の開ループコマンドを生成するためのプログラムである。

(4) は、「あすか」同様に、STT 地蝕タイマコマンドを生成する。

(5) は、恒星カタログを基に、STT 視野内に入ると思われる星の中から、星同定や姿勢決定に適する星を選択するためのプログラムである。姿勢マヌーバ計画の立案や実施に際し、このプログラムの出力として決まる恒星の天球上位置や明るさの等級 (相当する CCD 受光強度信号出力値) をデータとしてコマンドにより「ASTRO-E」に送出する。

(6) は、(5) により選ばれた星を用いて、地上で機上と同様な星同定処理を行わせることを通じ、間違った同定を行わないことを確認するためのプログラムである。

(7) は、「あすか」同様に、姿勢マヌーバ実行のシミュレーションを行う。

(8) は、「あすか」とは若干異なる機能を持つ。「ASTRO-E」の地上コマンド生成ソフトウェアは、地上管制のコマンドデータベースと連動して、コマンドマクロ文字列からコマンド数値列に変換する部分は衛星全サブシステムに対して準備されている。従って、本機能は AOCS に関係したコマンドのマクロを、必要な組み合わせとして生成するプログラムである。

(9)は、「あすか」と同様に、地上で事後に姿勢を精度よく求めるソフトウェアであるが、「ASTRO-E」では機上の姿勢決定精度が向上しているため、科学観測データの処理に使用する姿勢は機上姿勢決定結果を使用したいという要求が出た。しかしながら AOCS 独自の性能評価のために地上で姿勢決定を行うことが必要であるため、本プログラムを準備した。

4. 姿勢軌道制御系の動作原理 (制御則)

本章では、「あすか」及び「ASTRO-E」の姿勢軌道制御系制御機能の各々について、その具体的な動作原理(制御則)を説明する。各機能の役割やその実装に際して注意すべきことについては既に第1章および第2章で述べた。

4.1 姿勢制御動作モード

「あすか」および「ASTRO-E」の姿勢(軌道)制御系は、衛星の運用形態との関わりからの観点から以下の4つの“運用時制御モード”に大別される。

初期運用時制御モード：ロケット最終段からの衛星分離直後から、スピン低減を経て低速スピン状態にある期間(軸変更制御開始直前まで)の制御モードである。

遷移動作時制御モード：初期運用時制御モード、または、姿勢異常時制御モードの終了から、定常運用時制御モードに移行するまでの期間の制御モードである。

定常運用時制御モード：科学観測を行っている期間中の制御モードである。姿勢指向制御および姿勢変更制御を含み、通常、ほとんどの期間がこのモードとなる。

姿勢異常時制御モード：ACE / ACP(「ASTRO-E」では AOCU)の異常検出系により異常が検出された場合に自動的に、またはディスクリートコマンド(DC)により強制的にセーフホルド制御へ移行し、その後遷移動作時制御モードへ移行するまでの期間の制御モードである。

これらのモードのうち、定常運用時制御モードは ACP(または AOCU)の RAM にロードされたソフトウェアロジック(プログラム)により実現しており、それ以外は ACE のハードワイヤードロジックにより実現している。

「あすか」姿勢制御系の概要を表 4-1 に、モード遷移図を図 4-1 に示す。

「ASTRO-E」姿勢軌道制御系も「あすか」と同様のモードで構成されるが、全制御ロジック(ただしホイール速度制御用の内側帰還ループであるタコループにおける制御を除く)をソフトウェアにて実現している。緊要な運用である初期運用時制御モードと姿勢異常時制御モードは AOCU 内 AOCU 部の ROM に保存されたソフトウェアロジックにより実現しており、定常運用時制御モードと遷移動作時制御モードは AOCU 内 AOCU 部の RAM にロードされたソフトウェアロジックにより実現している。

「ASTRO-E」姿勢軌道制御系の概要を表 4-2 に、モード遷移図を図 4-2 に示す。図 4-2 中の「バックアップシーケンス」とは、正規の初期運用計画では通る予定の無い移行経路であるが、制御機能として移行を禁止していない経路であり、初期運用スケジュールの予備経路として選択可能な経路を示している。

これら各制御機能の詳細については次節以降で述べる。

4.2 初期運用時制御モード

「初期運用時制御モード」は、衛星分離から「遷移動作時制御モード」へ移行するまでの制御機能をまとめた呼称である。

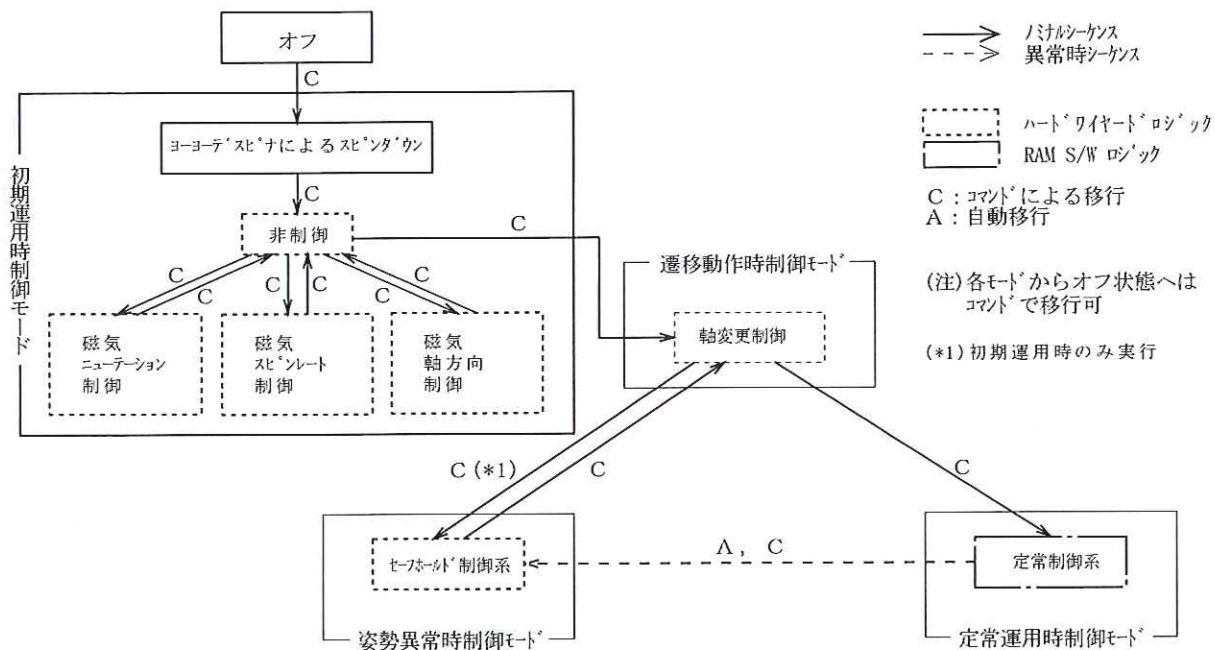


図 4-1 「あすか」姿勢制御系モード遷移図

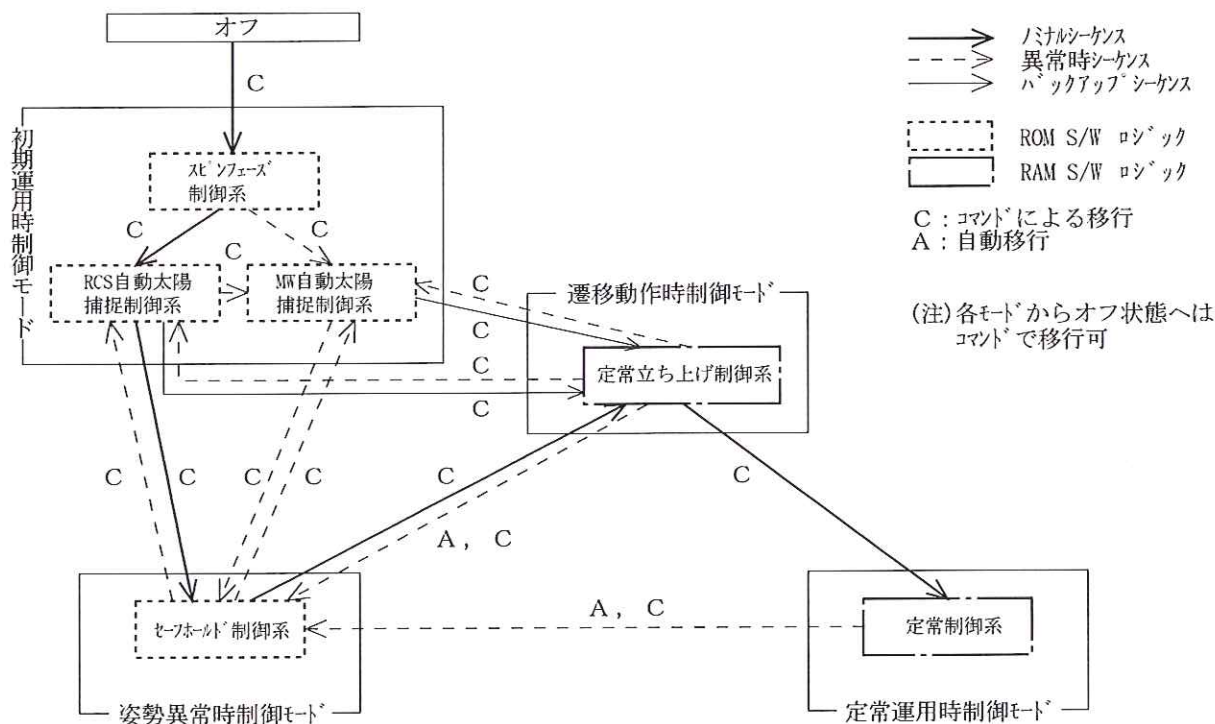


図 4-2 「ASTRO-E」姿勢軌道制御系モード遷移図

4.2.1 ヨーヨーデスピナによるスピンドウン

「あすか」は、ミッション機器およびロケットインタフェースの関係から最小慣性主軸（Z軸）回りにスピン（約 120rpm）した状態で軌道投入される。この状態からスピンを低下させるのにヨーヨーデスピナ

表 4-1 「あすか」姿勢制御系概要

制御モード	姿勢制御系／機能		使用センサ／アクチュエータ
初期運用時制御モード	YoYo デスピナによるスピンドウン		YoYo デスピナ
	磁気スピン軸方向制御		MTQ
	磁気ニューテーション制御		GAS、MTQ
	磁気スピンレート制御		GAS、MTQ
遷移動作時制御モード	軸変更制御		IRU、RW
定常運用時制御モード	定常制御系	ポインティング制御	IRU、RW
		マヌーバ制御	IRU、RW
		磁気角運動量調整制御	GAS、IRU、NSAS、RW、MTQ
		異常検出	NSAS、IRU、RW
	姿勢決定系	姿勢伝播	IRU
		姿勢更新	IRU、STT、NSAS
姿勢異常時制御モード	セーフホールド 制御系	磁気制御	GAS、SSAS、MTQ
		ホイール制御	IRU、RW

を利用している。ヨーヨーデスピナは、受動的で単純な構造を持つデスピナ装置であるが、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（図 4-3 参照）[5]。ニューテーションの増幅、およ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ンレートが低くなってくると急激に増大する。従って、ヨーヨー展開後の状態をある目標状態にするためには、ロケットによる軌道投入時の（ヨーヨー展開前の）スピンレートおよびニューテーションなどがある範囲に限定する必要がある。

「あすか」の場合、表 4-3 に示すヨーヨー展開後の目標状態を得るためには、表 4-4 に示す状態を軌道投入条件とする必要があることが解析の結果として得られ、この条件をロケットとのインタフェース条件として規定することが合意された。

表 4-3 の目標値は、次のような条件から定めたものである：衛星はヨーヨーデスピナ後スピン軸方向制御が始められるまで（最低約 1 日）安定なスピン状態の姿勢を保つ必要がある。ヨーヨーデスピナ展開後の角運動量ベクトルとニューテーション振幅は、慣性空間に対して熱・電力的に問題の無い衛星姿勢を保証するものでなければならない。更にスピンレートの下限は、この間に外乱で生じる姿勢の“流れ”が許容値以内であることから決定される。一方、スピンレートの上限は SSAS のスピン周期計測機能が動作する範囲から決められる。

ASTRO-E では、M-V ロケットの第三段が姿勢制御機能を持つためヨーヨーデスピナを搭載する必要がなく、第三段ロケットの姿勢制御により、衛星は必要な角運動量に相当するスピンレート（5rpm）を与えられて軌道に投入される。第三段ロケットに対するインタフェース条件として、「あすか」のヨーヨー展開後の目標値に相当する形で条件を設定することにした（表 4-5 参照）。

表 4-5 で太陽角として発生電力の最も有利な 90deg でない値を選んだのは、ロケットとの分離直後の衛星スピン軸方向が、第一遠地点にて近地点高度上昇軌道制御を RCS にて実行できる範囲内にあるか否かを判断するためである。これについては 4.2.11 項にて説明する。

4.2.2 磁気ニューテーション制御

「あすか」では、初期の Z 軸スピン状態で発生するニューテーションを減衰するために、磁気ニューテーション制御を採用した [8]。本制御機能は、地上からのコマンドにより起動および停止される。以下に本制

表 4-2 「ASTRO-E」姿勢軌道制御系概要

制御モード	姿勢軌道制御系/機能		使用センサ/アクチュエータ
初期運用時 制御モード	スピンフェーズ 制御系	磁気スピン軸方向制御	MTQ
		磁気ニューテーション制御機能	GAS、MTQ
		磁気スピンレート制御機能	GAS、MTQ
		RCS スピン軸方向制御	RCS
		RCS ニューテーション制御機能	IRU、RCS
		RCS スピンレート制御機能	NSAS、IRU
		RCS スピンペリジ高度上昇制御	RCS
		RCS スピン太陽探索制御	NSAS、GAS、RCS
	RCS 自動太陽捕捉制御		IRU、NSAS、RCS
MW 自動太陽捕捉制御		IRU、NSAS、GAS、MW、MTQ	
遷移動作時 制御モード	定常立ち上げ 制御系	ポインティング制御	IRU、RW
		マヌーバ制御	IRU、RW
		磁気角運動量調整制御	GAS、IRU、NSAS、MW、MTQ
		姿勢伝播	IRU
		異常検出	RW
定常運用時 制御モード	定常制御系	ポインティング制御	IRU、RW
		マヌーバ制御	IRU、RW
		磁気角運動量調整制御	GAS、IRU、NSAS、RW、MTQ
		異常検出	NSAS、IRU、RW
	姿勢決定系	姿勢伝播	IRU
		姿勢更新	IRU、STT、NSAS
		星同定	STT
	RCS 三軸ペリジ高度上昇制御		RCS
姿勢異常時 制御モード	セーフホールド 制御系	磁気制御	GAS、IRU、NSAS、MTQ
		ホイール制御	IRU、NSAS、MW

表 4-3 ヨーヨー展開後の衛星状態目標

スピンレート	7 ± 2 [rpm]
スピン方向	機体の+Z 軸向きに 右ネジ回り
角運動量方向ずれ角	20 [deg] 以内
ニューテーション角	20 [deg] 以内

表 4-4 軌道投入条件 (「あすか」)

スピンレート	130 ± 5 [rpm]
スピン方向	機体の+Z 軸向きに 右ネジ回り
太陽角 (Z 軸から)	90 ± 5 [deg]
ニューテーション角	1.0 [deg] 以内

御則について述べる。

本制御の制御則として以下を採用した。

$$M_z = -M_{sat} \cdot \text{sign}(\Delta B_z) \quad (4.1)$$

ここに、 M_z は磁気トルカ (MTQ) の Z 成分の磁気能率 [Am^2] であり、本制御は MTQ-Z のみの駆動を用いる。また、「あすか」では MTQ の駆動回路を簡単にするためにバングバング駆動回路を採用しているが、 M_{sat} はこのバングバング駆動で発生する MTQ-Z の磁気モーメント値であり、「あすか」では 70Am^2

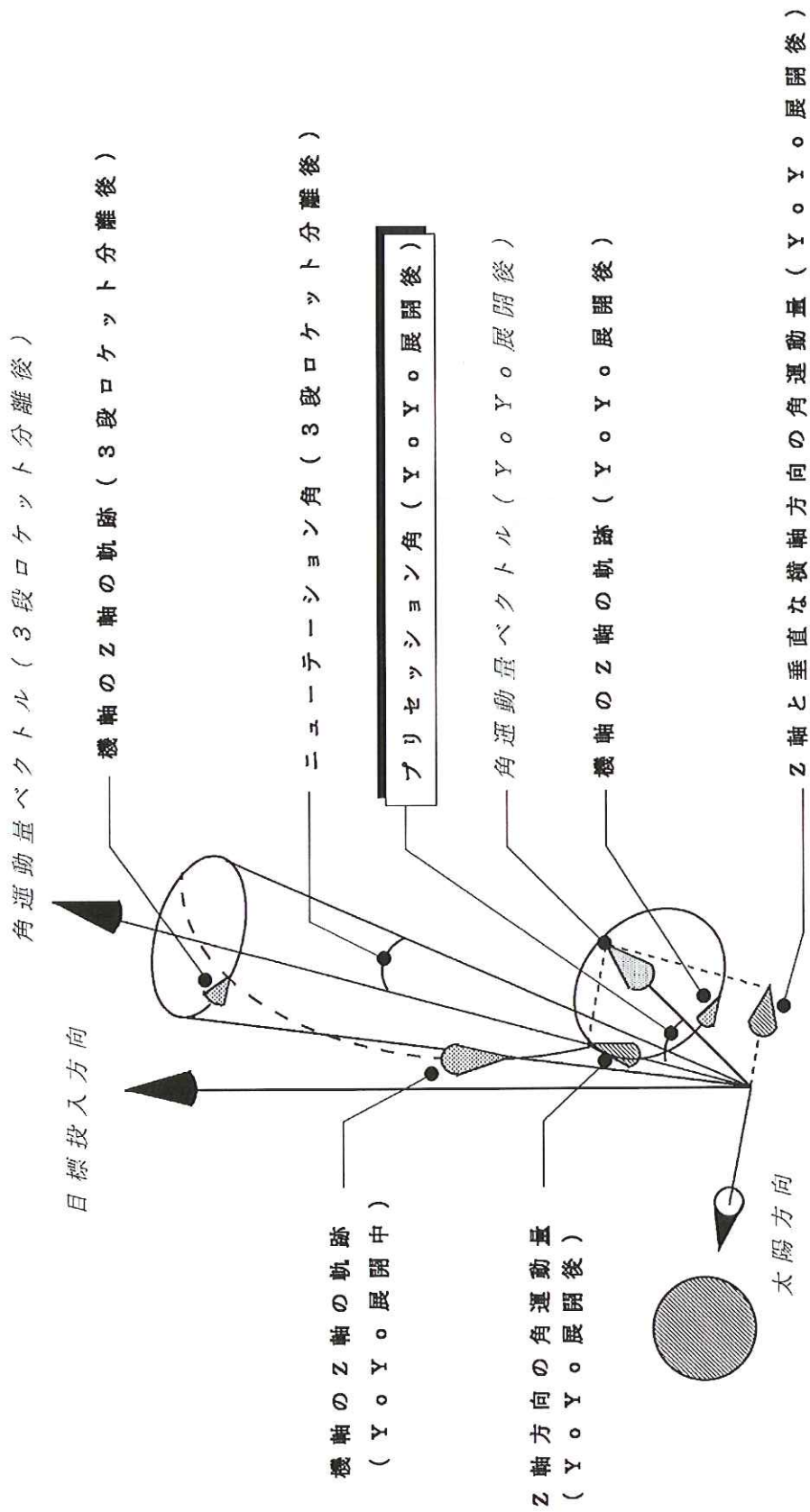


図 4-3 ヨーヨーデスピン分離条件に関するダイナミクス

表 4-5 軌道投入条件 (「ASTRO-E」)

スピンレート	5 ± 3 [rpm]
スピン方向	機体の+Z 軸向きに右ネジ回り
太陽角 (Z 軸から)	110 ± 5 [deg]
ニューテーション角	10.0 [deg] 以内

である。sign() は () 内の物理量の符号を意味し、 ΔB_z とは地磁場センサ (GAS) で計測した地磁場の衛星 Z 軸成分の時間差分 ($B_z(t+\Delta t) - B_z(t)$) を示す。「あすか」では、この地磁場の時間差分量のサンプリング時間間隔をコマンドで指定できるようにしており、スピンレートの変化に対応できるようにしている。この差分の符号に応じて MTQ-Z をプラスまたはマイナスで駆動する。差分による符号判定回路にはデッドバンドを設けており、差分値が 400nT 以下では MTQ-Z の駆動をオフする。

以上の、磁気トルカ駆動則を図示すると、図 4-4 のようになる。

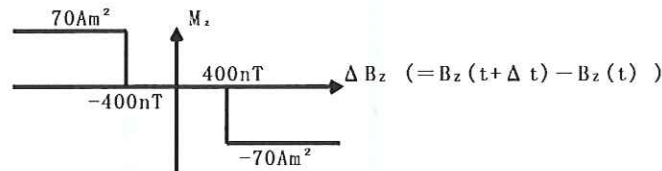


図 4-4 磁気ニューテーション制御 MTQ-Z 駆動極性

制御則 (4.1) 式は以下のようにして導かれる。

まず、「あすか」の質量特性では、X,Y 軸回りの慣性モーメントは互いに比較的近い値であるため、

$$I_t = I_x = I_y \quad (4.2)$$

$$\omega_t^2 = \omega_x^2 + \omega_y^2 \quad (4.3)$$

と近似する。ここで、 (I_x, I_y) は衛星 X,Y 軸回りの慣性モーメント、 (ω_x, ω_y) は衛星 X,Y 軸回りの機体角速度である。

磁気トルカ (MTQ) により発生するトルクを \vec{N} 、Z 軸垂直面内の角運動量ベクトルを

$$\vec{H}_t = (I_t \omega_x, I_t \omega_y, 0)^T \quad (4.4)$$

とすると、 \vec{H}_t を減少させることが本制御の目的であるから、

$$\vec{N} \cdot \vec{H}_t < 0 \quad (4.5)$$

を制御則とする。

Z 軸に垂直な角運動量成分を減少させるためには Z 軸垂直方向のトルクのみ発生できればよく、そのためには MTQ-Z のみ使用すればよい。そこで、MTQ の磁気モーメントを

$$\vec{M} = (0, 0, M_z)^T \quad (4.6)$$

とし、地磁場ベクトルを \vec{B} とすると、磁気トルク \vec{N} は次式のように表される。

$$\vec{N} = \vec{M} \times \vec{B} = (-M_z B_y, M_z B_x, 0)^T \quad (4.7)$$

(4.4) 式と (4.7) 式より制御則 (4.5) 式は次のように書ける。

$$M_z I_t (B_x \omega_y - B_y \omega_x) < 0 \quad (4.8)$$

従って、 M_z を次式のように制御すればよいことになる。

$$M_z = -K (B_x \omega_y - B_y \omega_x) \quad (K: \text{正定数}) \quad (4.9)$$

ところで、衛星がスピンしている時の地磁場の軌道運動による時間変化は、機体座標系から見た地磁場の衛星姿勢運動による時間変化に比べて十分に小さいと言えるので、衛星座標における地磁場の時間変化量 ($\dot{\vec{B}}$) は、慣性系における地磁場の変化 ($(\frac{d}{dt})_I \vec{B}$) を無視することにより、次式のように表すことができる。

$$\left(\frac{d}{dt}\right)_I \vec{B} = \dot{\vec{B}} + \vec{\omega} \times \vec{B} \simeq \vec{0} \quad (4.10)$$

$$\therefore \dot{\vec{B}} \simeq \vec{B} \times \vec{\omega} \quad (4.11)$$

ここで、時間微分記号の (\cdot) は慣性座標系における時間微分を表す意味で用いられることが多いが、以下では、(多くの場合) 衛星座標系における時間微分を表わすために用いられることに注意されたい。

(4.11) 式より制御則 (4.9) 式は以下のように書くことができる。

$$M_z = -K \dot{B}_z \quad (4.12)$$

地磁場の時間微分を求める代わりに、コマンドで指定したサンプリング時間に対する時間差分値を採用することとした。地磁場 Z 成分の時間差分値を $\Delta B_z = B_z(t + \Delta t) - B_z(t)$ と書くと、(4.12) 式は

$$M_z = -K' \Delta B_z \quad (4.13)$$

と書くことができる。

また、「あすか」では、MTQ の駆動回路を簡単化するためにバングバング駆動を採用している。そこで、「あすか」では (4.13) 式のような比例制御則の代わりに、地磁場 Z 成分の時間差分値の符号に応じて MTQ-Z の駆動極性を決定して駆動することにした。その結果、制御則は最初に示した (4.1) 式となる。

ところで、上の制御則を実装するにあたっては、MTQ の駆動により発生する磁場が GAS 計測値の差分に影響することを避けねばならない。そこで「あすか」では、MTQ の駆動開始後 250msec 経過した時点で地磁場 Z 成分計測値をホールドし、コマンドで指定したサンプリング時間 (0.5~127.5sec) 後に再度地磁場 Z 成分を検出して、この二つの差分値の極性で次の MTQ-Z の駆動極性を決定し、その 250msec 後に次の駆動を開始することとした。これにより、MTQ による磁気バイアスが差分に影響を与えないようにすることができる。

「あすか」では本制御ロジック (4.1) 式をすべてハードワイアードロジックで構築したが、「ASTRO-E」では同じロジックをソフトウェアで実現した。ただし、「ASTRO-E」では、(1)8Hz サンプリング系として制御系を構成したことと、(2) (MTQ の駆動が比例駆動できるので) M_{sat} の値をコマンドで指定できるようにしていること、が異なる。

4.2.3 磁気スピンレート制御

本制御は、GAS によって検出された地磁場の極性に応じて MTQ を駆動することにより、衛星 Z 軸あるいは Y 軸回りのスピンレートを増加あるいは減少する制御である。本制御の起動・停止はコマンドによる。条件判断して自動停止する機能は持っていない。

始めに、制御則を表 4-6 から表 4-9 に示す。「あすか」では MTQ の駆動回路としてバングバング駆動回路を採用し、MTQ の駆動パターンは (+70Am², オフ, -70Am²) の 3 通りとした。表中では、駆動すべき

表 4-6 MTQ-Y を用いた Z 軸スピレート制御則 (Case 1)

	GAS-X 極性		
	+	デッドバンド内	-
スピニアップ (Z 軸回り角運動量増加) 時の MTQ-Y 駆動極性	-	OFF	+
スピンドアウン (Z 軸回り角運動量減少) 時の MTQ-Y 駆動極性	+	OFF	-

表 4-7 MTQ-X を用いた Z 軸スピレート制御則 (Case 2)

	GAS-Y 極性		
	+	デッドバンド内	-
スピニアップ (Z 軸回り角運動量増加) 時の MTQ-X 駆動極性	+	OFF	-
スピンドアウン (Z 軸回り角運動量減少) 時の MTQ-X 駆動極性	-	OFF	+

表 4-8 MTQ-Z を用いた Y 軸スピレート制御則 (Case 3)

	GAS-X 極性		
	+	デッドバンド内	-
スピニアップ (Y 軸回り角運動量増加) 時の MTQ-Z 駆動極性	+	OFF	-
スピンドアウン (Y 軸回り角運動量減少) 時の MTQ-Z 駆動極性	-	OFF	+

表 4-9 MTQ-X を用いた Y 軸スピレート制御則 (Case 4)

	GAS-Z 極性		
	+	デッドバンド内	-
スピニアップ (Y 軸回り角運動量増加) 時の MTQ-X 駆動極性	-	OFF	+
スピンドアウン (Y 軸回り角運動量減少) 時の MTQ-X 駆動極性	+	OFF	-

MTQ の種類とその駆動極性を示している。また、表中のデッドバンドとは、地磁場成分の絶対値が小さい時に駆動を止めるための領域である。このデッドバンド領域の境界は、GAS のノイズやニューテーションの揺らぎを考慮して、ヒステリシスを設けている。「あすか」の場合、図 4-5 に示すように、2000nT と 4000nT を境界条件としている。

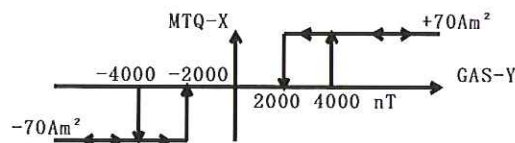


図 4-5 デッドバンド領域

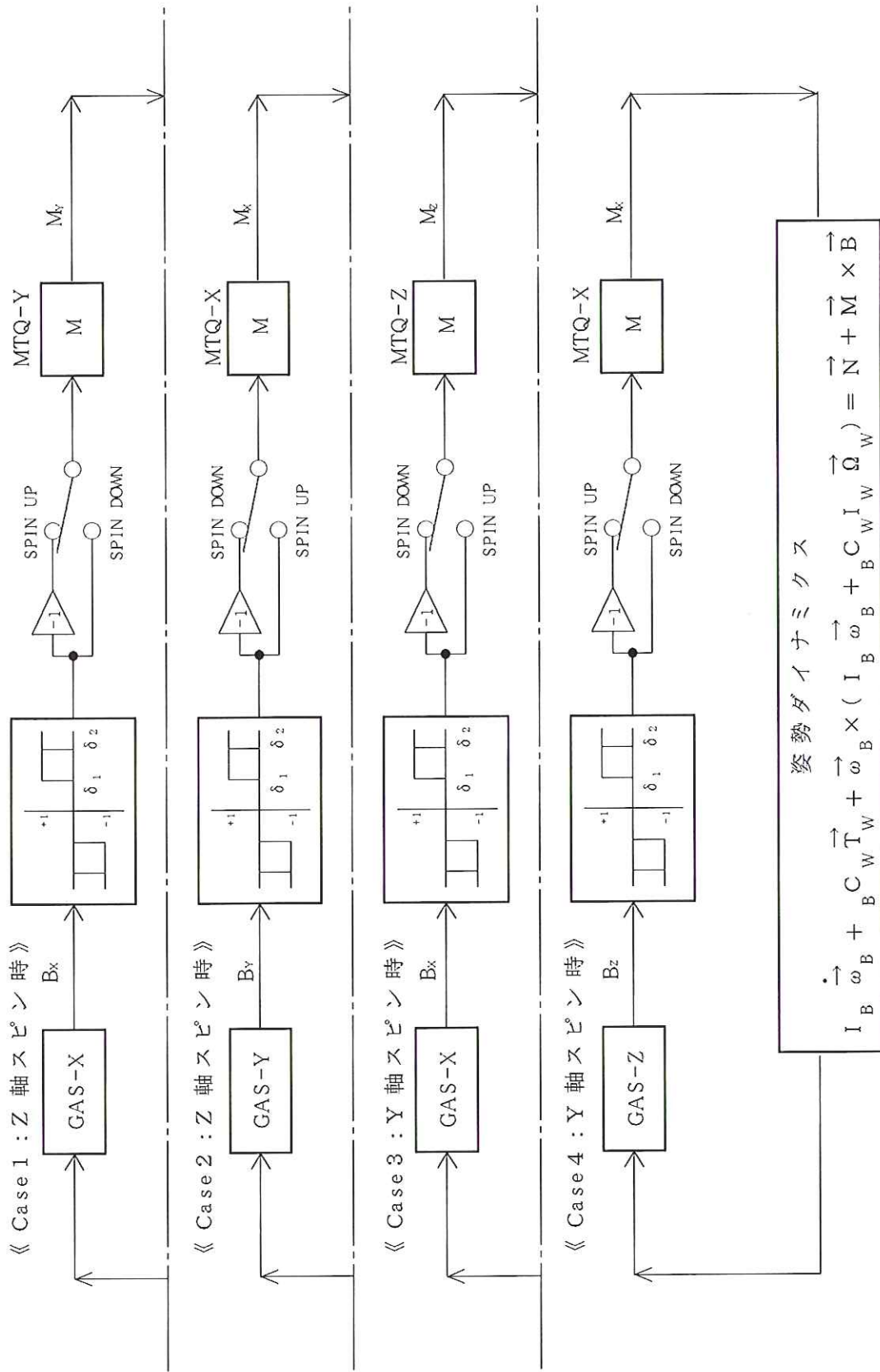


図 4-6 磁気スピンレート制御系ブロック図

表 4-6 及び表 4-7 が衛星が Z 軸回りにスピニングしている時のスピニング制御則、表 4-8 及び表 4-9 は衛星が Y 軸回りにスピニングしている時のスピニング制御則である。それぞれ二種類の MTQ を用いることができ、独立にコマンドで起動することができる。図 4-6 にこれらをまとめた制御ブロック図を示す。なお、図 4-6 中の主要な記号の意味を以下に示す。

- I_B : 衛星の慣性テンソル (3 × 3 行列)
- I_W : ホイール慣性モーメント (スカラー)
- $\vec{\omega}_B$: 機体の角速度ベクトル (3 次元ベクトル)
- $\vec{\Omega}_W$: ホイール回転数から構成する縦ベクトル (4 次元)
- \vec{T}_W : 各ホイールが衛星に与えるリアクショントルクから構成する縦ベクトル (4 次元)
- ${}^B C_W$: ホイール系から機体系への座標変換行列 (3 × 4 行列)
- \vec{N} : 姿勢外乱トルク (3 次元ベクトル)
- \vec{M} : MTQ による磁気モーメントベクトル (3 次元ベクトル)
- \vec{B} : GAS により検出される地磁場ベクトル (3 次元ベクトル)

Z 軸スピニング制御は、初期運用時の Z 軸スピニング状態で使用するために用い、Y 軸スピニング制御は、セーフホールド制御時に Y 軸回りの衛星スピニングを調整するために用いる。「あすか」の場合、セーフホールド制御則は角運動量の絶対値を制御する機能を持たないため (4.5 章参照)、必要に応じてこの Y 軸スピニング制御を用いて全角運動量の大きさを調節できる構成とした。

以下では、上述の制御則の導出について簡単に述べる。

衛星姿勢の運動方程式は、内力が無い場合次のように書くことができる。

$$I\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times I\vec{\omega} = \vec{N} + \vec{N}_d \quad (4.14)$$

ここで、 $\vec{\omega}$ は衛星角速度ベクトル、 I は衛星慣性行列、 \vec{N} は MTQ による制御トルク、 \vec{N}_d は外乱トルクである。 \vec{M} を MTQ 磁気モーメントベクトル、 \vec{B} を地磁場ベクトルとすると、 \vec{N} は次のように書ける。

$$\vec{N} = \vec{M} \times \vec{B} = \begin{pmatrix} M_y B_z - M_z B_y \\ M_z B_x - M_x B_z \\ M_x B_y - M_y B_x \end{pmatrix} \quad (4.15)$$

(4.15) 式を運動方程式 (4.14) 式に代入し、Z 軸スピニング時にニューテーションが十分減衰していると仮定 ($\vec{\omega} \times I\vec{\omega} \approx \vec{0}$) すれば、運動方程式の Z 成分は以下のように書くことができる。

$$\dot{\omega}_z = M_x B_y - M_y B_x + N_{dz} \quad (4.16)$$

スピニング制御中の外乱を無視することになれば、(4.16) 式から、地磁場成分の極性によって MTQ-X あるいは MTQ-Y の極性を適当に切り替えて駆動することで、Z 軸スピニングを増大あるいは減少することができる。これから、表 4-6 及び表 4-7 の制御則を導き出すことができる。

また Y 軸スピニング時も同様に、ニューテーションが十分減衰していれば、(4.16) 式と同様に (4.14) の運動方程式の Y 成分を次のように書くことができる。

$$\dot{\omega}_y = M_z B_x - M_x B_z + N_{dy} \quad (4.17)$$

(4.17) 式から、表 4-8 及び表 4-9 の Y 軸スピニング制御則が導き出される。

「あすか」では、本制御をハードワイアードロジックで実現している。

それに対して、「ASTRO-E」では本制御をソフトウェアロジックで実現している。また、「ASTRO-E」ではセーフホールド制御に角運動量の絶対値制御則を採用しているために(4.5章参照)、Y軸回りのスピ
ンレート制御機能を別に必要性としないため、磁気トルカによるY軸スピレート制御機能は実装してい
ない。

4.2.4 磁気スピン軸方向制御

磁気スピン軸方向制御は、地上からコマンドで予め指定した極性に従ってMTQ-Zの磁気モーメントを
切り換えるもので、これによりスピン軸方向の変更を開ループ制御で実行する機能である[9]。

スピン軸方向変更制御計画を地上で立てる際に用いるロジックについて簡単に述べる。

MTQ-Zのみを駆動することにより、これが地磁場と干渉して発生するトルクは次式で与えられる。

$$\vec{N} = \vec{M} \times \vec{B} = M_z \vec{k} \times \vec{B}_\perp \quad (4.18)$$

ここで、

\vec{N} : 発生するトルクベクトル [Nm]

\vec{M} : MTQ 磁気モーメントベクトル [Am²]

\vec{B} : 地磁場ベクトル [T]

M_z : MTQ-Z の磁気モーメント [Am²]

\vec{k} : スピン軸方向の単位ベクトル

\vec{B}_\perp : \vec{k} に垂直な地磁場成分ベクトル [T]

である。

スピン安定性のため軌道周期程度の時間内でのスピン軸の方向変化は緩やかであり、今これをほぼ一定
とみなせば、地球磁場の特徴(近似的には磁気双極子が作る磁場)により、衛星の軌道運動に伴って \vec{B}_\perp
ベクトルは \vec{k} ベクトルの回りで一周期につきほぼ2回転する。そこで、軌道上の適当な4位置で M_z の符号
を逆極性に切り替えることにすれば、平均として \vec{k} に垂直な任意の所望の方向の磁気トルクを発生するこ
とができ、スピン軸はこのトルク方向に向かって緩やかに方向を変え(プリセス)していく。

そこで、地上での姿勢決定により(慣性座標系における)スピン軸方向 \vec{k} を求め、また地磁場の数学モデ
ルをもとに \vec{B}_\perp を計算する。目標とするスピン軸方向が与えられると、 \vec{k} 方向で磁気モーメントがとるべ
き極性とその極性切り替え位置(位相)を求めることができる。この結果をコマンドにより衛星に指示して
MTQ-Z を駆動することにより、Z軸スピン軸の方向を変更する制御が始められる。以下に、この計画の立
て方について述べる。

慣性空間における現在のスピン軸(衛星Z軸)方向の単位ベクトルを \vec{k} 、本制御によってスピン軸を向け
ようとする目標方向単位ベクトルを \vec{n} とする。 I_z をスピン軸回りの慣性モーメント値、 ω_s をスピ
ンレートとすると、現在の角運動量と目標角運動量との差ベクトル $\vec{\varepsilon}$ は、次のように書ける。

$$\vec{\varepsilon} \equiv I_z \omega_s (\vec{k} - \vec{n}) \quad (4.19)$$

ここで、衛星スピレートを変化させることなくスピン軸方向(角運動量の方向)のみを変化させる外力
トルク \vec{N} を加えて、スピン軸方向を変更することを考える。ニュートンは発生しないと仮定すると、
衛星の運動方程式は次のように書ける。

$$\vec{N} = I_z \dot{\omega}_s \vec{k} \quad (4.20)$$

ここでの時間微分は慣性座標系における微分を意味している。

(4.19) 式で、目標方向 \vec{n} は慣性空間に対し固定しているから、慣性座標系における時間微分はゼロベクトルとなる。従って、(4.19) 式と (4.20) 式から、次の関係が成り立つ。

$$\dot{\vec{N}} = \dot{\vec{\varepsilon}} \quad (4.21)$$

スピントルクを変化させることなくスピン軸方向のみを変化させるためには、常にスピン軸に垂直にトルクを加えればよい。そのためには、MTQ のスピン軸方向成分である MTQ-Z のみを駆動すればよい。地磁場ベクトルを \vec{B} 、MTQ により発生する磁気モーメントベクトルを \vec{M} 、MTQ-Z の磁気モーメント値を M_z と書くと、MTQ と地磁場の干渉から発生する磁気トルクは次のように書ける。

$$\dot{\vec{N}} = \vec{M} \times \vec{B} = M_z \vec{k} \times \vec{B} \quad (4.22)$$

本制御の目的はスピン軸方向 \vec{k} を目標方向 \vec{n} に近づけることである。そのためには、(4.19) 式で定義した $\vec{\varepsilon}$ の絶対値をゼロに近づければよく、そのための制御則として次式を採用することができる。

$$D \equiv |\dot{\vec{\varepsilon}}|^2 < 0 \quad (4.23)$$

(4.19) 式から (4.22) 式までを用いて、(4.23) 式の D を書き換えると、次のようになる。

$$\dot{D} = 2\dot{\vec{\varepsilon}} \cdot \vec{\varepsilon} = 2\dot{\vec{N}} \cdot \vec{\varepsilon} = 2I_z \omega_s (M_z \vec{k} \times \vec{B}) \cdot (\vec{k} - \vec{n}) = -2I_z \omega_s M_z (\vec{k} \times \vec{B}) \cdot \vec{n} < 0 \quad (4.24)$$

ここで、衛星の軌道要素が与えられると、衛星の位置計算と地磁気数学モデルにより地磁場ベクトル \vec{B} を求めることが出来る。また、地上における姿勢決定により初期のスピン軸方向 \vec{k} が与えられれば、(4.19) 式から (4.22) 式までを用いて得られる次の方程式を数値的に解くことにより、各時刻におけるスピン軸方向 $\vec{k}(t)$ を求めることが出来る。

$$\dot{\vec{k}} = \frac{M_z}{I_z \omega_s} \vec{k} \times \vec{B} \quad (4.25)$$

以上から、各時刻の \vec{B}, \vec{k} を求めながら (4.24) 式を満たすように M_z の極性切り替えの計画を立てることが出来る。

地上ではこの計画に従って数値シミュレーションを行い、スピン軸の動きを予測しながらコマンドを決定する。スピン軸の動きが衛星運用条件(熱・電力)に対して問題が無いことを確認した後、衛星に対し時刻指定コマンドとしての OP コマンドとして本制御のコマンドを予約登録し、実行する。このようにして、地上を介して開ループ的にスピン軸方向を変更することができる。

4.2.5 RCS ニューテーション制御 (「ASTRO-E」)

本制御は「ASTRO-E」の AOCS のみが持っている機能である。

RCS ニューテーション制御は、Z 軸まわりのスピン時に、3N スラスタを駆動して XY 面内の角速度成分(ニューテーション)を減衰する制御である。本制御の起動・停止はコマンドにより指示され、ニューテーションが後述するデッドバンド内に入り RCS 駆動が中断されることはあっても、機上の判断で自動的に停止する機能は持っていない。

XY 面内に発生させる制御トルクを \vec{N} 、角運動量ベクトルの XY 面内成分を \vec{H}_i とすると、ニューテーション制御の制御則は次のように書くことが出来る。

$$\vec{N} = -k\vec{H}_i \quad (4.26)$$

2 台のジャイロによる XY 面内の角速度計測を用い、XY 面内の任意の方向にトルクを発生することができれば、(4.26) 式をそのまま実行することができる。しかし、本制御では本制御で使用するジャイロを

1台にして残りの1台を冗長として温存しておきたいこと、およびスラストのトルクはホイールなどに比べて非常に大きいと同時に、3Nスラスト2基を組み合わせることでX軸方向あるいはY軸方向のトルクを発生できることから、(4.26)式をもとに次のような4種類のインパルス駆動則を採用することにした。

$$\begin{aligned}
 (1) \vec{N} &= (+N_{RCS}, 0, 0)^T && \text{(角運動量 } XY \text{ 面内成分が } -X \text{ 方向に最大の時)} \\
 (2) \vec{N} &= (-N_{RCS}, 0, 0)^T && \text{(角運動量 } XY \text{ 面内成分が } +X \text{ 方向に最大の時)} \\
 (3) \vec{N} &= (0, +N_{RCS}, 0)^T && \text{(角運動量 } XY \text{ 面内成分が } -Y \text{ 方向に最大の時)} \\
 (4) \vec{N} &= (0, -N_{RCS}, 0)^T && \text{(角運動量 } XY \text{ 面内成分が } +Y \text{ 方向に最大の時)}
 \end{aligned} \tag{4.27}$$

「ASTRO-E」の質量特性から(4.27)式のタイミングとなる時の衛星角速度の変化の方向を求め、「ASTRO-E」に搭載する3Nスラストペアで発生するトルクの向きを考慮して、結局、本制御のスラスト駆動則は、表4-10に示す形にて実装することにした。なお、表中のC1,C2,C3,C4はそれぞれ4つの3Nスラストに

表 4-10 RCS ニューテーション制御使用コンポーネントと駆動タイミング

	IRU(スラスト駆動タイミング)	スラスト
Case 1	IRU-Y(- → +) : XY 面内角運動量が - X 方向に最大	C1,C2(+X トルク)
Case 2	IRU-Y(+ → -) : XY 面内角運動量が + X 方向に最大	C3,C4(-X トルク)
Case 3	IRU-X(+ → -) : XY 面内角運動量が - Y 方向に最大	C1,C4(+Y トルク)
Case 4	IRU-X(- → +) : XY 面内角運動量が + Y 方向に最大	C2,C3(-Y トルク)

対応しており、機体に対する向きなどについては5.11項に詳述している。

ところで、ジャイロ出力信号にはランダムノイズが含まれており、単純なゼロクロス検出では誤動作を引き起こすことになる。そのため、図4-7に示すような駆動判定レートに幅を設け、Case1および4のタイプでは、レートが負側の駆動判定レート閾値以下に、Case2および3のタイプでは、正の駆動判定レート閾値以上になった直後の第一回ゼロクロスタイミングのみでスラストの駆動を指示するようにした。

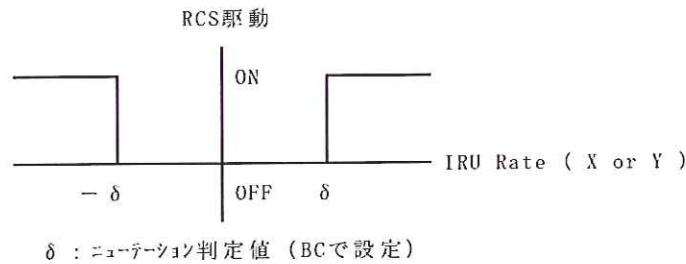


図 4-7 RCS 噴射駆動判定レート幅

スラストの駆動時間幅とデッドバンド幅 δ はコマンドで指定できるようにしており、衛星角運動量に応じて、またニューテーション減衰目標値に応じて変更できるようにしている。

なお、「ASTRO-E」は衛星の各機器の配置の都合により、衛星 Z 軸は慣性主軸に一致していない。そのため、ジャイロの X や Y 出力には主軸ずれ分の定常的なバイアスが生じる。表 4-10 の制御タイミングをこのバイアスがのったジャイロのゼロクロスタイミングとすると、駆動タイミングがずれることにより制御効率が落ちるだけでなく、主軸オフセット相当のニューテーションを残留させてしまうことになる。

そこで「ASTRO-E」では、このジャイロの定常バイアスをローパスフィルタにより推定するデジタルフィルタ機能を採用した。このフィルタは収束の時間よりも、構造の単純さや安定性を重視して、収束時

定数が約10分の一次ローパスフィルタとした。表4-10の駆動タイミングは、このフィルタによって推定されたバイアス値をジャイロ出力値から差し引いた後に判断するようになっている。

以上の機能はすべてソフトウェアロジックにより実現している。

4.2.6 RCS スピンレート制御 (「ASTRO-E」)

本制御は「ASTRO-E」のAOCSのみが持っている機能である。

RCS スピンレート制御はZ軸回りのスピンレートを調整するもので、+Zあるいは-Z軸回りのトルクを発生することのできる3Nスラスト対を噴射することによって実現している。

スピニアップ、ダウンそれぞれに使用するスラストの組み合わせを、表4-11に示す。

表 4-11 RCS スピンレート制御使用スラスト

SPIN UP	Z軸方向の角運動量増加	3N スラスト C1,C3
SPIN DOWN	Z軸方向の角運動量減少	3N スラスト C2,C4

スラスト噴射のタイミングの違いで、次の2種類の機能を持つ。

- (1) RCS 時間基準スピンレート制御
- (2) RCS サンパルス基準スピンレート制御

(1) は、本制御を開始するコマンドを受けた時刻を起点とし、コマンド指定された時間間隔毎に、指定されたパルス幅のスラスト噴射を行う。

(2) は、NSASからの信号をもとに、太陽が衛星のZY面を横切った瞬間を示す擬似的なサンパルスをAOCUで作成し、そのタイミングでスラストを噴射する。

噴射タイミング以外は、(1),(2)共に同じ動作をする。すなわち、噴射パルス時間幅は、コマンドで指定した時間幅である。また、制御の終了条件は、次の3つの条件のどれか一つが成立した時である。

- ・ RCS スピンレート制御終了のコマンドを受信した時
- ・ コマンドで指定した駆動回数だけ噴射した時
- ・ コマンドで指定したスピンレートに到達した時

ここで、スピンレートは前述した擬似サンパルス間の時間をソフトウェアロジックにより実現されるカウンタで計測することで求めている。従って日陰中はこの条件は成立しないため、他の二つの条件で終了することになる。以上の機能はすべてソフトウェアロジックにより実現している。

4.2.7 RCS スピン軸方向制御 (「ASTRO-E」)

本制御は「ASTRO-E」のAOCSのみが持っている機能である。

RCS スピン軸方向制御は、地上から指定した通りにスラスト駆動を行うことによって、予め地上で作られた計画に従ってスピン軸方向を変更する機能である。開ループ制御であるから当然であるが、本制御の起動・停止はコマンドによって指示され、機上の判断で自動停止する機能は設けられていない。

使用するスラストの組み合わせに応じて表4-12に示すトルクを発生することができる。

スラストの噴射タイミングはNSASから得られる擬似サンパルスを基準として与えられ、この値とともに、使用するスラスト、噴射時間幅、噴射回数をコマンドで指定する。

本制御は、スピン衛星の一子午面を太陽光が横切った時を基準に、一定のスピン位相(=時間)だけ遅れたタイミングでスラストをインパルスのように噴射する、一般にラムライン制御として知られている方式である。

表 4-12 RCS スピン軸方向制御使用スラスタ

トルク発生方向	使用スラスタ	
+X 軸方向	3N スラスタ C1,C2	23N スラスタ A1,A2
-X 軸方向	3N スラスタ C3,C4	23N スラスタ A3,A4
+Y 軸方向	3N スラスタ C1,C4	23N スラスタ A2,A3
-Y 軸方向	3N スラスタ C2,C3	23N スラスタ A1,A4

ラムライン制御の計画は、太陽方向を極位置とする天球を基準とし、天球表面をメルカトル図法で表現する。制御前のスピン軸と目標のスピン軸を表す2点間を結んだ直線がラムラインである。また、子午線とこの直線のなす角が噴射位相を与える。地上でこのラムラインの計画を立て、太陽パルスとスラスタ噴射の位相角としてこれをコマンドで指定し、またパルス噴射回数を与えて本制御を実行する。本制御は、ソフトウェアロジックで実現している。

4.2.8 RCS スピン太陽探索制御 (「ASTRO-E」)

本制御は「ASTRO-E」の AOCS のみが持っている機能である。

本制御は、初期の Z 軸スピン時に、何らかの異常によりスピン軸が正規の向きから外れ、日照中であっても NSAS の視野内に太陽光が入射しないような向きになった場合に、地上からのコマンドにより起動される。本制御が起動されると、以下に示すシーケンスを経て、最終的にスピン軸が太陽方向とほぼ直交する向きになるまでスピン軸の方向が変更される。本制御は、スピン軸が太陽方向と直交する平面に含まれるように変更する制御であり、その平面内での向きは保証しない。従って本制御によってスピン軸と太陽方向が直交するようになった後、NSAS と GAS のデータをもとに姿勢決定を行ってスピン軸方向を定め、必要に応じて“RCS スピン軸方向制御”によって、スピン軸姿勢を(近地点高度上昇制御などに)適した向きに変更する必要がある。

本制御の実行の大きな流れを、図 4-8 に示す。

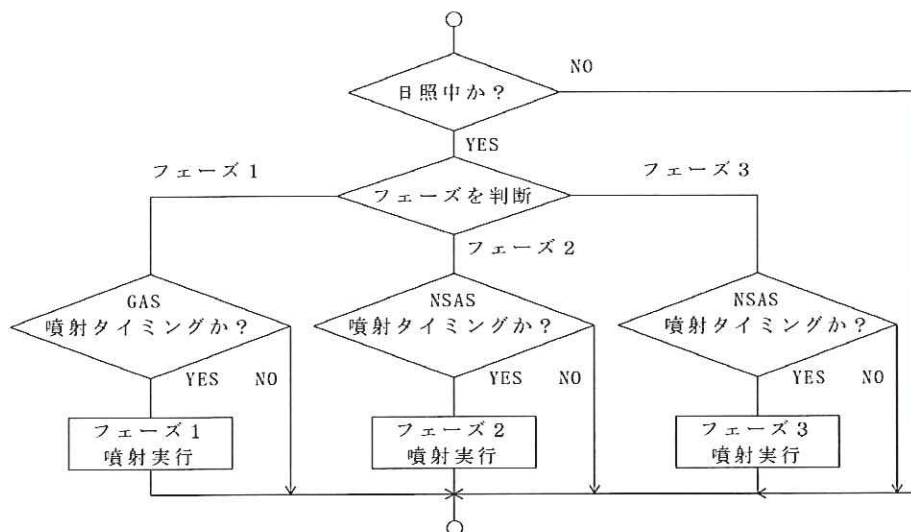


図 4-8 RCS スピン太陽探索制御の流れ

NSAS 視野を太陽が横切るスピン軸姿勢になるまで(これをフェーズ 1 とする)は、GAS のスピン軸垂直

成分がゼロクロスするタイミングでスラスタをパルス噴射し、スピン軸垂直方向のトルクを発生することによってスピン軸の方向を変えていく。これを繰り返すことで NSAS 視野を太陽が横切るようなスピン軸姿勢にした後、太陽光が衛星 YZ 平面を横切る時の太陽方向とスピン軸のなす角度に応じて精粗の二つのフェーズ (図 4-8 のフェーズ 2 とフェーズ 3) の処理に移行する。上述の太陽方向とスピン軸のなす角度が 90deg に対しある基準値幅内に入っている場合はフェーズ 3 に、また 90deg から基準値よりも離れている場合はフェーズ 2 とする。フェーズ 2 ではスラスタの噴射パルス幅を広く、フェーズ 3 では狭くしている。また、これら二つのフェーズの境界の角度にはヒステリシスを設けており、より 90deg に近い側でフェーズ 2 からフェーズ 3 に移行し、フェーズ 3 からフェーズ 2 への移行境界はより 90deg から離れた角度としている。これにより動作が頻繁に二つのフェーズ間を行き来しないように工夫している。

日照判断は次のように行っている。

- ・ 衛星内にソフトウェアロジック (プログラム) として実現している日陰日照タイマが日照を示している時、日照と見なす
- ・ それ以外は、日陰と見なす

フェーズの判断は次のように行っている。

- ・ 指定タイムアウト時間内に NSAS 擬似サンパルス (NSAS 視野内で衛星 YZ 面を太陽が横切ったタイミングをソフトウェアで判断) が発生していない場合、フェーズ 1 とする。
- ・ NSAS 擬似サンパルスタイミングの時の太陽角が、連続指定回数以上、指定角度範囲になった場合、フェーズ 2 とする。
- ・ 上記の太陽角ヒステリシスの境界条件に従って、太陽角がより Y 軸に近い指定太陽角以内になった場合、フェーズ 3 とする。

GAS を用いた噴射タイミングは、

- ・ GAS-Y の絶対値が指定値以上であり、かつ GAS-X がゼロクロスしたタイミング

としている。このとき発生するトルクの方法は、軌道運動による地磁場方向の変化が無視できる時間範囲では、慣性空間に対し指定した一定の方向となる。

また、NSAS を用いた噴射タイミングは、

- ・ NSAS 擬似サンパルスのタイミング

としている。この時に発生するスラスタトルクの方法は、太陽方向が衛星 Y 軸付近を横切る姿勢になるようにスピン軸方向を変化させるように設計している。

以上のすべての機能は、ソフトウェアロジックで実現している。

4.2.9 RCS 自動太陽捕捉制御 (「ASTRO-E」)

本制御は「ASTRO-E」の AOCS のみが持っている機能である。

本制御は、Z 軸スピンの状態からスタートし、Y 軸が太陽方向を向きかつバイアス角運動量が Y 軸方向に一致した姿勢で慣性空間に対し三軸制御した状態に移行するための制御である。本制御の開始条件は、スピン軸 (Z 軸) が太陽方向とほぼ直交し、Z 軸回りのスピンレートは IRU の“ワイドモード”のダイナミックレンジ ($\pm 3.2 \text{deg/sec}$) 内となっていることである。従って、本制御を起動する前に、NSAS と GAS の出力データからスピン軸方向を求め、必要に応じて“RCS スピン軸方向制御”でスピン軸方向を変更し、“RCS スピンレート制御”でスピンレートを所定の値まで低減しておく必要がある。

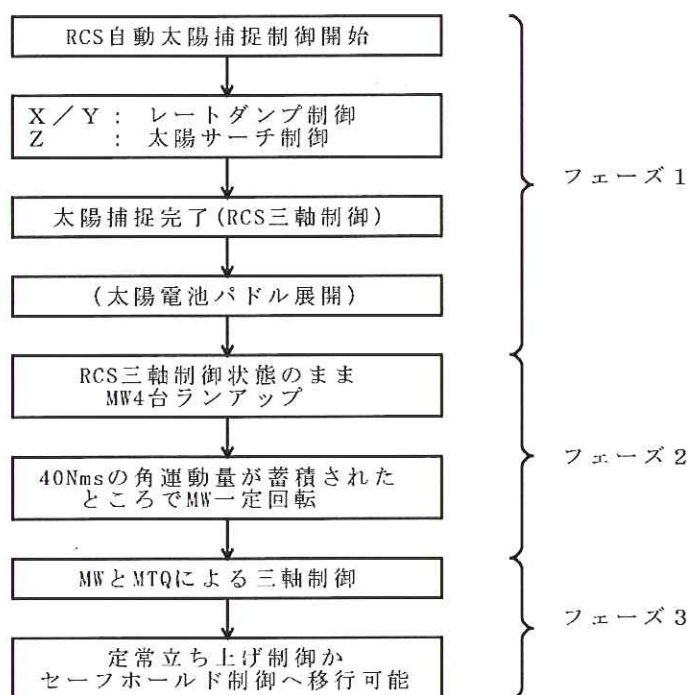


図 4-9 RCS 自動太陽捕捉制御シーケンス

本制御の大まかな流れを図 4-9 に示す。すなわち、本制御シーケンスは、衛星 Z 軸回りのスピンレートが IRU ダイナミックレンジ内まで低減された後にスタートし、まず 1) 太陽方向が衛星 YZ 面内に入る姿勢で衛星スピンを止め (フェーズ 1)、次に 2) その姿勢を RCS により保ったままホイール回転数を上昇させ (フェーズ 2)、やがて 3) ホイール系に所定バイアス角運動量が蓄積された段階でホイールと MTQ による三軸姿勢制御をコマンドで起動する (フェーズ 3)。

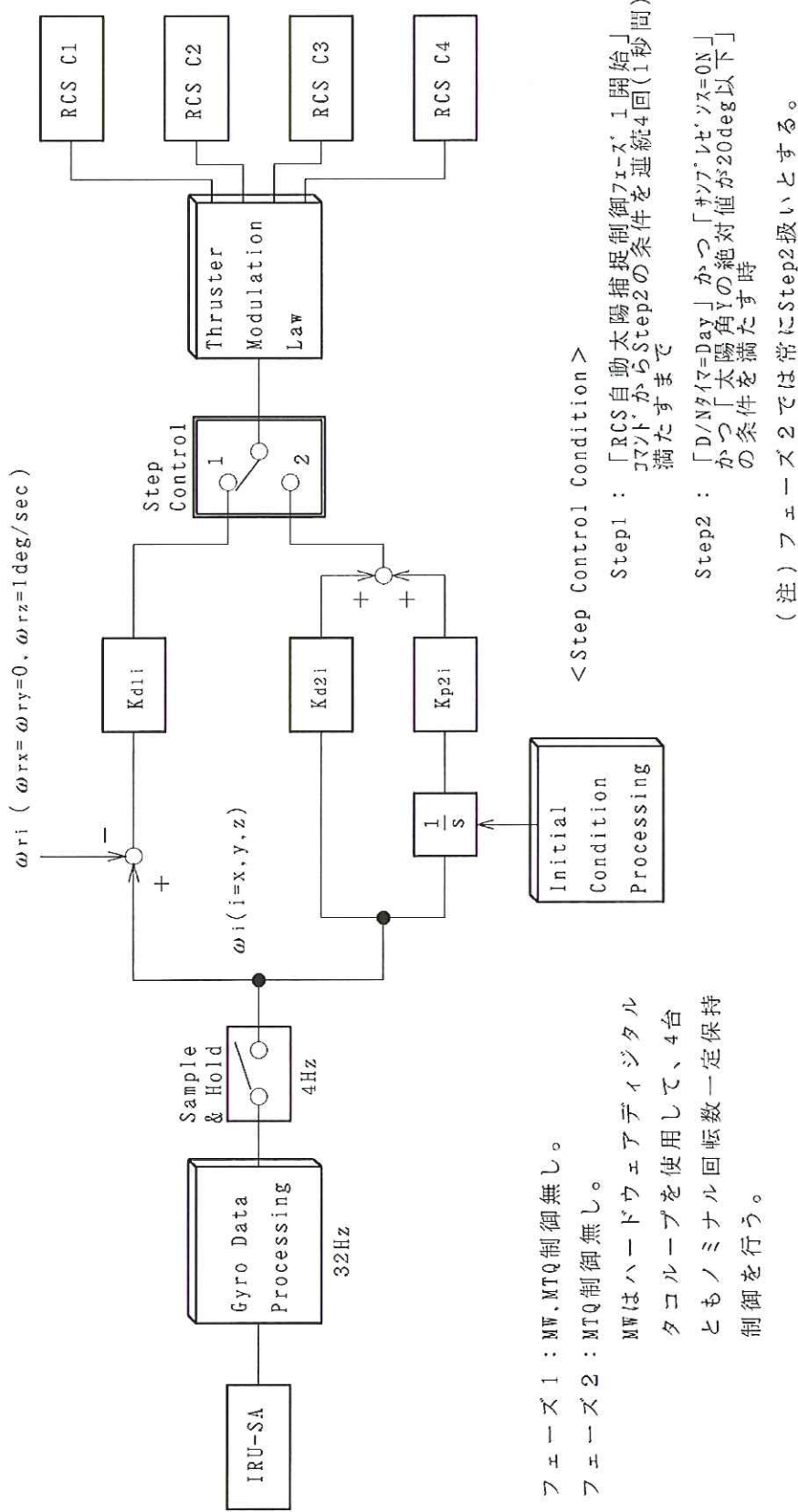
図 4-9 に示したように、RCS 自動太陽捕捉制御は 3 つのフェーズに分けて設計されている。それぞれのフェーズは地上からのコマンドにより開始され、機上の判断で自動移行することはない。

図 4-10 から図 4-12 に、本制御の各フェーズの機能ブロック図を示す。これらの機能はすべてソフトウェアロジックで実現している。

図 4-10 は、フェーズ 1 およびフェーズ 2 における RCS 駆動制御系ブロック図である。この図中に “Step Control” というスイッチがあり、Step1, Step2 が定義されているが、これらはフェーズ 1 における内部状態である。フェーズ 1 では必ず起動時に Step1 となり、図中の条件を満たすと、機上の判断により自動的に Step2 に移行する。フェーズ間の移行は前述のとおり地上のコマンドのみで実行されて自動移行しないが、この内部 Step は自動移行する内部シーケンスである。ただし、フェーズ 1 の開始で必ず Step1 が開始されるが、移行条件を満たされていれば速やかに Step2 に移行し、Step1 で時間を浪費することはないようにしている。

Step1 は Z 軸回りに一定レートでスピンする状態であり、NSAS 視野中心付近に太陽光が入射する姿勢になるまでスピンしながら待ち続ける。従って、この状態で日陰となれば、スピンしながら次の日照になるまで待つことになる。NSAS 視野中心付近の基準条件を満たすと、次の Step2 に自動移行する。

Step2 は、太陽方向が NSAS 視野中心付近、すなわち Y 軸近傍となる姿勢で慣性固定指向する制御を実行する状態である。一旦この状態に移行すると Step1 に戻ることはなく、また日陰となった場合でも IRU レート出力データの積分値を基準にして太陽方向と思われる方向を常に計算し、この方向に Y 軸方向が向



フェーズ1 : MW, MTQ制御無し。
 フェーズ2 : MTQ制御無し。
 MWはハードウェアデジタル
 タコループを使用して、4台
 ともノミナル回転数一定保持
 制御を行う。

図 4-10 RCS 自動太陽捕捉制御フェーズ1および2機能ブロック図

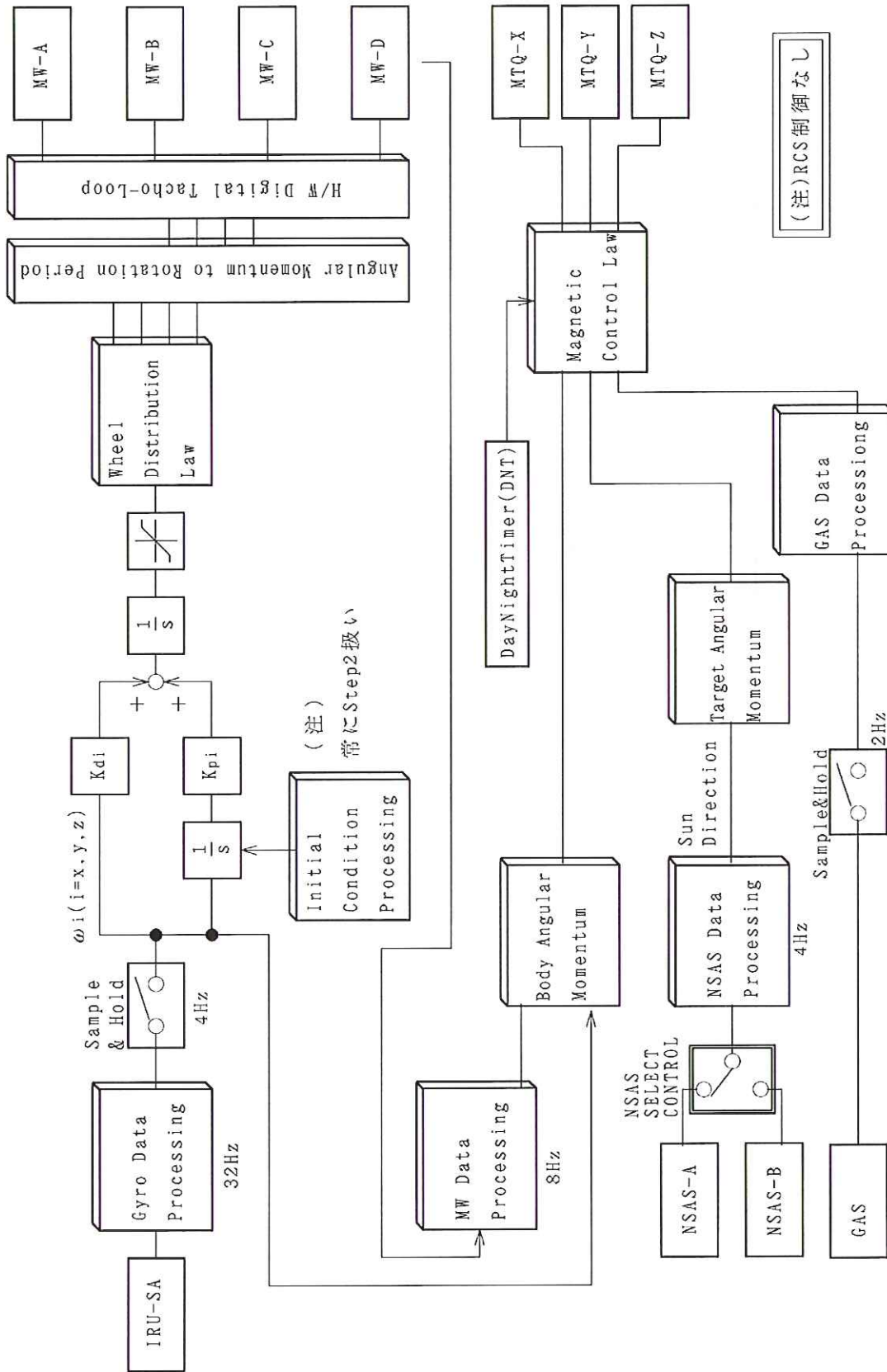


図 4-11 RCS 自動太陽捕捉制御フェーズ3 機能ブロック図

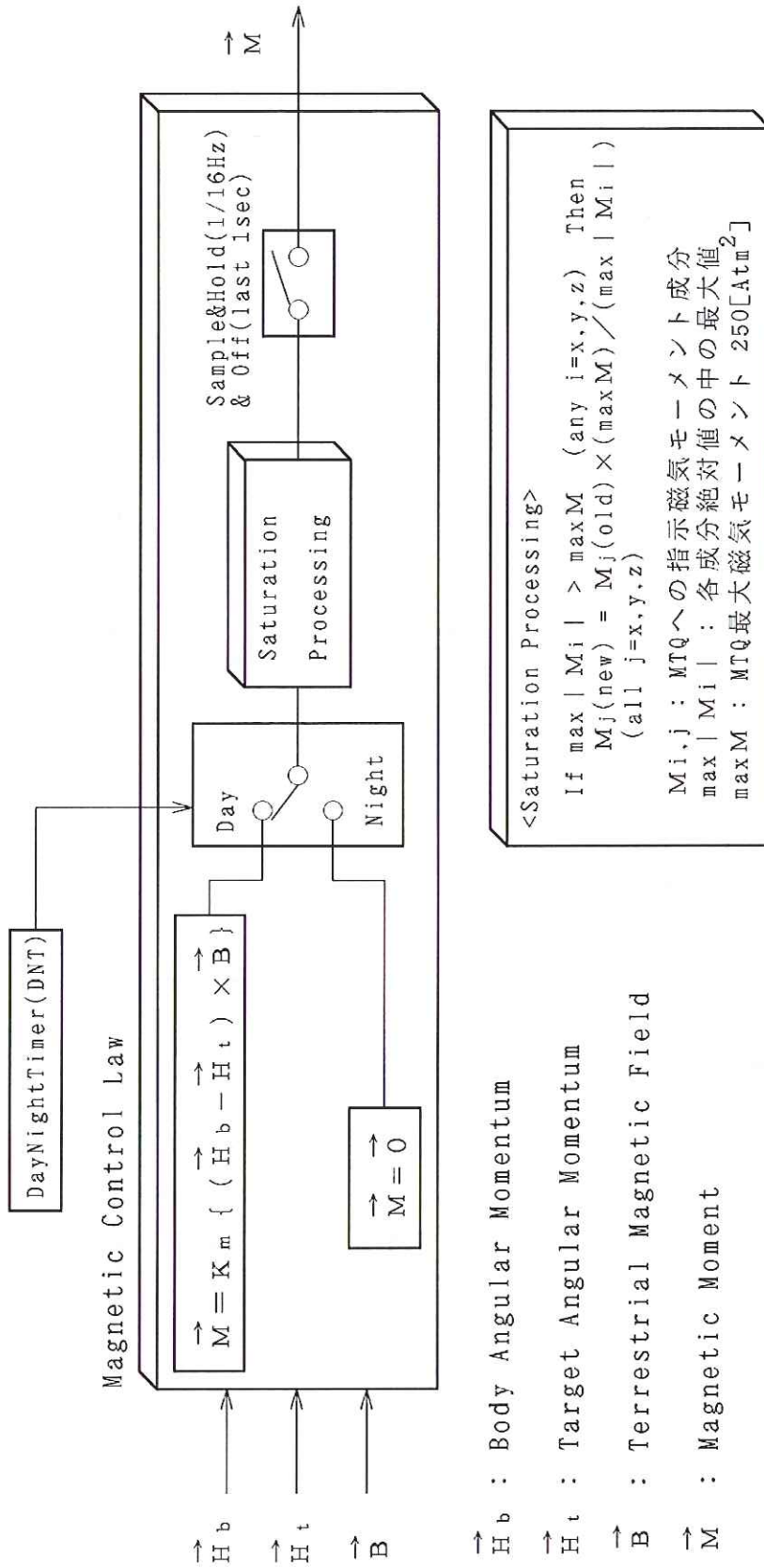


図 4-12 RCS 自動太陽捕捉制御フェーズ3の磁気制御則

くような指向制御を行う。

また、図 4-10 中の“Thruster Modulation Law”というブロックは、制御則により得られる衛星三軸(X,Y,Z)方向の制御トルク目標値を、4台の3Nスラスタをパルス噴射することで平均的に発生させるための部分であり、この部分は他のRCS制御とは異なり、コマンドでスラスタパルス幅や組み合わせを固定することなく、制御トルク目標値に応じて必要なスラスタを必要なパルス幅で駆動するための計算を行う部分である。固定サイクル周期(ここでは250msecとしている)の各スラスタの噴射時間トルク積を平均して得られるトルク方向が、トルクの発生日標方向になるように各スラスタの噴射幅を決定する。

フェーズ2では、図 4-10 の制御則に従ってRCSを駆動した状態で、地上のコマンドにより4台のホイールを同じ目標回転数まで加速上昇させる。この時のホイール制御は、ハードウェアデジタルタコループ回路を用いた回転数制御として実施する。この時、目標ホイール回転数(基準入力)はそれに対応した回転周期としてAOCUのソフトウェアから与えられる。

図 4-11 は、ホイールとMTQを用いたフェーズ3の制御のブロック図である。このフェーズではRCSを駆動しない。この図中の磁気制御部である“Magnetic Control Law”の制御則は、図 4-12 に示している。これらについては、後の章で詳述するが、「あすか」の定常制御系の制御則に似た方式を採用している。ただし、異なる点は、「あすか」の定常制御系では、姿勢決定系の出力をもとに地上から与えられた目標姿勢を制御目標とする三軸制御であるが、このフェーズ3の制御では、NSAS出力として機上で得られる太陽方向が制御目標であり、Y軸方向を太陽方向に向けるように姿勢制御している一方で、X軸およびZ軸の絶対指向制御は行っていない(IRUレート出力によるゼロレート制御のみ)と異なっている。

4.2.10 MW 自動太陽捕捉制御(「ASTRO-E」)

本制御は「ASTRO-E」のAOCUのみが持っている機能である。

本制御は“RCS自動太陽捕捉制御”のバックアップ系である。すなわち、本制御は、Z軸スピンの状態から始めて、Y軸方向が太陽方向に向き、かつホイール系が全角運動量を担った状態で慣性空間固定指向する状態(三軸制御状態)を達成するための制御である[10]。

本制御を開始できるための条件は“RCS自動太陽捕捉制御”と同じく、スピン軸(Z軸)が太陽方向とはほぼ直交する姿勢であり、かつIRUのダイナミックレンジ内までスピンレートを低減しておくことである。

本制御は、RCSに異常が発生して“RCS自動太陽捕捉制御”を起動できない場合のバックアップとして設けた機能である。従って、もしスピン軸の方向が本制御の初期条件である“太陽方向と直交する”という状態を満足していない場合には、RCSを使ってスピン軸方向制御を実行できない可能性がある。その場合は、これも“RCSスピン軸方向制御”のバックアップとして装備した“磁気スピン軸方向制御”を用いてスピン軸方向を調整すればよい。また、スピンレートも“磁気スピンレート制御”を用いて低減すればよい。

本制御の流れを図 4-13 に示す。本制御は図 4-13 の右側に示しているように、3つのフェーズに分けられる。フェーズ1の開始とフェーズ2の開始は、地上からのコマンドによって指示する。機上の判断によってフェーズ1からフェーズ2へ自動移行する機能は持っていない。フェーズ3は、後述する理由により、地上からのコマンドではなく、フェーズ2の制御中に衛星系の全角運動量ベクトル方向と衛星Y軸のなす角が20deg以内になったことを機上で判断して、自動移行する。

各フェーズの動作の概要は、以下のとおりである。

1) MW-A,Dそれぞれの回転を上昇することにより、衛星がスピンによって持っていた角運動量をすべて2台のホイールに吸収させて衛星のスピンを一旦停止させる。その後、2台のホイールの回転数を同相でわずかに変化させることによって2台のホイール回転軸の中間の軸(これをZ₀軸とする。Z₀軸はYZ面内で+Z方向から+Y方向へ向かって約27deg傾いている)回りで衛星をゆっくり回転させる。これによりNSAS視野は天球上を走査することになるが、太陽がNSAS視野内に検出されて衛星YZ面内付近にきたところで衛星のスロースピンを停止する。この時点までがフェーズ1である。このフェーズ1制御の開始

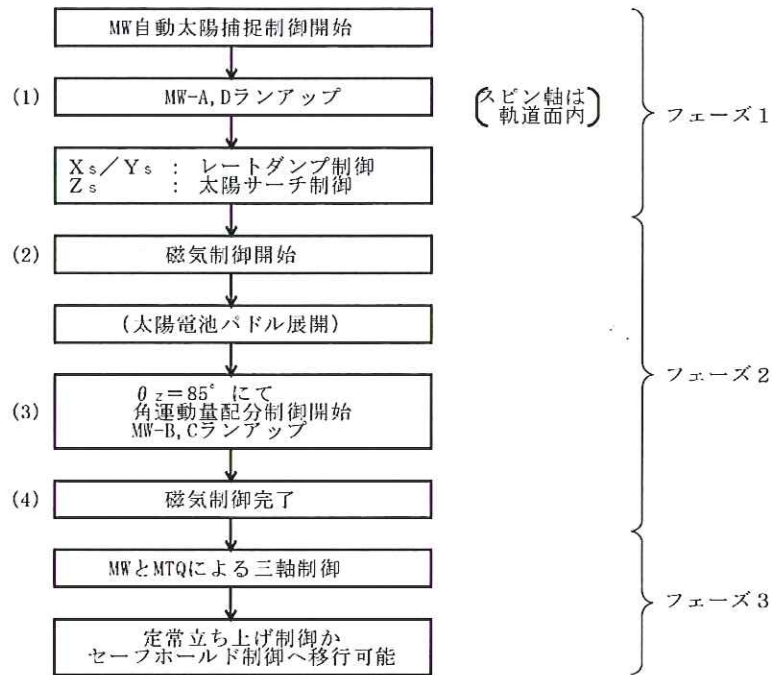


図 4-13 MW 自動太陽捕捉制御シーケンス

時点では、衛星スピン軸である Z 軸は太陽方向とほぼ直交する姿勢である。しかし、このフェーズの制御により 2 台のホイールで角運動量をすべて吸収すると、 Z_s 軸が角運動量ベクトルの方向、すなわち天球上で始め衛星+ Z 軸が向いていた方向に向くことになる。また、本フェーズの制御によって太陽方向は衛星から見てほぼ YZ 面内 (+ Y 側) に入ることになる。従って本フェーズの制御終了時点では、太陽方向は YZ 面内であって、かつ、+ Y 方向から- Z 方向に向かって約 27deg 傾いた方向に向くことになる。すなわち、+ Z 方向と太陽方向のなす角 θ_z は約 117deg になる。この時、衛星系の全角運動量方向になる Z_s 軸と太陽方向のなす角は、制御の始めにおける Z 軸と太陽方向のなす角に等しくほぼ 90deg である。

2) MW-A,D によるフェーズ 1 の最終状態の制御 (Z_s 軸回りでは、太陽方向を YZ 面内に保持する位置制御、 X 軸回りでは、レートダンブ制御) を続行しながら、MTQ により得られる磁気トルクを用いて、 Z_s 方向にある角運動量ベクトルを慣性空間で太陽方向に近付ける制御を行う。このホイールと MTQ の同時使用による制御により、衛星から見た太陽方向は、常に YZ 平面内付近にありながら、+ Y 方向から- Z 方向に向かって約 27deg の方向から始まり、徐々に+ Y 方向に向かっていく。太陽が+ Y 方向を僅かに通り過ぎ、やがて $\theta_z=85\text{deg}$ になるまで待つ。この時、衛星系の角運動量方向である Z_s 軸と太陽方向のなす角は、約 58deg になる。この状態になってから、残りの 2 台のホイール MW-B,C の回転を徐々に上昇させていく。MW-B,C の回転数をほぼ同時に上昇させていくことによって、衛星系の全角運動量方向は衛星から見て Z_s 方向から離れて+ Y 方向に向かって変化していく。この時、MW-B,C は単に同時に回転数を上昇するのみではなく、+ Y 軸が太陽方向を向く姿勢を保つように、 X 軸回りの姿勢制御を行っている。このようにして、MW-A,D は Z_s 軸回りの姿勢制御を、MW-B,C は X 軸回りの姿勢制御を行い、+ Y 方向が太陽方向に向く姿勢が保持されることになる。また、MTQ によって衛星系の全角運動量方向が太陽方向に向かって変化するように制御を行っているため、これらの組合せにより、衛星から見た角運動量方向は、 Z_s 軸方向から始まって+ Y 方向に向かって動いていくことになる。これがフェーズ 2 の制御内容である。ところで、MW-A,D の Z_s 軸回りの制御は、衛星系の全角運動量方向が Z_s 軸付近にある時に安定で

あり、その軸から離れて90deg近くになると不安定になることが運動方程式の解析によって明らかになった。そのため、このフェーズ2の制御をそのまま続行すると、姿勢制御が不安定になる。そこで、衛星系の全角運動量方向と衛星+Y方向のなす角が20deg(Z_s 軸と角運動量方向のなす角が約43deg)になった時点で、次のフェーズ3に自動移行することにした。ただし、角運動量方向の制御は磁気制御であり、MTQによって発生できるトルクはRCSに比べると非常に小さい。従って、角運動量方向を+Y軸に20degのところまで移動させるために要する時間は非常に長く、地上局から衛星が可視の時間帯には終了しない。そのため、地上の判断で次のフェーズ3を開始するわけにはいかない。従って、機上の判断でフェーズ2からフェーズ3へ自動移行する機能を設けた。

3) フェーズ2から自動移行して起動されるフェーズ3は、“RCS自動太陽捕捉制御”のフェーズ3と全く同じ制御であり、4台のホイールを対等に使って衛星三軸の制御とMTQによる角運動量管理制御を行う。本フェーズ開始時点では、+Y軸方向は太陽方向を向き、衛星系の全角運動量方向はYZ面内付近にあって+Y方向から+Z方向に向かって約20degの向きを持っている。この状態から制御を開始して、最終目標状態は、+Y方向が太陽方向を向いた姿勢を保持しつつ、衛星系の全角運動量方向も太陽方向に向いている状態である。

図4-14から図4-19までに本制御の機能ブロック図を示す。これらの機能はすべてソフトウェアロジックで実現している。

図4-14は、フェーズ1におけるMW-AとMW-Dの2台のホイールを用いた制御の機能ブロック図である。このフェーズでは、2台のホイールの回転数の加減速を“同相”で行うことによって2台のホイール回転軸の中間軸(これをここでは Z_s 軸または“縦軸”と呼ぶことにする)回りの姿勢制御を行う。また、2台のホイールの回転数の加減速を“逆相”で行うことにより、2台のホイール回転軸を含む平面内で、かつ、“縦軸”に直交する軸(これをここでは“横軸”と呼ぶことにする)回りの姿勢制御(レートダンブ)を行う。

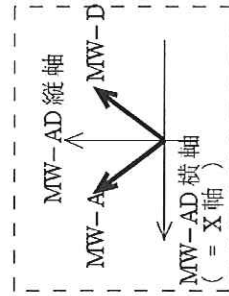
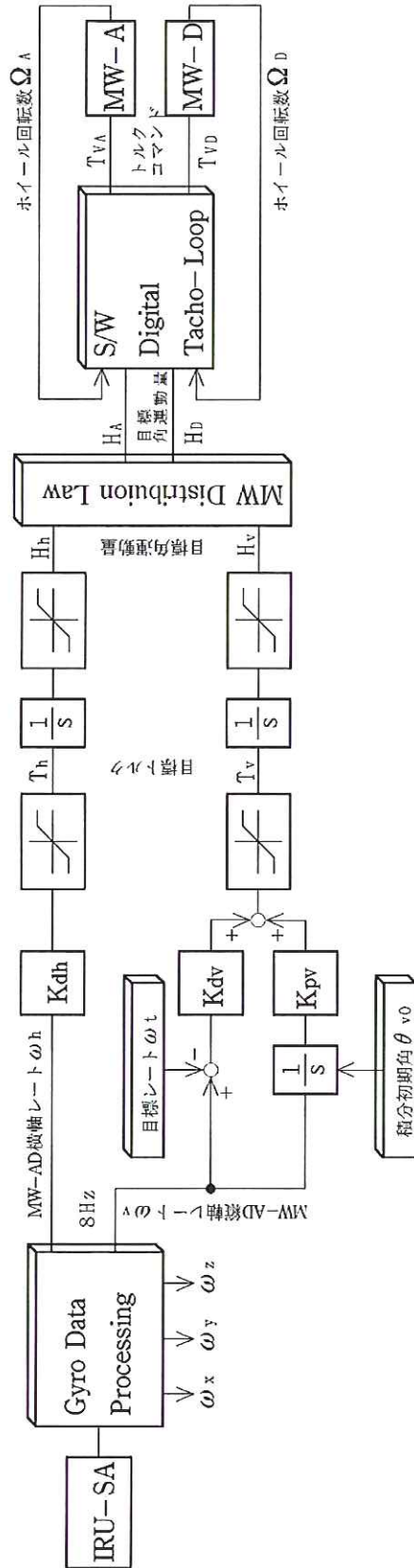
フェーズ1は3つのStepからなる内部状態を持ち、これらは機上の判断により自動移行する。フェーズ1はStep1から開始される。しかし、フェーズ1開始時点でStep2への移行条件が満たされていれば、速やかにStep2へ、更にStep3への移行条件が満たされていれば速やかにStep3へ移行するようになっている。

Step1は、衛星が Z 軸回りに持つ角運動量をすべて2台のホイールが吸収し、衛星スピニングが停止するまでの状態である。この状態に到達すると、“縦軸”・“横軸”ともにレートダンブ制御を行う。また、このStep1では太陽センサ信号を制御のために用いる必要がないため、制御は日陰中であっても衛星スピニングが停止するまで継続する。衛星角速度の大きさが基準値以下となった段階で、次のStep2に自動移行する。

Step2は、“横軸”回りにはStep1と同様にレートダンブ制御を実行するが、“縦軸”回りに衛星を一定低レートでスピニングさせるように制御する。これによって“縦軸”回りに太陽を探索し、NSAS視野の衛星YZ面付近に太陽光が入射する姿勢になるまで、スピニング状態を継続する。この状態で日陰となれば、スピニングしながら日照になるまで待つことになる。移行条件を満たす姿勢になれば、次のStep3に自動移行する。

Step3では、NSAS出力から得られる太陽方向がNSAS視野の衛星YZ面付近に留まるように姿勢を制御する。また日陰となった場合でも、IRUレート出力データの積分値を基準にして太陽方向を常に計算し、太陽をYZ面近傍に保つ制御を続行する。

図4-15に示すように、“MW自動太陽捕捉制御”のフェーズ1および2では、ホイール回転数制御としてハードウェアデジタルタコループ回路を使用していない。その理由は、比較的短時間でホイール回転数が正規回転数となる“RCS自動太陽捕捉制御”と異なり、“MW自動太陽捕捉制御”ではホイールが比較的低い回転数にある時間が長く、回転周期の計測値をフィードバックして行うハードウェアタコループ制御では、正規回転数付近で安定となるように設計したタコ回路では制御の安定性が悪くなるためである。ホイール回転周期計測をもとにフィードバック制御を行うハードウェアデジタルタコループ回路の場合、目標回転数が増減すると制御ゲインが大きく変わることになり、特に回転数の低いところで制御系の安定度が悪くなる。これに対してソフトウェアデジタルタコループ制御では、ホイール回転周期の計測値が



(注)
本フェーズでは、MW-B、CとMTQは使用しない。
(電源オフ前提)

< 「目標レート ω_t 」 「積分初期角 θ_{v0} 」 決定処理 >
 制御Stepに連動して変化
 Step1 : $\omega_t=0, \theta_{v0}=0$ で常に初期化
 Step2 : $\omega_t=0.2\text{deg/sec}, \theta_{v0}=0$ で常に初期化
 Step3 : $\omega_t=0, \theta_{v0}=\text{NSAS-X角}$ で常に初期化(Day) / 初期化なし(Night)

< 制御Step移行可能条件 >
 Step1からStep2へ : $|\omega_x|, |\omega_y|, |\omega_z| < 0.1\text{deg/sec}$
 Step2からStep3へ : D/N Timer=Day & NSAS-SP=ON & NSAS-X角<10deg
 Step3からフェーズ2へ(実際の移行には次の条件を満たした後にコマンドを打つ必要あり) :
 D/N Timer=Day & NSAS-SP=ON & NSAS-X角<5deg & $|\omega_v| < 0.02\text{deg/sec}$

図 4-14 MW 自動太陽捕捉制御フェーズ1 ブロック図

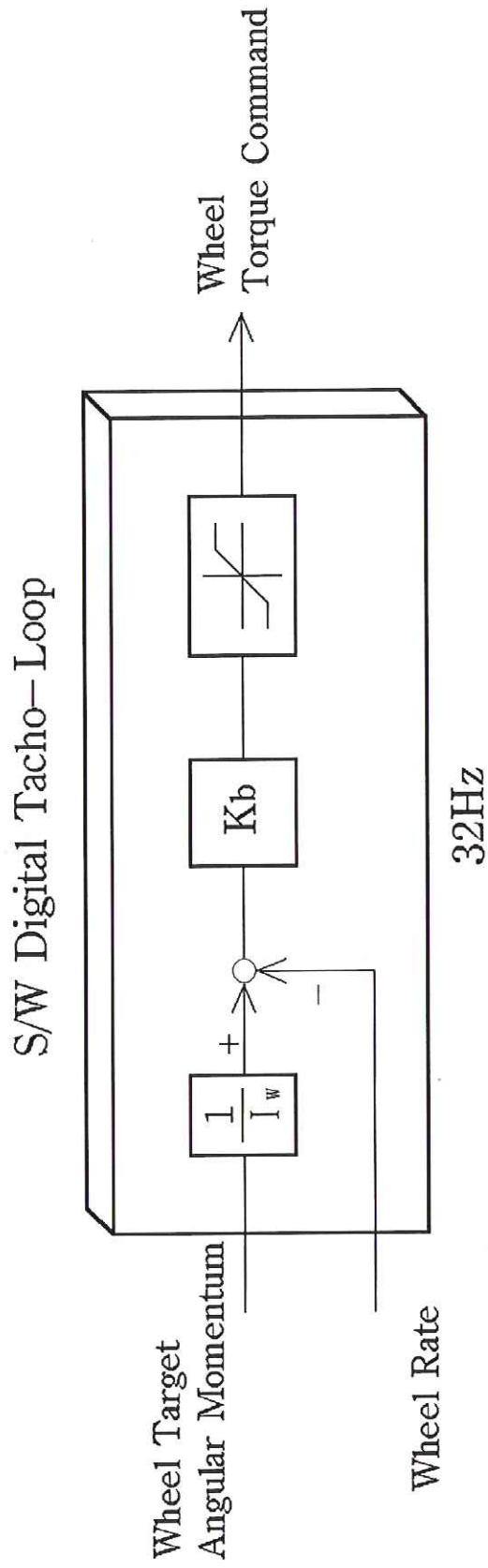


図 4-15 MW 自動太陽捕捉制御フェーズ 1 および 2 の S/W Digital Tacho-Loop 部

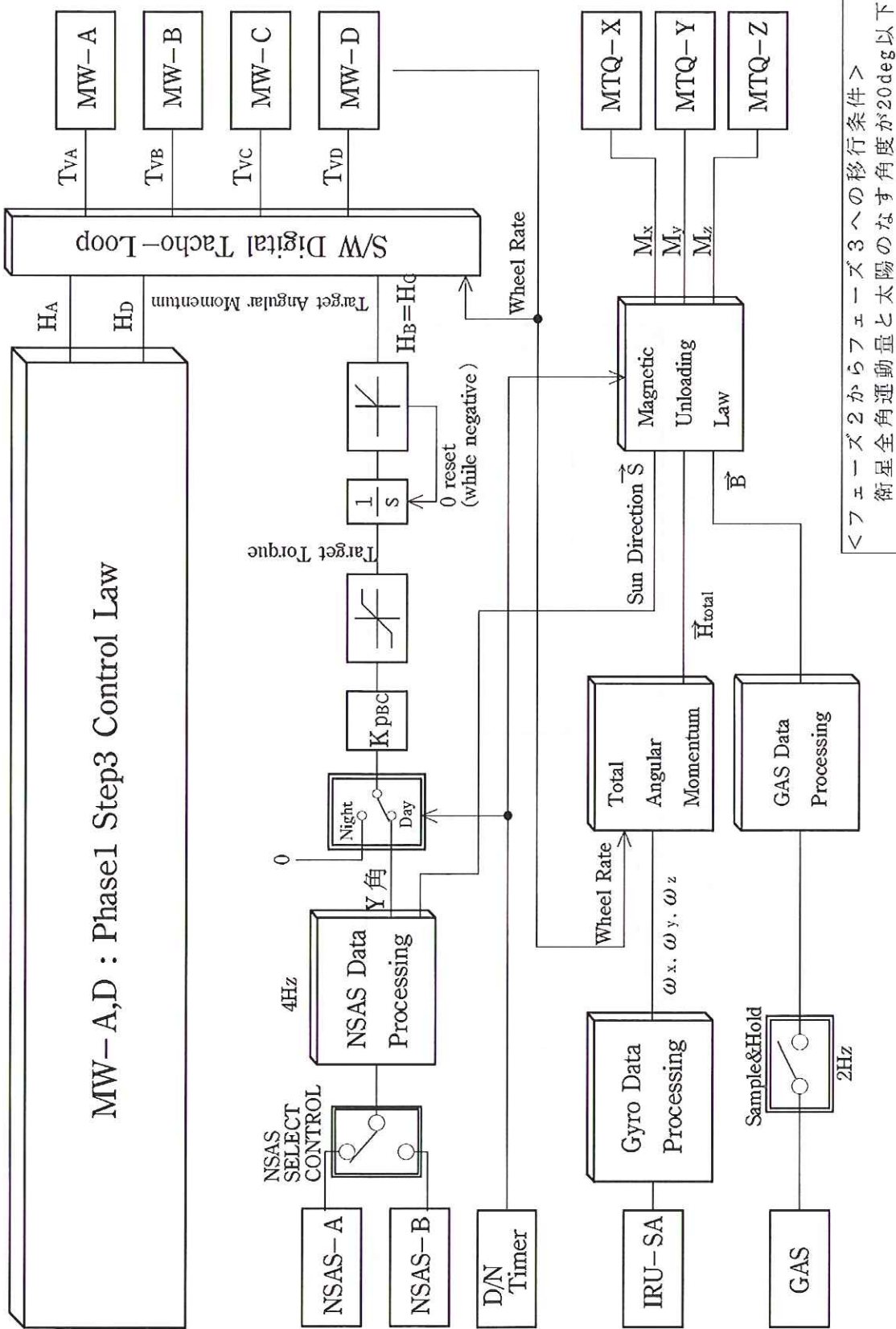


図 4-16 MW 自動太陽捕捉制御フェーズ2 ブロック図

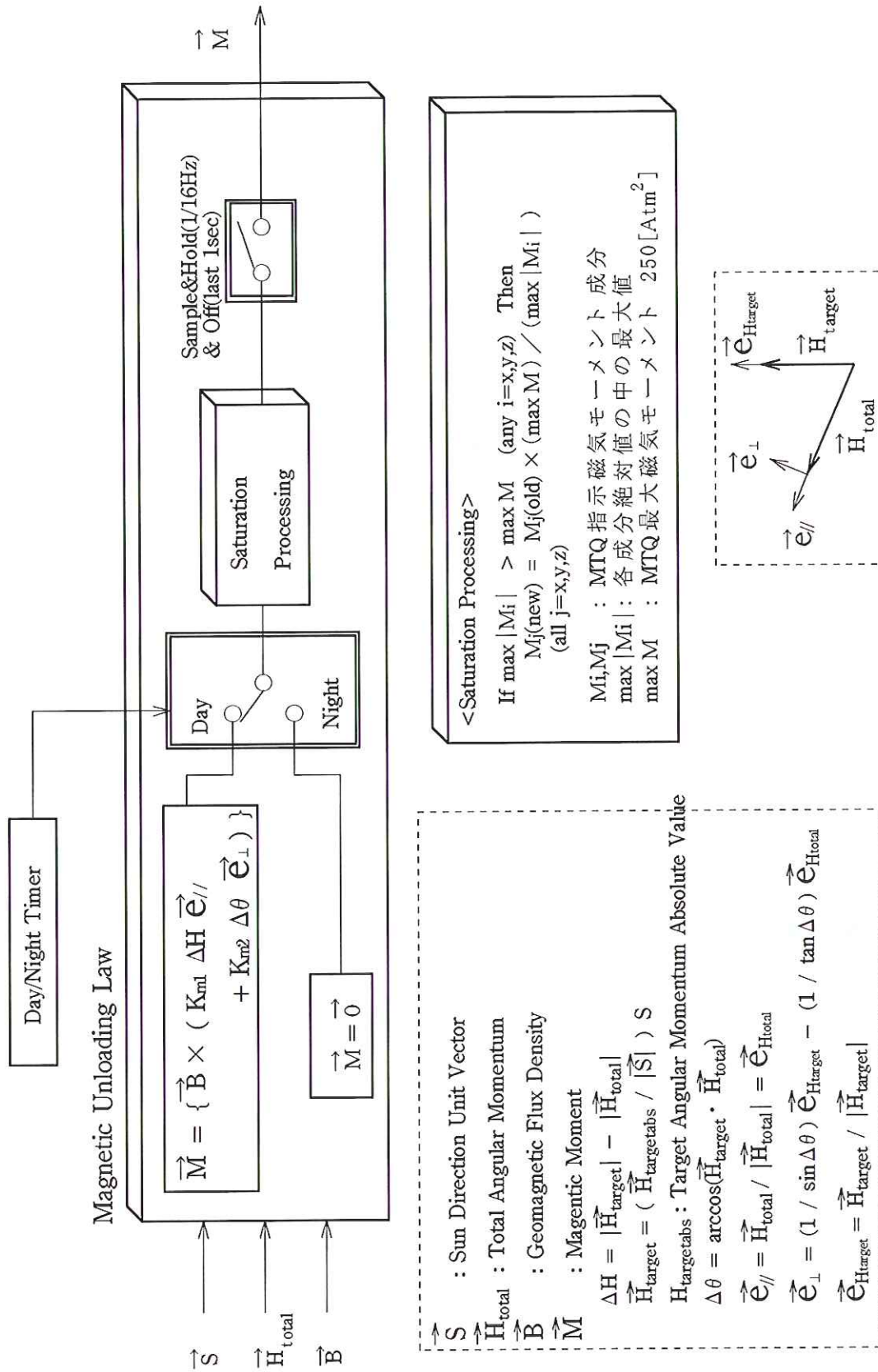


図 4-17 MW 自動太陽捕捉制御フェーズ 2 の磁気制御則

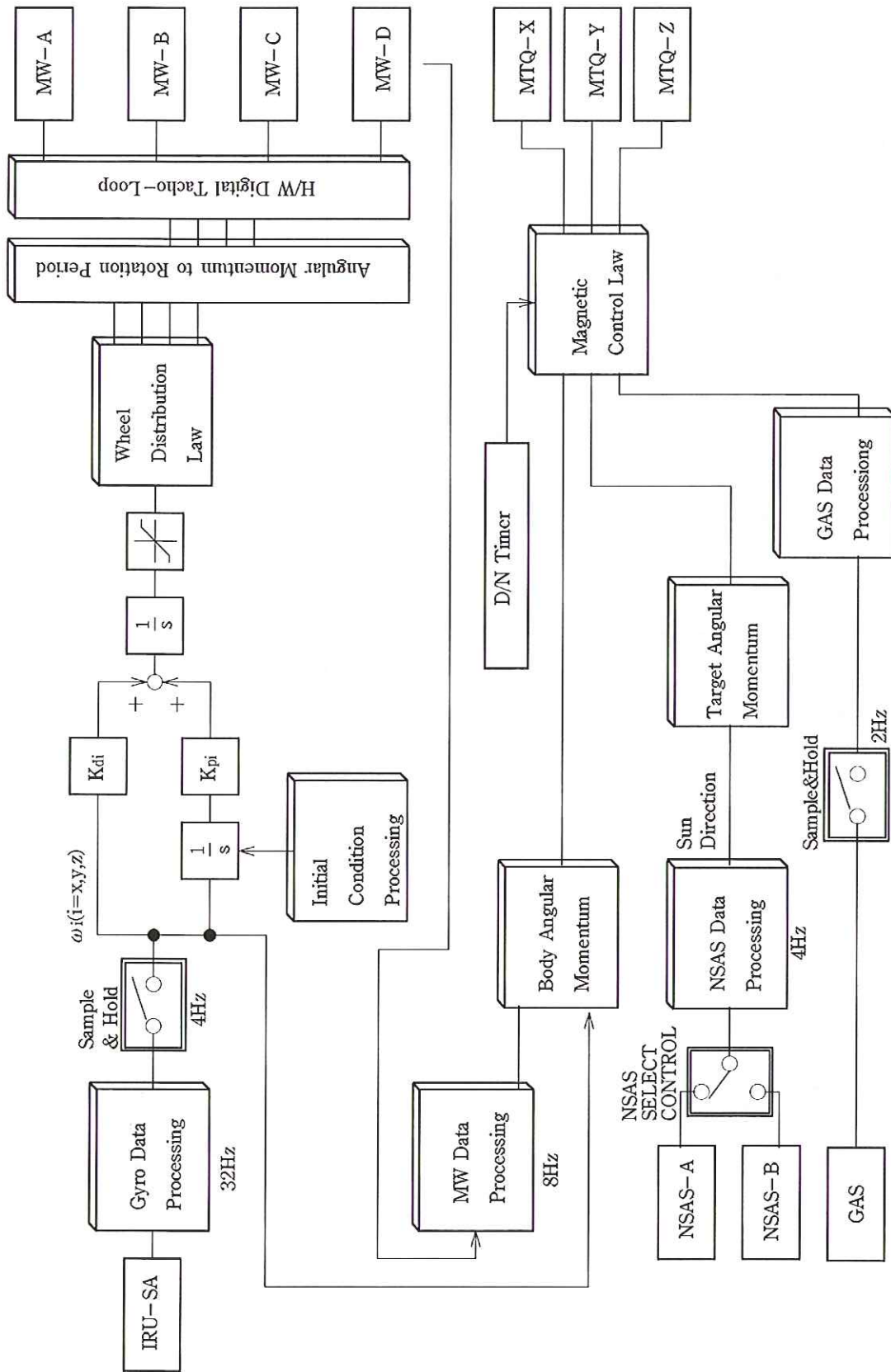


図 4-18 MW 自動太陽捕捉制御フェーズ 3 ブロック図

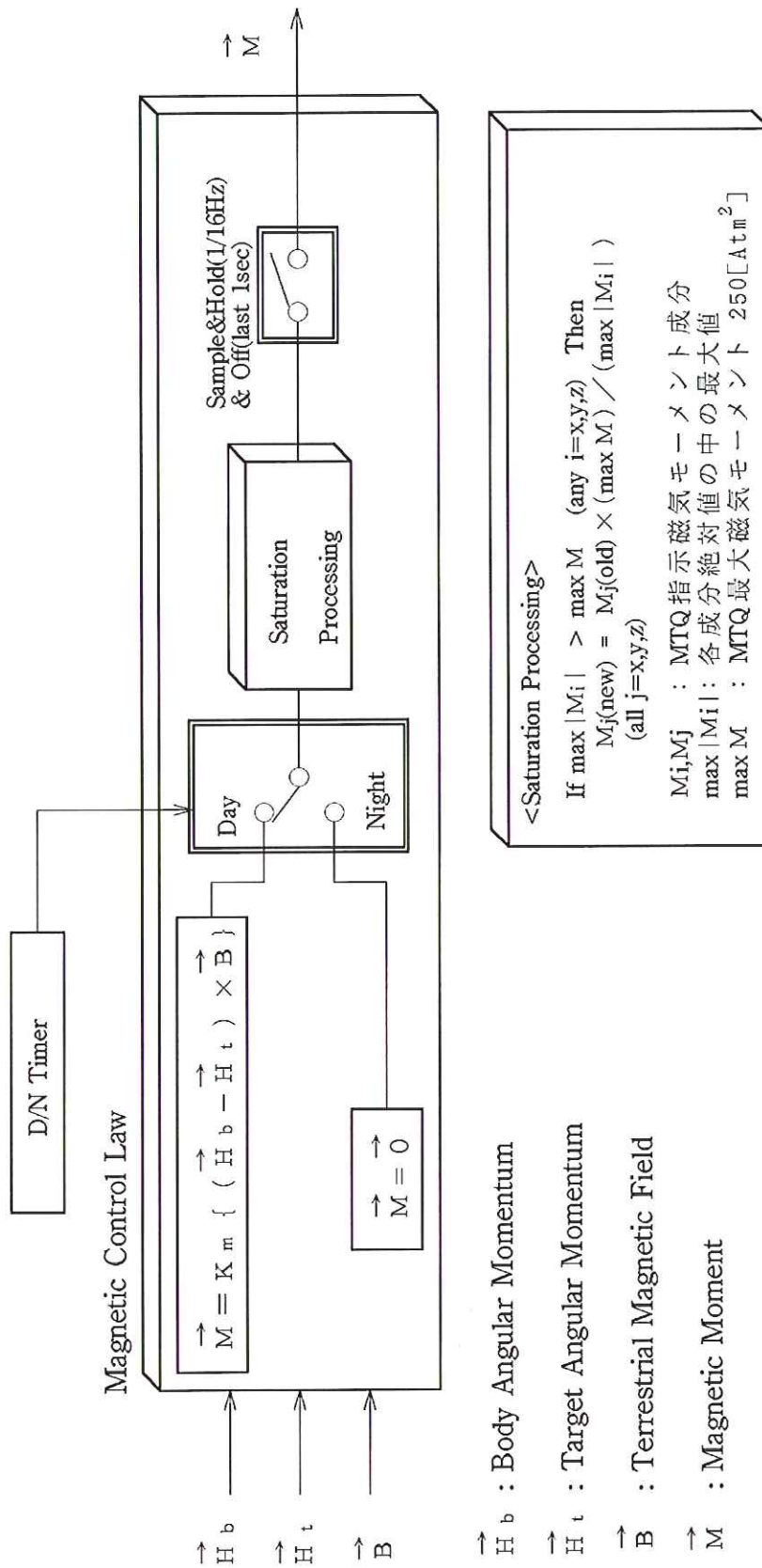


図 4-19 MW 自動太陽捕捉制御フェーズ3の磁気制御則

らホイール回転数を計算して回転数フィードバック制御を行っており、ホイール目標回転数が変化しても制御ゲインは大きく変化せず、安定度が大きく変化することはない。

図4-16は、フェーズ2の制御ブロック図である。フェーズ2では、MW-AおよびDによりフェーズ1 Step3の太陽捕捉姿勢制御を続行しながら、MTQによって衛星系の角運動量をY軸方向に変更して行き、また慣性空間に対して角運動量方向が変化することによって衛星姿勢が変化しないように、残りの2台のホイールMW-BおよびCの回転数を徐々に上昇させていく制御を行う。衛星系の角運動量をY軸方向に向けて変更する磁気制御則を、図4-17に示す。この制御則では、角運動量の直交方向にはY軸に向かう制御トルクを発生するとともに、衛星全角運動量の大きさができるだけ変化しないように、角運動量の並行方向にはその大きさを保つ極性の制御トルクを発生する。

図4-17はフェーズ3の制御ブロック図であるが、これは“RCS自動太陽捕捉制御”フェーズ3と全く同じ制御である。ここではホイール回転数は正規回転数付近での変化しか行わないので、“RCS自動太陽捕捉制御”同様にハードウェアデジタルタコループ回路を用いている。このフェーズ3の磁気制御則を図4-18に示す。これも“RCS自動太陽捕捉制御”フェーズ3の磁気制御則そのものである。

4.2.11 近地点高度上昇のためのRCSスピン ΔV 制御(「ASTRO-E」)

本制御は「ASTRO-E」のAOCSのみが持っている機能である。

「ASTRO-E」では、ロケットが衛星を直接ミッション円軌道に投入しないため、衛星のRCSを用いて近地点高度を上昇する必要がある。

軌道高度上昇制御は、衛星がZ軸回りにスピンしている状態と、衛星姿勢が慣性空間に三軸固定した状態の両方で行うことが出来るように配慮している。

RCSスピン ΔV 制御機能は、地上から指定したコマンドに従って23Nスラスタを噴射するのみの機能である。地上では、近地点高度を上昇する上で有利な遠地点通過予定時刻を挟んで、本制御が行われるように予め計画し、OPとして必要なコマンドを衛星上に登録する。

本制御の停止または終了条件は、

- ・衛星が制御終了のコマンドを受信した時
- ・初めに指定した制御終了時間に到達した時

の二つの条件のいずれかが成立した時である。

また、本 ΔV 制御に関し「 ΔV 実施可能判断機能」を設けたが、それは、打ち上げ直後の第一遠地点で本制御を実施する場合に対し、衛星の切り離しに先立ってロケットが行う姿勢変更制御とスピンアップ制御が正しく行われたかどうかを確認する必要があるためである。

本機能は、「 ΔV 実施可能判断」「実施」のコマンドを受けて日照中に起動し、次の二つの条件のどちらか一方でも満たされない場合は、近地点高度上昇制御開始コマンドを受けてもこれを無効とする機能である。

(条件1): NSAS擬似サンパルス間隔計測によるスピンレートが、コマンドで指定したレートよりも大きいこと

(条件2): NSAS擬似サンパルス発生時の太陽角が、コマンドで指定した範囲内に入っていること

以上の機能はすべてソフトウェアロジックとして実現している。

4.3 遷移動作時制御モード

4.3.1 「あすか」角運動量トランスファによる姿勢変更制御

「あすか」に適用した“角運動量トランスファによる姿勢変更制御”は、衛星がZ軸回りに回転して持つ衛星角運動量(衛星から見てZ軸方向にある)を、衛星に搭載したホイール系に吸収させることによって衛

星の回転を止めると同時に、角運動量が衛星から見て Y 軸方向になる状態へ（慣性空間に対し）姿勢変更する制御である。これを“軸変更制御”機能と呼ぶことにした。“軸変更制御”は新しく考案したホイール制御則に基づく能動的なフィードバック制御であり、これと動作が類似した「デュアルスピントーン」として知られる開ループ的な制御とは異なっている。2.2.3 項に述べたように、「あすか」の衛星各軸の慣性モーメントの関係では「デュアルスピントーン」は適用できない。

この“軸変更制御”の制御則は、4 個のホイールがその各回転軸回りに関して衛星本体に与えるべき反作用トルクを 4 次元のベクトルの形式 \vec{T}_w で表すことにすると、以下の式で与えられる：

$$\vec{T}_w = -(K_b - K_a)C^T\vec{\omega}_b - K_b(\vec{\Omega}_w - \vec{\Omega}_0) \quad (4.28)$$

ここで、 $\vec{\Omega}_w$ は 4 台のホイールそれぞれの衛星に対する回転レートを成分とする 4 次元ベクトル、 $\vec{\omega}_b$ は IRU により検出された衛星角速度の 3 次元ベクトルである。行列 C は、各ホイールの回転軸方向のリアクショントルク等の物理量を合成して衛星座標系の 3 次元ベクトルに変換するための 3 行 4 列の行列であり、この行列の各列は各ホイールの回転軸方向単位ベクトルを衛星座標系で表示した各成分を縦に並べて得られる。この行列 C の転置である C^T は、物理量の衛星座標系 3 次元成分を 4 台のホイール軸方向の成分に分配することになり、「分配行列 (Distribution Matrix)」と呼んでいる。また、 $\vec{\Omega}_0$ は、各ホイールが本制御終了時に衛星に対し持つべき相対回転数を 4 次元のベクトルの形で表したものであり、 K_a, K_b は制御ゲイン係数を表すスカラー量とする。

(4.28) 式右辺の第一項により、衛星の姿勢はその回転を停止して慣性系に対し静止するように制御され、第二項により、4 台のホイールはすべて予定の向きの予定の回転数を目標として回転数制御されることになる。これら二種類の制御を K_a, K_b の制御ゲインの割合によって混合し実行することによって、能動的に衛星の回転を止め、かつ、衛星角運動量を 4 台のホイール回転軸の中間軸方向である Y 軸方向に向けることができる。

この“軸変更制御”は、地上局である JKSC にてテレメトリを受信できる可視時間中に完了するように、5 分程度で終了するように設計されている。このように制御に要する時間は短く、この間における姿勢外乱トルクによる角運動量蓄積は少ないと予測できるため、“軸変更制御”中は、磁気制御による角運動量アンローディングは行っていない。

(4.28) 式の制御則は、次式を Lyapunov 関数として選ぶとその時間微分は非正定となり、安定でかつ一意な方向に制御が向かうことが保証されることになる（厳密には他の停留点が存在しうる [11],[12],[13]）。

$$E_k = \frac{1}{2}K_a\vec{\omega}_b^T I_b\vec{\omega}_b + \frac{1}{2}I_w K_b(\vec{\Omega}_w - \vec{\Omega}_0)^T (\vec{\Omega}_w - \vec{\Omega}_0) \quad (4.29)$$

この軸変更制御を ACE ハードワイヤードロジックで実現したブロック図を図 4-20 に示す。

IRU のアナログレート出力 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ から上記分配則 C^T によって求めた各ホイール方向のレートに比例したトルク信号を与えているところが、制御則 (4.28) 式右辺第一項に対応するところで、分配行列をアナログ電圧変換回路により実現している。また、制御則右辺第二項のホイール回転数をある目標回転数に向ける制御は、ホイールから出力されるタコパルスの時間間隔を計測することで回転周期を求め、この周期が、回路に埋め込まれた目標周期になるように制御するデジタルタコループ回路で実現している。これら二つの回路により決定される電圧値を、制御ゲインの割合で足し合わせた電圧を、各ホイールに対するトルクコマンドとして与えている。

前に述べた通り、ホイール回転数ではなく回転周期に対して一定の制御ゲインとなるように制御系を設計しているために、ホイール回転数が異なると回転数で表現した (4.28) 式の制御ゲインは変化することになる。回転周期に対して一定のゲインとなるような設計を採用すると、回転数が低い時は回転数制御ゲインとしては高く、回転数が高い時は回転数制御ゲインとしては低い値となる。そのため、すべての回転数

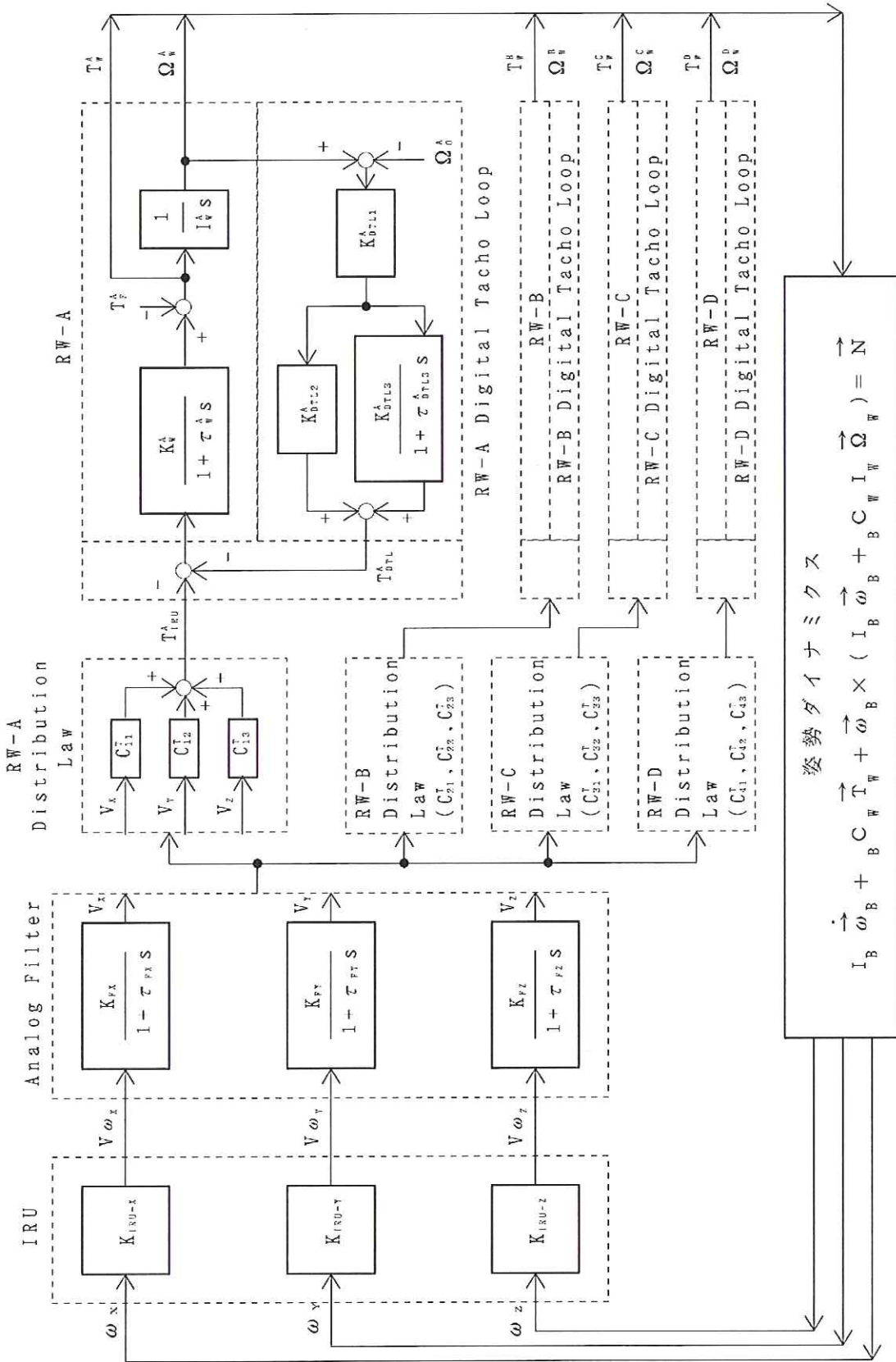


図 4-20 軸変更制御系ブロック図

領域で安定となる唯一のゲインを決めることは困難であり、ここでは、目標とする回転数付近で安定となるように制御ゲインを設計している。

なお、「あすか」では上述の“軸変更”以外にも、この軸変更制御則を、Y軸回りに(ハイブリッド)スピンしているセーフホールド姿勢制御から定常姿勢制御へ移行する時にも使用した。その理由は、定常制御は高精度な姿勢制御を行うものとして設計したため、安定的に移行可能な初期姿勢レート範囲が狭く、セーフホールド制御のようにスピンしている状態からは安定的移行が保証できなかったためである。そのため、まず“軸変更制御”により、衛星がスピンにより持つ角運動量をすべてホイールに吸収し、衛星姿勢レートの各三軸成分を定常制御に移行可能な小さな値に低減した後に、定常制御への移行を行うように設計した。

“軸変更制御”は、これまで述べたように、数分間程度で終了する制御であるため、この制御中は角運動量調整の制御は実行していない。従って、「あすか」の「遷移動作時制御モード」ではMTQを制御に使用していない。

4.3.2 「ASTRO-E」定常立ち上げ制御

「ASTRO-E」では、「初期運用時制御モード」、または「姿勢異常時制御モード」から「定常運用時制御モード」への移行の際に経由する「遷移動作時制御モード」の制御系として、“定常立ち上げ制御系”を設計した。それは前述のように、「あすか」の“セーフホールド制御”から“定常制御”への移行では“軸変更制御”を使用したが、「ASTRO-E」ではその“大型化”のために“軸変更制御”では時間がかかり過ぎることによる。また「あすか」の遷移動作の場合、地上局からの短い可視時間内に送信すべきコマンドの数が多く、コマンド送信途中で地上局で何かのトラブルが発生した場合は衛星が運用上危険な状況に陥る可能性があった。「ASTRO-E」ではこの点を考慮して、できるだけ少ないコマンドで定常制御系へ移行できる工夫を行った。

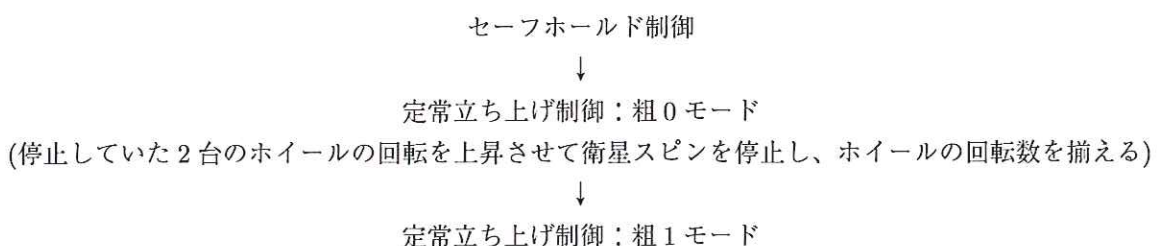
定常立ち上げ制御系の制御則について以下に説明する。この定常立ち上げ制御系が後述する定常制御系と異なる部分は、磁気トルカを用いた角運動量制御則が全く異なっていることと、ホイールによる姿勢制御に「粗0モード」が存在すること、および姿勢決定系にカルマンフィルタによる姿勢更新処理を含んでいない点である。

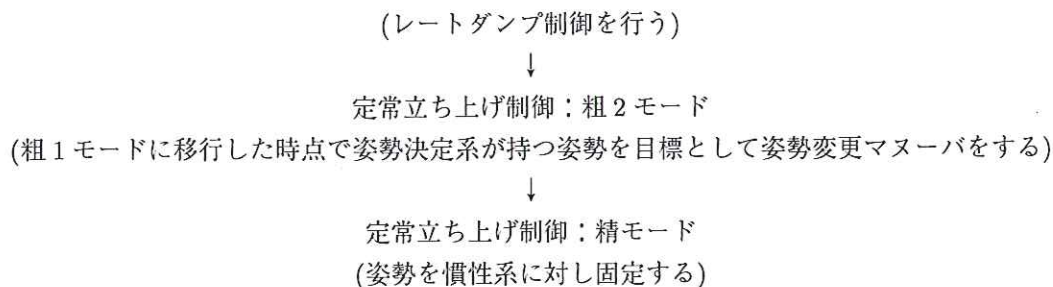
(1) ホイール制御

「姿勢異常時制御モード」から「定常運用時制御モード」への立ち上げの場合、2台のホイールが停止した状態からその回転を上昇させることにより、衛星のスピンを停止する必要がある。この時、単純で安定なレートフィードバック制御のみによって衛星角運動量をホイールに吸収すると、ホイールの摩擦トルクのアンバランスにより、最終的なホイール回転数が揃わない可能性が高い。この場合、セーフホールド制御中は衛星Y軸方向と角運動量方向が共に太陽方向を向くように制御されているが、ホイールの回転数が揃わなくなるに伴い、(角運動量方向は太陽方向を向いているが)衛星Y軸は太陽方向から傾いた姿勢となる。この傾きが大きいと、太陽電池パドルへ入射する太陽光の角度が浅くなり、発生電力に問題が生じる。

そこで、このような姿勢の傾きを防ぐための制御則を設け、これを「定常立ち上げ制御」に固有の「粗0モード」と名付けた。この「粗0モード」以外のホイール制御機能は、「定常運用時制御モード」と全く同じである。すなわち、次に説明する「粗1モード」から「精モード」までは、「定常運用時制御モード」の一部としても組み込まれていて、両モードに共通の機能である。

セーフホールド制御から定常立ち上げ制御に移行する際のシーケンスを以下に示す。





始めのセーフホールド制御から「粗0モード」への移行のところのみ地上からコマンドで指示すれば、上記シーケンスの「精モード」を実行するところまで自動的に移行するようになっている。これにより、地上局のトラブルにより制御シーケンスが途中で止まることが無いようにしている。「粗0モード」から「粗1モード」に移行する条件は、制御に使用するホイール(通常は4台であるが、1台故障の場合はコマンドで3台に指定)の回転数が全て規定値以内で揃うことである。「粗1モード」から「粗2モード」に移行する条件は、衛星各軸まわりの角速度の大きさが規定値に揃うことである。上のシーケンスで「粗1モード」が「粗0モード」に逆行することと、「粗2モード」が「粗1モード」に逆行することはない。「精モード」は、コマンドにより姿勢マヌーバ制御実行が指示された場合に「粗1モード」に移行する。「精モード」中に姿勢外乱などにより目標姿勢から現在姿勢が規定角以上に離れた場合にも自動的に「粗1モード」に移行する。この規定角は「粗2モード」から「精モード」に移行する条件の角度よりも大きくしており、制御の過動的な応答により状態が二つのモード間を頻繁に行き来するようなことが起きないようにしている。なお、「精モード」から直接「粗2モード」に移行することはない。以上のモード移行条件は、「粗0モード」以外に対しては後述する定常制御系でも全く同じである。

「粗0モード」の制御ブロック図を図4-21に、「粗1モード」の制御ブロック図を図4-22に、「粗2モード」の制御ブロック図を図4-23に、「精モード」の制御ブロック図を図4-24に示す。また、各制御モードでは、後述する「ソフトウェアデジタルタコループ」機能を利用することによってホイール摩擦トルクを補償し、目標とする制御トルクをホイールから正しく出力するようにしている。この「ソフトウェアデジタルタコループ」と呼んでいるホイール回転数制御部分のブロック図を図4-25に示す。

これらの図中では、「定常立ち上げ制御」のことを“U-mode”と表記している。また、これらのブロック図に示している制御ロジックは基本的にすべてソフトウェア(計算機上のプログラム)で実現している。しかし、“S/W Digital Tacho”と表記している「ソフトウェアデジタルタコループ」回路部は、図4-25の \vec{T}_c を決定するところまでがソフトウェアロジックであり、その後その値をアナログ電圧値としてホイールに与える部分はハードウェア回路(D/A Converter)で実現し、それを受けてリアクショントルク $\vec{T}_{r,W}$ やホイール回転数 $\vec{\Omega}_W$ を出力する1/IwSのブロック部分は実際のホイールを示している。また、 \vec{M} はMTQによる磁気モーメント(ベクトル)を示しているが、制御則に従ってこの磁気モーメント値を指示するところまではソフトウェアロジックであり、その後その値相当の電流をMTQに流す部分はMTQの駆動装置であるDRVで実現している。各図において、制御則に対する入力を示している記号の意味は、次のとおりである。

- $\vec{\omega}_B$: 姿勢決定系により得られた3次元衛星角速度ベクトル
- \vec{s} : 衛星座標系における太陽方向単位ベクトル(後述するようにNSASで求める場合と環境計算による場合がある)
- SP : NSASから出力されるサンプレゼンス信号(NSAS視野に太陽光が入射時に有意の信号が出力される)
- \vec{B} : GAS出力により得られた3次元地磁場ベクトル
- $\vec{\Omega}_W$: 4次元ホイール回転角速度ベクトル(=4個のホイールの回転角速度をベクトル形式に並べたもの)

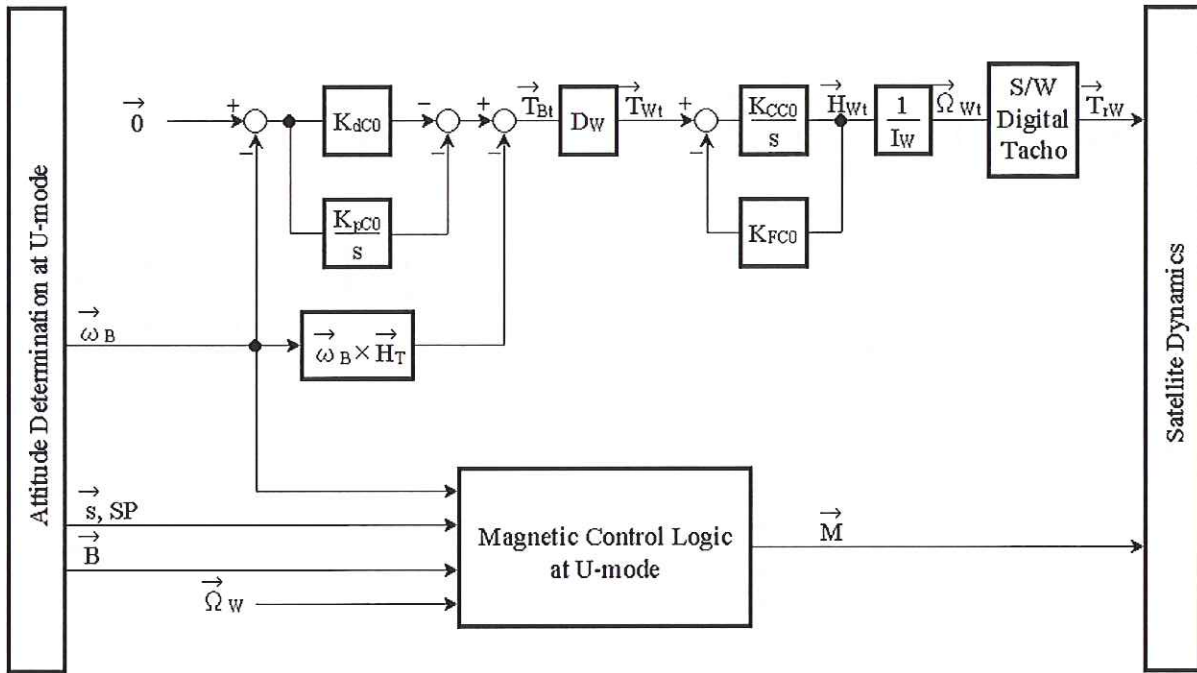


図 4-21 定常立ち上げ制御「粗0モード」ブロック図

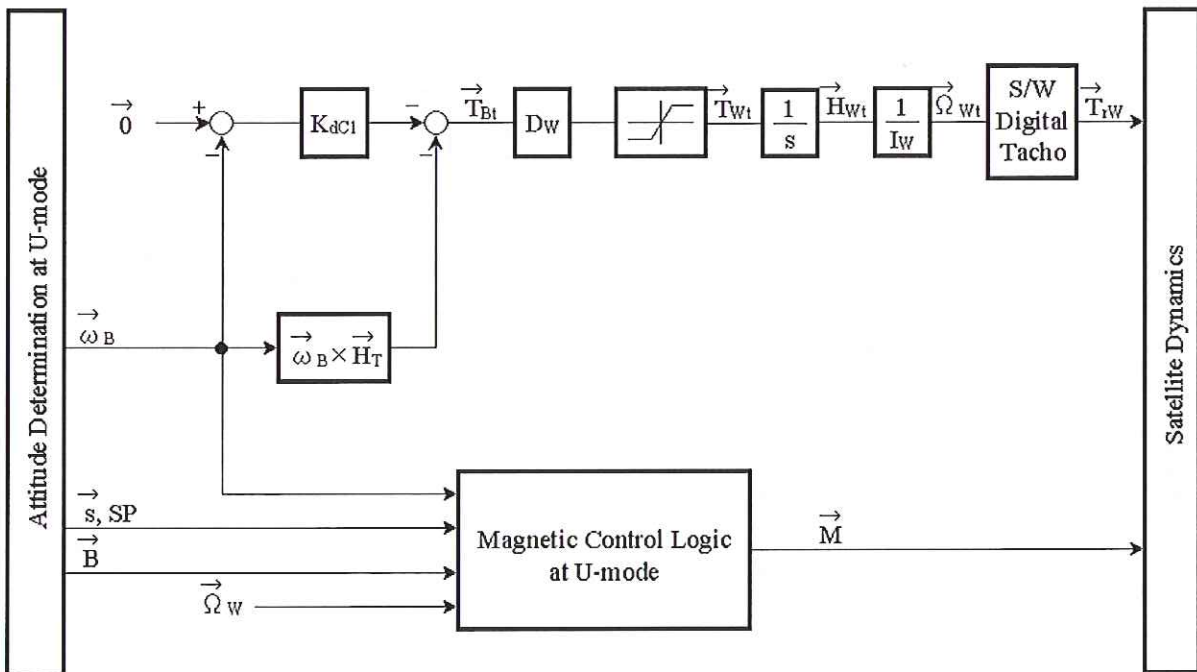


図 4-22 定常立ち上げ制御「粗1モード」ブロック図

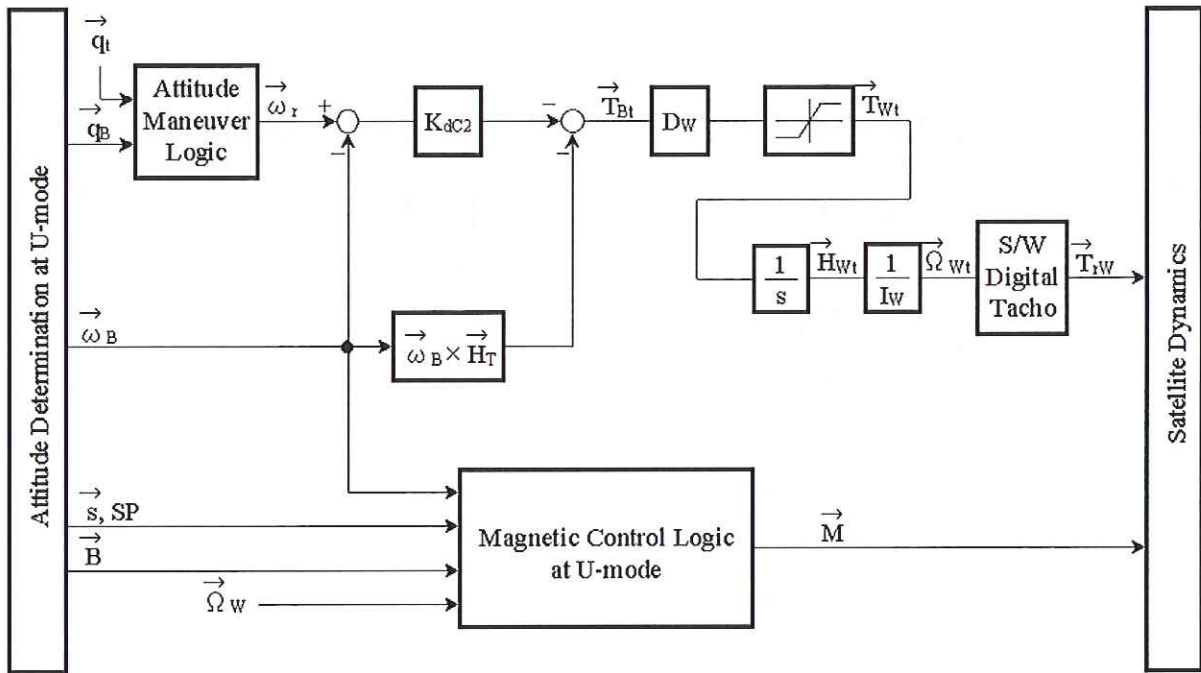


図 4-23 定常立ち上げ制御「粗2モード」ブロック図

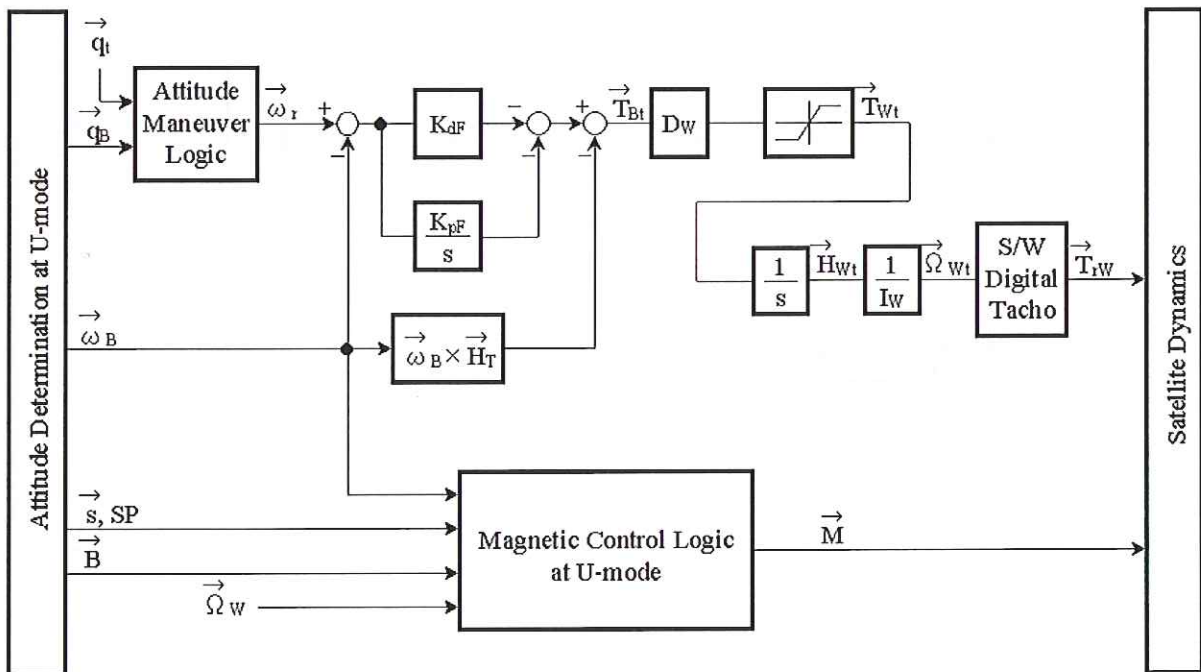


図 4-24 定常立ち上げ制御「精モード」ブロック図

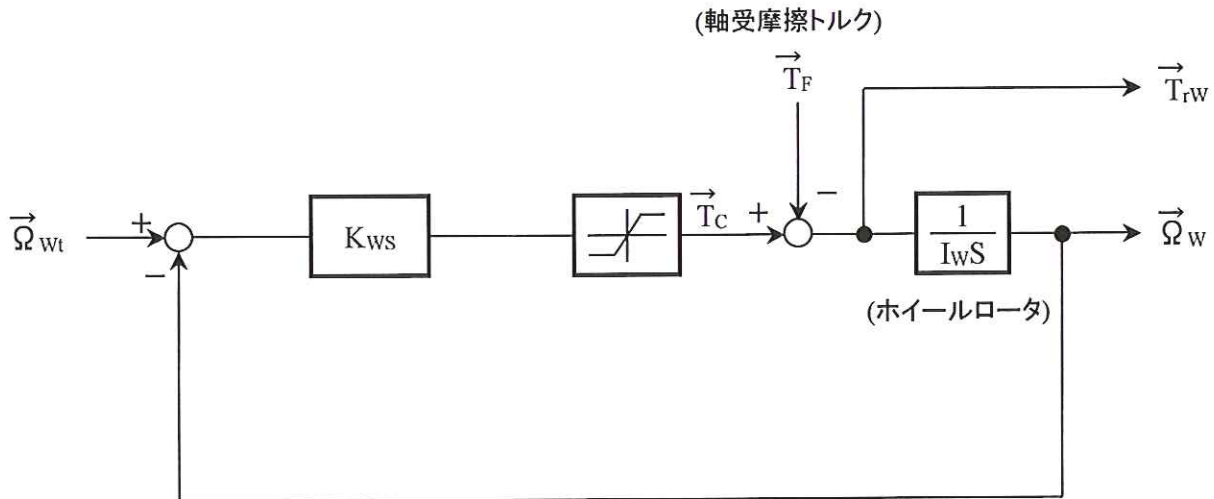


図 4-25 定常立ち上げ制御「ソフトウェアデジタルタコループ」ブロック図

図 4-21 から分かるように、「粗 0 モード」は、理想ホイール数学モデル部分 (K_{CC0}/s) にフィードバックループを設けたところが他の粗モードと異なる点である。この部分は、フィードバックループの K_{FC0} という定数の逆数を時定数とする一次遅れの系となっている。この時定数を適当に長めに定めることにより、4 台のホイールは軸受摩擦トルクのアンバランスがあっても、この時定数でほぼ同じ回転数に向かうようになる。「定常立ち上げ制御」が起動される前には「セーフホールド制御」が実行されており、「セーフホールド制御」では角運動量が太陽方向に向いていたはずであるので、4 台のホイールの回転数が同じになっていくということは太陽角 Y が 0 に向かうことになる。ただしこの制御系は 0 型の制御系となっており、このままでは Y 軸回りにレートバイアスが残ってしまう。そのバイアスを消すため、 Y 軸にだけ弱めにポジション制御をかけている。すなわち、図 4-21 の K_{pC0} は、 Y 軸制御に対してのみ小さな値を持ち、 X や Z 軸制御に対してはゼロとしている。

「粗 0 モード」は定常立ち上げ制御に移行した時のみ働くモードとしており、それ以降は再度定常立ち上げ制御を初期から立ち上げるコマンドを地上から送信しない限り、自動的に「粗 0 モード」に移行しないように設計した。

(2) 角運動量管理制御

「あすか」の「遷移動作時制御モード」は短時間で終了するために MTQ を用いた“角運動量調整制御機能”を持っていなかったが、「ASTRO-E」では「遷移動作時制御モード」から「定常運用時制御モード」に移行するためには、設定すべきパラメータなども多く、数日程度はこの「遷移動作時制御モード」に停留させることができるように設計している。そのため、“定常立ち上げ制御”においては、ホイールに蓄積した角運動量を MTQ を用いた磁気制御によってアンローディングする“角運動量管理制御”機能が実装されている。

ここで採用した“角運動量管理制御”の制御則は、MTQ により発生する磁気モーメントベクトルを \vec{M} とすると、次のように与えられる。

$$\vec{M} = K_M \{ (\vec{H}_T - \vec{H}_N) \times \vec{B} \} \quad (4.30)$$

ここで、 \vec{H}_T は衛星系の全角運動量ベクトルであり、IRU 出力と衛星慣性行列値から得られる衛星角運動量と、ホイール回転周期計測とホイール慣性モーメント値から得られるホイール系の角運動量の和として

求められる。 \vec{H}_N は目標角運動量ベクトルを表し、その向きは、衛星系の全角運動量ベクトルを向けたい方向である太陽方向を向き、その大きさは、衛星に加わる姿勢外乱とその蓄積角運動量から決定されている。「ASTRO-E」の場合、目標角運動量ベクトルの大きさは40Nmsである。 \vec{B} は、GASにより計測した地磁場ベクトルである。

MTQの磁気モーメントと地磁場との相互作用により衛星に加えられるトルク \vec{T}_M は、

$$\vec{T}_M = \vec{M} \times \vec{B} \quad (4.31)$$

である。従って、(4.30)式のようにMTQを駆動することによって衛星に加えられるトルク \vec{T}_M は、角運動量誤差ベクトル $(\vec{H}_T - \vec{H}_N)$ と地磁場ベクトル \vec{B} の外積ベクトルである \vec{M} と、地磁場ベクトル \vec{B} とで張る平面に垂直である(図4-26参照)。また、このトルクベクトル \vec{T}_M (これは \vec{B} に垂直)は、角運動量誤差ベクトル $(\vec{H}_T - \vec{H}_N)$ からこの平面へ(すなわち \vec{B} ベクトルに)下ろした垂線に平行で、平面に対して角運動量誤差ベクトルと反対の方向を向くことになる $[-K|\vec{B}|^2|(\vec{H}_T - \vec{H}_N)|^2 \leq (\vec{H}_T - \vec{H}_N) \cdot \vec{T}_M \leq 0$ に注意]。従って、もしも角運動量誤差ベクトル $(\vec{H}_T - \vec{H}_N)$ と地磁場ベクトル \vec{B} が直交している場合は、この

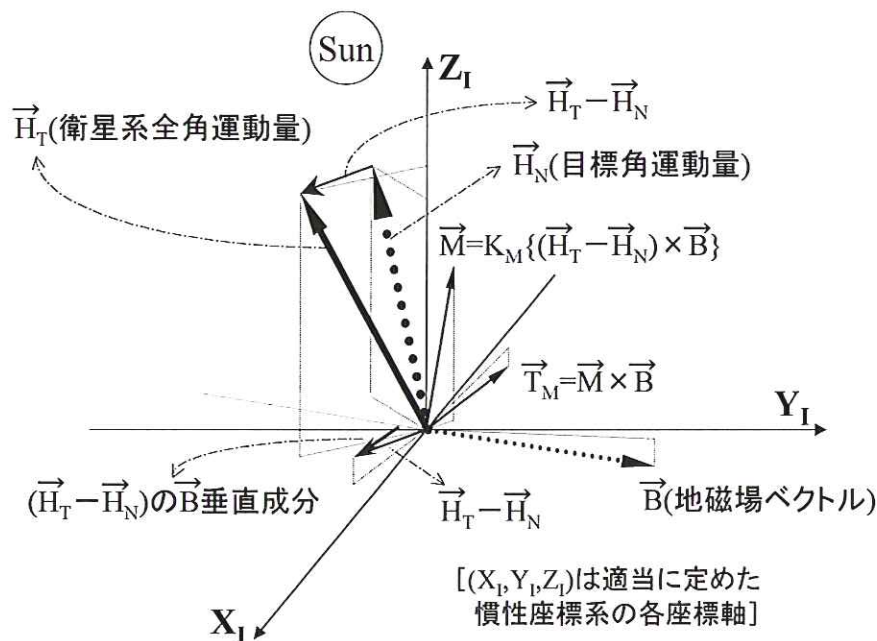


図4-26 定常立ち上げ制御「角運動量管理制御」制御則

MTQ 磁気モーメントと地磁場により発生するトルク \vec{T}_M は正確に角運動量誤差ベクトル $(\vec{H}_T - \vec{H}_N)$ と逆向きとなり、この時は最も効率良く角運動量誤差を減少できることになる。しかし、衛星から見た地磁場ベクトルは軌道運動に伴って向きが変化していくため、軌道上では角運動量誤差ベクトルと地磁場ベクトルは必ずしも直交しない。しかしながら、(4.31)式が与える磁気トルクは、常に、角運動量誤差ベクトルの地磁場ベクトルへ下ろした垂線の逆方向を向くことになるため、この制御則は(姿勢外乱トルクを考慮しなければ)“最善の”制御トルクを発生していると言える。なお、姿勢外乱トルクをも考慮した角運動量管理は、「ASTRO-E」の「定常運用時制御モード」における“角運動量管理制御”で採用しており、それについては4.4.4項で述べる。

「ASTRO-E」の“定常立ち上げ制御”の中の“角運動量管理制御”の機能ブロック図を4-27に示す。

図4-27中の入力を表わす各記号の意味は次のとおりである。

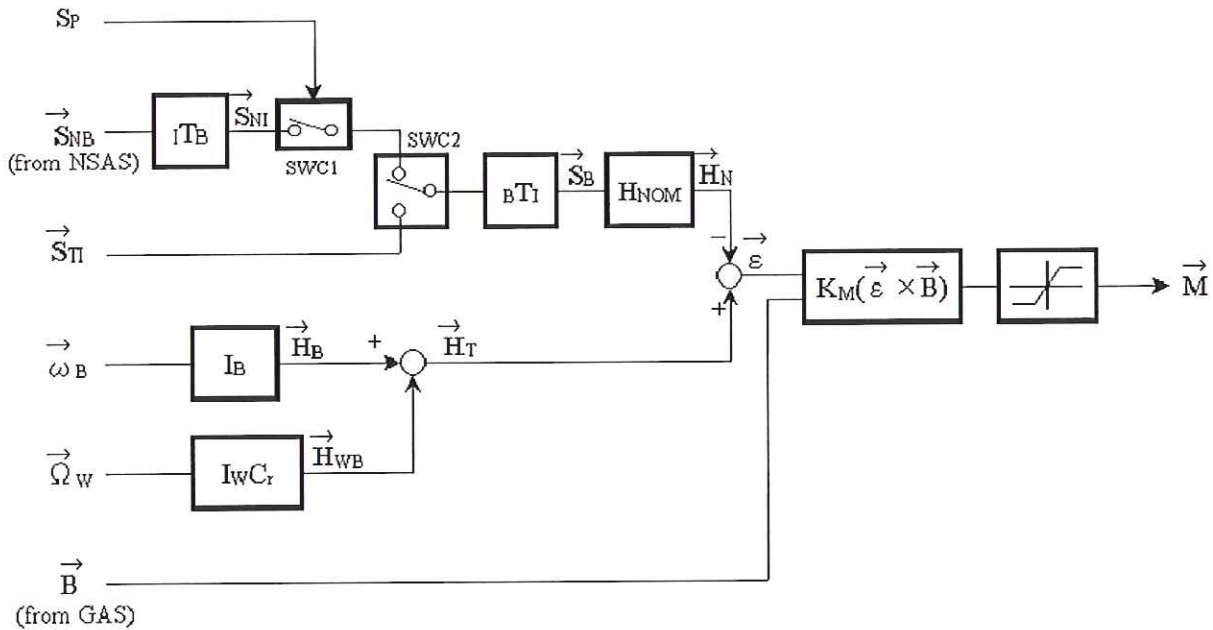


図 4-27 定常立ち上げ制御「角運動量管理制御」ブロック図

S_p : NSAS から出力されるサンプルゼンス信号 (NSAS 視野に太陽光が入射時に有意の信号が出力される)

\vec{S}_{NB} : NSAS 出力により得られた、衛星座標系における太陽方向単位ベクトル

\vec{S}_{Ti} : 環境計算により得られた、慣性座標系における理論太陽方向単位ベクトル

$\vec{\omega}_B$: 姿勢決定系により得られた 3 次元衛星角速度ベクトル

$\vec{\Omega}_W$: 4 次元ホイール回転数ベクトル

\vec{B} : GAS 出力により得られた 3 次元地磁場ベクトル

また、 I_B は 3×3 の衛星慣性行列、 I_W はホイール慣性モーメントを示すスカラー (4 台とも同じ値としている)、 C_r は 4 個のホイールの各回転軸方向を基準とした物理量 (ホイール角運動量など) を 4 次元的に表示したものを衛星座標系の 3 次元量に変換する 3×4 行列、 I_{TB} は衛星座標系から慣性座標系へ座標変換する 3×3 行列、 B_{Ti} は慣性座標系から衛星座標系へ座標変換する 3×3 行列である。SWC1 と示しているスイッチは、NSAS サンプルゼンス信号 (S_p) が有意の電圧値の時 (すなわち NSAS に太陽光が入射している時) オンとなり、それ以外ではオフとなる。オフの場合はオンの最後の (I_{TB} によって慣性座標系に座標変換した) 太陽方向ベクトルの値が保持されることにしている。SWC2 と示しているスイッチは、後述するように、地上からのコマンドで選択される。この図で示すロジックはすべてソフトウェアで実現している。

定常立ち上げ制御では、粗モード (粗 1, 粗 2) 時は角運動量管理制御を行わないように設計しているが、それは粗モードの状態にある時間は最大でも 20 分程度であり、その間の外乱による角運動量変動量が十分ホイールで吸収できるからである。しかし、「粗 0 モード」の状態にある時間は、前述のようにホイールの回転数が揃うまでの時定数を比較的長く設定しているため、この間の外乱による角運動量変動量は、その他の粗モードに比べると大きいと予想される。そこで、「粗 0 モード」中は「あすか」定常制御における磁気による角運動量調整制御と同じ制御を働かせることにした。この磁気制御の目標角運動量方向として

- ・ NSAS 計測太陽方向

・環境計算による理論太陽方向

のいずれかを、コマンドで選択することができるようにした。理論太陽方向は、姿勢、および、軌道要素が設定されていないと計算できないため、初期値はその時に観測されている NSAS 太陽方向とし、姿勢が決定されて軌道要素をコマンドにて設定後に、理論太陽方向に切り替えるように設計した。

また、NSAS 太陽方向を使用した場合、日陰時にも制御を行えるように以下の処理を行わせている。

- ・日照中、NSAS データが得られた時に、衛星座標系の太陽方向をその時点の姿勢に対応する座標変換行列で慣性座標系の値に変換する。
- ・日陰中は、日照期最後に得られた慣性座標系の太陽方向を、その時点の姿勢での衛星座標系に変換し、これを目標角運動量方向とする。

これは、日陰中の慣性空間に対する太陽方向変化は無視できるものとして、日陰中は日照中最後の太陽方向が慣性空間に固定されているものとして制御を行う方式である。角運動量調整制御の角運動量ベクトルの目標方向は太陽方向であるため、NSAS 出力を用いて衛星から見た太陽方向さえ正しく設定されていればよく、太陽方向の回りの位相角は正しくなくともよい。従って、この角運動量調整制御を実行している時に、慣性座標と衛星座標の関係を示す姿勢は正しい姿勢である必要はなく、太陽方向だけが正しい適当な姿勢を初期値として、IRU による姿勢伝播で得られた姿勢を使用している。しかし、正しい姿勢が確立する前に、日陰中に「初期姿勢設定コマンド」を送ると、相対姿勢の基準が変わってしまうため、正しい制御を行うことができなくなる。そのため NSAS 太陽方向を目標としている時は、「初期姿勢設定コマンド」は、日照中に送るように運用上の制限を設けることにした。

「遷移動作時制御モード」移行直後が日陰の場合には、直前の太陽方向をもとにした慣性座標変換行列 ${}_I T_B$ により慣性座標系における太陽方向の計算が実行できないので、日照になるまで角運動量制御は働かない。

(3) 姿勢決定

“定常立ち上げ制御系”では、姿勢決定処理としては IRU レート出力を用いた姿勢伝播のみを行っており、星同定処理や STT/NSAS データを用いた姿勢更新処理は行っていない。また、(2) で述べたように、地上で姿勢決定を行って姿勢をコマンドで設定するまでは、適当な姿勢(オイラーパラメータで(0,0,0,1))を初期値として姿勢伝播を行っている。姿勢伝播処理については、定常運用時制御モードにおける姿勢決定系の説明である 4.4.1 項を参照のこと。

(4) 異常検出

“定常立ち上げ制御系”では、機上にて基準姿勢や軌道要素が設定されていない時期があるため、太陽、および角運動量に関連した異常検出は行わない。

また、「粗 0 モード」はセーフホールドからの立ち上げ時に、ホイール回転数のアンバランスにより太陽角が傾きすぎないようにホイール回転数をそろえる制御を行うため、制御終了まで他モードに移ることは望ましくない。従って、「粗 0 モード」中は、どのような異常が検出されたとしても異常姿勢防止機能は働かないこととした。

4.4 定常運用時制御モード

「定常運用時制御モード」は、科学観測時に用いられる姿勢制御モードであり、X 線天体観測の為に衛星姿勢を慣性空間に安定指向する動作(ポインティング)や、観測対象を変更するために姿勢を変更する機能(姿勢マヌーバ)を持つ。また、これらの制御は機上で決定した姿勢誤差を基に行う。機上で求める姿勢は、まず IRU を構成するジャイロからのレート出力データを伝播(積分)して決定するが、更に STT から

得られる情報をもとにジャイロデータに基づいて得られた姿勢の更新を行う機能を持たせており、ジャイロのレートバイアスがドリフトする効果による姿勢決定誤差を補正することができる。従って、長時間に亘って精度の高い制御を可能としている。また、姿勢のマヌーバ後にはジャイロスケールファクタ誤差により目標姿勢と実際の姿勢の間に誤差が生じるが、目標姿勢に対応した恒星カタログを衛星に持たせ、STTにより計測される(複数の)恒星位置との比較により、自動的に目標姿勢が捕捉されるようにしている。なお、「あすか」では目標姿勢においてSTTにより観測されるはずの恒星の組の与え方は、あらかじめ地上運用者が恒星カタログから抽出して、これをコマンドによりアップロードする方式を取ったため、大きな姿勢変更の場合には(IRU出力誤差蓄積がもとで姿勢に誤差が生じると)、STTのトラックウィンドウ内に観測されると仮定したものと別の恒星が検出されることがあり、これを誤って目標の恒星と認識する場が生じた。しかし「ASTRO-E」では機上に恒星同定を行う機能を持つことにより、衛星の運用性を大幅に高めると同時に、IRU出力の積分に基づいたマヌーバ後の姿勢に誤差が残っても恒星の誤同定を生じることがなく、従って正しい姿勢更新が行えることとなった。

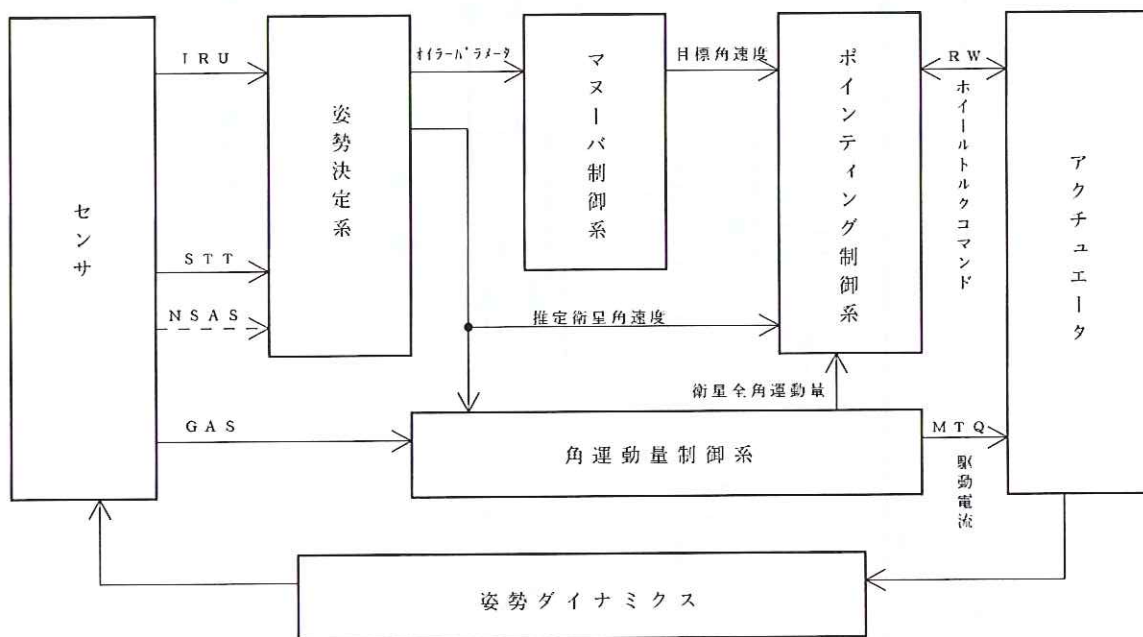


図 4-28 定常運用時制御系構成概要

図 4-28 に、本モードに関わる各機能の構成概要を示す。以下では、この各機能について詳述する。

「定常運用時制御モード」の各機能は、後述するホイル回転数制御(ポイントイング制御系の一部)内のデジタルタコループ回路を除いて、ACPあるいはAOCPに搭載されるソフトウェア、すなわち計算機のプログラムにて実現している。

4.4.1 姿勢決定系

姿勢決定は、IRUからのレート出力を用いた姿勢伝播処理と、STT(及びNSAS)出力を使用してこの“IRU姿勢”に含まれる誤差を推定して、姿勢に補正を加える姿勢更新処理に分けられる。姿勢更新処理では、STT(及びNSAS)出力に対応する姿勢とジャイロ出力積分姿勢の差、すなわち“観測残差”を求め、カルマンフィルタを適用して、IRUジャイロ出力積分値として得られる姿勢に対する推定姿勢誤差角とジャイロバイアスレート値に対する推定誤差を求め、これらに基づいて姿勢およびジャイロバイアスレートの更新を行う。

姿勢決定系のブロック図を図 4-29 に示す。

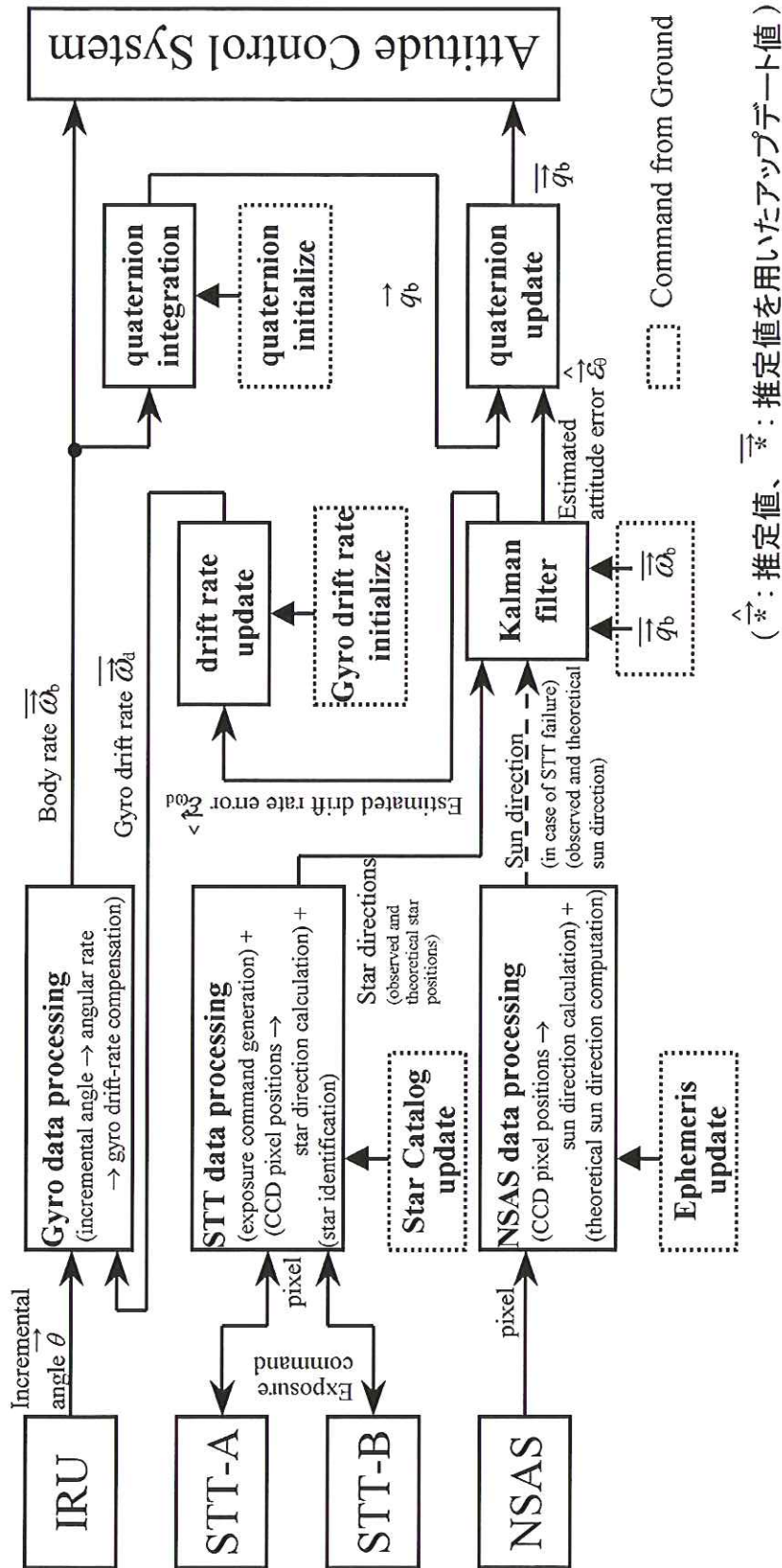


図 4-29 姿勢決定系ブロック図

(1) IRU 出力を用いた姿勢伝播

「あすか」「ASTRO-E」では共に、衛星姿勢の表現方法として慣性座標系と衛星座標系の関係を示すオイラーパラメータ (あるいは quaternion, q-parameter と呼ばれる) を採用した。ただし、それぞれの衛星の開発や運用時期に合わせて、「あすか」では B1950 赤道座標系を、「ASTRO-E」では J2000 赤道座標系を基準慣性座標系としたオイラーパラメータを採用している。

姿勢をオイラーパラメータで表現すると、姿勢の時間的な変化は次の運動学的関係式 (kinematic equation) で表すことができる。

$$\dot{\vec{q}} = \frac{1}{2} \Omega \vec{q} \quad , \quad \Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{pmatrix} \quad (4.32)$$

ここで $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ は、衛星姿勢角速度の衛星座標系における各座標軸方向成分を示す。

従って、ある時刻の姿勢とその後の衛星角速度を知ることができれば、(4.32) 式を解く (姿勢の伝播を行う) ことにより衛星の姿勢を求めることができる。そこで姿勢伝播処理部では、コマンドによりある時刻の姿勢 (初期値) を設定し、その後は IRU からの角度増分出力を用いて (4.32) 式により姿勢の伝播を行っている。

姿勢伝播処理は、(4.32) 式の微分方程式を次の差分方程式で近似して解いている。

$$\vec{q}(t_{n+1}) = \vec{q}(t_n) + \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & \Delta\theta_{bz} & -\Delta\theta_{by} & \Delta\theta_{bx} \\ -\Delta\theta_{bz} & 0 & \Delta\theta_{bx} & \Delta\theta_{by} \\ \Delta\theta_{by} & -\Delta\theta_{bx} & 0 & \Delta\theta_{bz} \\ -\Delta\theta_{bx} & -\Delta\theta_{by} & -\Delta\theta_{bz} & 0 \end{pmatrix} \vec{q}(t_n) \quad (4.33)$$

ここで、 $\Delta\vec{\theta}_b = (\Delta\theta_{bx}, \Delta\theta_{by}, \Delta\theta_{bz})^T$ は、姿勢伝播処理を行う時間内の姿勢増分角であり、IRU 出力である角度増分パルスから求められる衛星角速度と、後述する姿勢更新処理から求められるジャイロバイアスレートを用いて、以下のように求めることができる。

$$\Delta\vec{\theta}_b = \vec{\omega}_b \times \Delta t_{IRU} \equiv (\vec{\omega}_{IRU} - \vec{\omega}_d) \times \Delta t_{IRU} \quad (4.34)$$

$\vec{\omega}_b$: 衛星角速度

$\vec{\omega}_{IRU}$: IRU 出力より求められる角速度

$\vec{\omega}_d$: ジャイロバイアスレート

Δt_{IRU} : IRU から角度増分データが得られる時間間隔

ここで $\vec{\omega}_{IRU}$ は、各ジャイロの角度増分パルス積算値を積算時間で割り、ジャイロ座標系から衛星座標系に座標変換した角速度ベクトルである。

この姿勢伝播処理は、「あすか」「ASTRO-E」共に 8Hz サンプリング、すなわち $\Delta t_{IRU} = 125\text{msec}$ 毎に行っている。なお、いずれの衛星の場合においても、「定常運用時制御モード」では IRU をレート計測のダイナミックレンジを狭くした“ナロウモード”で使用しているが、このモードにおけるジャイロ角度増分パルスウェイトは、 $0.16[\text{arcsec/pulse}]$ であった。

(2) カルマンフィルタを用いた姿勢推定

「あすか」「ASTRO-E」共に、

- ・ IRU 出力である角度増分を積分して得られた姿勢の (真の姿勢に対する) 誤差

および、

- ・ コマンドで与えた値を初期値として推定している IRU バイアスレートの (真の IRU バイアスレートに対する) 誤差

を、STT(または NSAS) から得られる光学的姿勢センサ出力データをもとにして、カルマンフィルタによって推定する方式を採用した。

カルマンフィルタとは一般的に、雑音を白色ガウス雑音と見なすことのできる次のような線形確率システムに対して、状態変数とその共分散をリアルタイムに最尤推定するフィルタである (参考文献 [14],[15] を参照)。

$$\begin{cases} \text{(状態遷移方程式)} & : \quad \vec{x}(t+1) = F(t+1,t)\vec{x}(t) + G(t)\vec{w}(t) \\ \text{(観測方程式)} & : \quad \vec{y}(t) = H(t)\vec{x}(t) + \vec{v}(t) \end{cases} \quad (t=0,1,\dots) \quad (4.35)$$

ここで、 \vec{x} は状態変数、 \vec{y} は観測値、 \vec{w} は状態雑音、 \vec{v} は観測雑音である。また、雑音は白色ガウス雑音であり、その共分散は次のように表せるものとする。

$$E \left\{ \begin{pmatrix} \vec{w}(t) \\ \vec{v}(t) \end{pmatrix} (\vec{w}^T(s)\vec{v}^T(s)) \right\} \equiv \begin{pmatrix} Q(t) & 0 \\ 0 & R(t) \end{pmatrix} \delta(t,s) \quad (Q(t) > 0, R(t) > 0) \quad (4.36)$$

$$\delta(t,s) = \begin{cases} 1 & (t=s \text{ の時}) \\ 0 & (t \neq s \text{ の時}) \end{cases}$$

$$E\{\vec{w}(t)\vec{x}^T(s)\} = 0, \quad E\{\vec{v}(t)\vec{x}^T(s)\} = 0 \quad (t \geq s) \quad (4.37)$$

このような系に対して、カルマンフィルタの解法は、次に示すような状態変数及びその共分散の時間による推移を求める「時間更新処理」と、観測値に基づいて状態変数の最尤推定を行う「観測更新処理」の二段階の演算から構成される。

「カルマンフィルタ処理1：時間更新処理」

$$\text{状態変数の伝播：} \quad \vec{x}(t+1/t) = F(t+1,t)\vec{x}(t/t) \quad (4.38)$$

$$\text{共分散の伝播：} \quad P(t+1/t) = F(t+1,t)P(t/t)F^T(t+1,t) + G(t)Q(t)G^T(t) \quad (4.39)$$

「カルマンフィルタ処理2：観測更新処理」

$$\text{状態変数の更新：} \quad \vec{x}(t/t) = \vec{x}(t/t-1) + K(t)\{y(t) - H(t)\vec{x}(t/t-1)\} \quad (4.40)$$

$$\text{共分散の更新：} \quad P(t/t) = P(t/t-1) - K(t)H(t)P(t/t-1) \quad (4.41)$$

ここで、上式中の $K(t)$ はカルマンゲインと呼ばれ、次のようにして与えられる。

$$K(t) = P(t/t-1)H^T(t)\{H(t)P(t/t-1)H^T(t) + R(t)\}^{-1} \quad (4.42)$$

なお、上の表記では、時刻 t までの観測値を用いて求めた時刻 $t+m$ の状態 $\vec{x}(t+m)$ の最尤推定値を $\vec{x}(t+m/t)$ と表し、これに対応する共分散行列の推定値を $P(t+m/t)$ と表している。

このカルマンフィルタで推定する状態変数としてオイラーパラメータを考えると、(4.32) 式の Ω は衛星の運動方程式 (dynamics) を介して \vec{q} の関数であることから、その状態方程式は (4.32) 式のように非線形なものとなる (更に、姿勢は3個の独立なパラメータで表されるのに対し、オイラーパラメータは独立でない4個のパラメータで構成されるので、(4.32) 式をそのまま状態方程式と考えるには無理がある)。非線形な系に直接適用したカルマンフィルタの解法も存在するが、「あすか」や「ASTRO-E」では、真の衛星姿勢に近いと考えられるリファレンス姿勢を考え、その回りでの微小誤差値を状態変数であるとする、

系の状態方程式を線形近似することができる(また、この近似を採用すれば、そこでは $\Delta q_1, \Delta q_2, \Delta q_3$ に対する 3 個の独立な線形の状態方程式が得られる)。そこで、このように線形近似した系に対してカルマンフィルタを適用することとした。推定状態変数としては、微小なオイラーパラメータに(後述のように)直接関係づけられる(慣性主軸回りの)姿勢誤差角と、IRU バイアスレート誤差値とを採用することとした。リファレンス姿勢は、4.4.1(1) 項で述べた (4.33) 式の姿勢伝播処理で求めた姿勢とする。後述するように「リセット型カルマンフィルタ」を採用することにより、「リファレンス姿勢」は、このカルマンフィルタの「観測更新」終了毎の推定値によって更新された「新しい姿勢」を初期値とする、IRU レートの伝播処理により求められる。

なお、IRU バイアスレートに対する状態方程式は、

$$\dot{\vec{\omega}}_d = -\frac{1}{\tau_b} \vec{\omega}_d + \vec{\eta} \quad (4.43)$$

を採用した。ここで $\vec{\eta}$ は白色ノイズであり、バイアスレートのランダムウォークを励起する要因となるものである。(4.43) 式は、バイアスレートに対して物理的に厳密に導かれた運動方程式ではない。バイアスレートが変動する原因としては、環境温度の変動などいくつかの要因が考えられるが、電気回路の雑音によるものが主原因と考えられる場合は変動量がランダム、すなわち (4.43) 式右辺第二項が支配的とモデル化する場合が多い。これに対して τ_b はカルマンフィルタにおける推定量であるバイアスレートの変動の時定数を表すパラメータであると解釈することができるが、特にその物理的原因に基づいて大きさが決められているものではない(と考える)。そこで「あすか」「ASTRO-E」では、姿勢マヌーバ後にジャイロスケールファクタ誤差によって生じる姿勢誤差が原因となってバイアスレートの推定誤差値が大きく変動することを嫌い、(4.43) 式の時定数 τ_b を無限大とするモデルを採用することとした。すなわち、

$$\dot{\vec{\omega}}_d = \vec{\eta} \quad (4.44)$$

とした。この場合、IRU バイアスレートは時間伝播処理によって変動しないことになり、時刻 t におけるバイアスレート推定値 $\vec{\omega}_d(t)$ (物理量の上にバー(-)を付けたものは、その物理量の誤差値の推定値を用いて物理量自身の値をアップデートしたものを示すこととする) が時刻 t におけるリファレンスバイアスレート値 $\vec{\omega}_d(t/t-1)$ となる。

上記のように、「ノミナル姿勢」からの微小姿勢誤差および微小 IRU バイアスレート誤差を状態変数とし、カルマンフィルタの「観測更新処理」によって得られた値を用いてリファレンス値としての衛星姿勢や IRU バイアスレートをアップデートする方式を採用した。この場合、「観測更新処理」直前の状態変数の推定値 $\Delta \vec{x}(t/t-1)$ は常にゼロになることを示すことができる。このようなタイプのカルマンフィルタは、リセット型カルマンフィルタと呼ばれる。従ってリセット型のカルマンフィルタでは、誤差値としての状態変数の伝播処理(カルマンフィルタの「時間更新処理」)は必要無いが、その共分散は、衛星姿勢や IRU バイアスレートの共分散の影響を受けるため、伝播処理すなわち「時間更新処理」を行う必要がある。

「あすか」「ASTRO-E」では、このリセット型カルマンフィルタを採用することにした。しかし、(4.38) 式から (4.42) 式に示した解法は、そのままの形で計算機処理を行うと桁落ちなどにより共分散行列の対称性や非負定値性などが崩れて数値的に不安定になりやすいことが一般的に知られている。そこで「あすか」「ASTRO-E」では、数値的に安定でかつ効率が良いと言われている解法である U-D 分解法(参考文献 [15] 参照)を採用することにした。U-D 分解法とは、共分散行列 P を、対角行列 D と、対角要素がすべて 1 で、その左下側の要素が全てゼロである上三角行列 U を用いて、

$$P = U D U^T \quad (4.45)$$

と分解し、この U 行列と D 行列を用いてカルマンフィルタの演算を定式化したものである。この U-D 分解法の処理手順は逐次処理で与えられ、カルマンフィルタの解法の定義 ((4.38) 式~(4.42) 式) のように短

い記述で示すことはできない。従って、その解法の手順については参考文献 [15]などを参照していただくこととしてここでは割愛し、以下の(c),(d)の項にてU-D分解法の「あすか」と「ASTRO-E」への具体的な適用例として示すこととする [16]。

ところで、慣性系への姿勢固定指向制御であるポインティング制御中は、慣性主軸間の運動のカップリング項($\vec{\omega}_b \times \vec{H}_b$)は微小な量であり、カルマンフィルタシステムにおける状態方程式のうちで運動方程式(dynamics)に関する部分としては、カップリング項と外力の項を無視したオイラーの運動方程式を用いて定式化することができる。そこで、状態方程式として三軸独立の運動方程式を扱うこととし、これによりカルマンフィルタ処理の式の簡略化を図った。これは、ACPあるいはAOCPの処理能力があまり高くないという事情にもよる。

一方、姿勢変更マヌーバ中は、一般的には軸間カップリングを無視することが出来ない。そのため、姿勢変更マヌーバ中もカルマンフィルタによる推定を継続する場合は、カルマンフィルタの定式化にもこの影響が現れ、三軸独立と扱うことはできない。しかし、本報告が対象とする二つの衛星ともに姿勢マヌーバ中の姿勢制御精度に対する要求は無いため、いずれの衛星の場合も姿勢マヌーバ中はIRUによる姿勢伝播処理のみを行うこととし、ポインティング制御に入ってからカルマンフィルタによる状態量推定を行うこととした。

以上のカルマンフィルタの衛星姿勢決定系への適用については、参考文献 [7], [17], [18]などに詳しく述べられている。以下では、「あすか」および「ASTRO-E」の姿勢決定系におけるカルマンフィルタの利用の仕方を更に具体的に述べる。

初めに、本処理の全体の流れを図4-30に示す。

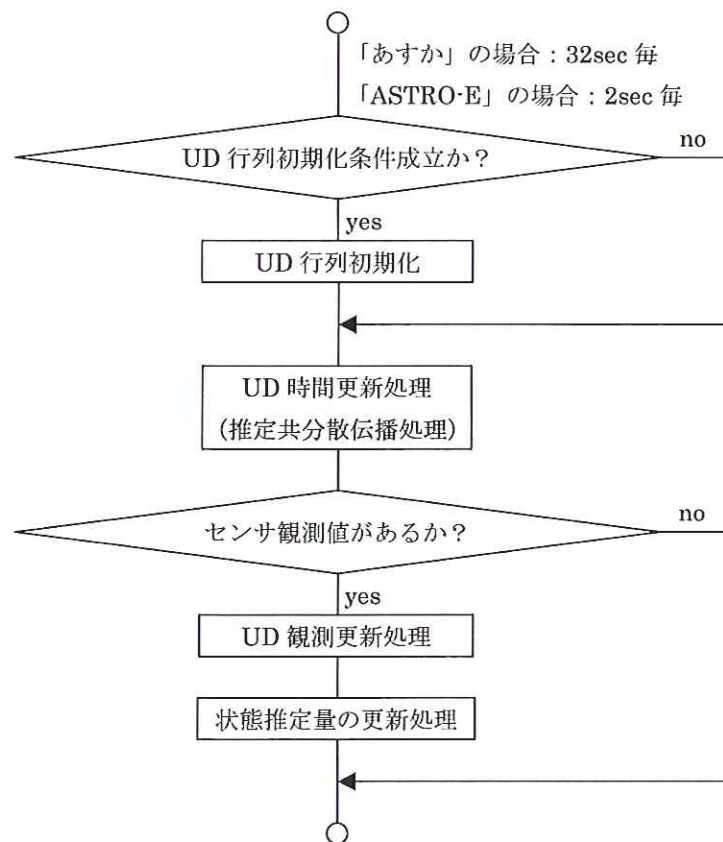


図 4-30 カルマンフィルタを用いた姿勢推定処理の流れ

(a) 状態変数ベクトル

カルマンフィルタによって推定する状態変数ベクトル $\vec{\varepsilon}$ を次式のように定義する。

$$\vec{\varepsilon} = \begin{pmatrix} \varepsilon_{\theta x} \\ \varepsilon_{\theta y} \\ \varepsilon_{\theta z} \\ \varepsilon_{\omega_d x} \\ \varepsilon_{\omega_d y} \\ \varepsilon_{\omega_d z} \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} \vec{\varepsilon}_{\theta} \\ \vec{\varepsilon}_{\omega_d} \end{pmatrix} \quad (4.46)$$

$\vec{\varepsilon}_{\theta}$: 姿勢誤差角 (3×1)

$\vec{\varepsilon}_{\omega_d}$: ジャイロバイアスレート誤差 (3×1)

ここで、真の姿勢 \vec{q}_{true} と状態変数 $\vec{\varepsilon}_{\theta}$ との間には、次のような関係がある [7]。

$$\vec{q}_{true} = \vec{q}_{ref} \Delta \vec{q} \quad (4.47)$$

$$\Delta \vec{q} \equiv \begin{pmatrix} \frac{1}{2}\varepsilon_{\theta x} \\ \frac{1}{2}\varepsilon_{\theta y} \\ \frac{1}{2}\varepsilon_{\theta z} \\ \sqrt{1 - \frac{1}{4}(\varepsilon_{\theta x}^2 + \varepsilon_{\theta y}^2 + \varepsilon_{\theta z}^2)} \end{pmatrix} \quad (4.48)$$

(4.47) 式は四元数の形で表示されており、付録 A. にその定義を示している。ここで注意すべきは、右から左に向かって座標変換の順序を表すのに対し、(ここで採用した定義による) 四元数の積の場合は乗算式の左から右に向かう順序で対応する座標変換の順序を表すという点である。(4.47) 式の \vec{q}_{ref} とは、リファレンス姿勢として 4.4.1 (1) の姿勢伝播処理により得られた姿勢である。(4.47) 式を用いることによって、状態方程式 (4.32) 式を線形化することができる。

また、真の IRU バイアスレート $\vec{\omega}_d[true]$ と状態変数 $\vec{\varepsilon}_{\omega_d}$ の間には、次のような関係がある。

$$\vec{\omega}_d[true] = \vec{\omega}_d + \vec{\varepsilon}_{\omega_d} \quad (4.49)$$

ここで $\vec{\omega}_d$ とは、カルマンフィルタの観測更新処理を行う直前に得られていた IRU バイアスレートの推定値であり、IRU バイアスレートのリファレンス値である。

(b) システム方程式

状態変数ベクトルが従う線形離散確率システムは、次のような状態方程式と観測方程式で表されるものとする。

$$\vec{\varepsilon}(t + \Delta t) = F(t + \Delta t, t)\vec{\varepsilon}(t) + G(t)\vec{w}(t) \quad (4.50)$$

$$\vec{Z}(t) = H(t)\vec{\varepsilon}(t) + \vec{v}(t) \quad (4.51)$$

ここで、

\vec{Z} : センサにより観測された天体の方向と \vec{q}_{ref} を基に理論的に計算される天体方向との差として与えられる残差ベクトル

F : 時刻 t から $t + \Delta t$ までの状態遷移行列

G : 駆動行列

H : 観測行列

\vec{w} : システム雑音ベクトル

\vec{v} : 観測雑音ベクトル

(4.50) 式は離散化された状態方程式であるが、そのもととなる (姿勢状態変数 $\vec{\epsilon}_\theta$ に対する) 微分方程式は次の (4.52) 式である。(4.32) 式の運動学的関係式 (kinematics) から線形化された状態方程式 (4.52) 式を導くことができるが、その導出については、付録 B. に示す。

$$\dot{\vec{\epsilon}}_\theta = -\vec{\omega}_{(ref)} \times \vec{\epsilon}_\theta + \Delta\omega \quad (4.52)$$

ここで $\vec{\omega}_{(ref)}$ とは、リファレンス姿勢を求める姿勢伝播処理で用いた衛星レート ($\vec{\omega}_{(ref)} \equiv \vec{\omega}_{IRU} - \vec{\omega}_d$) であり、 $\Delta\omega$ は真の衛星レート $\vec{\omega}[true]$ とリファレンスレート $\vec{\omega}_{(ref)}$ との差を意味している。この $\Delta\omega$ は、IRU バイアスレート誤差 $\vec{\epsilon}_{\omega_d}$ に逆符号を付したものに相当する。すなわち、次式のように書ける。

$$\Delta\omega = \vec{\omega}[true] - \vec{\omega}_{(ref)} = (\vec{\omega}_{IRU} - \vec{\omega}_d[true]) - (\vec{\omega}_{IRU} - \vec{\omega}_d) = -(\vec{\omega}_d[true] - \vec{\omega}_d) \equiv -\vec{\epsilon}_{\omega_d} \quad (4.53)$$

状態変数 $\vec{\epsilon}$ に対する微分方程式は、(4.53) 式を (4.52) 式に代入して得られる方程式、および IRU バイアスレートに対する状態方程式 (4.44) 式から導かれる IRU バイアスレート誤差に対する状態方程式 ($\dot{\vec{\epsilon}}_{\omega_d} = \vec{0}$) を組み合わせることによって、次のように書ける。

$$\dot{\vec{\epsilon}} = \mathbf{A}\vec{\epsilon} + \mathbf{B}_\omega\vec{\omega} \quad (4.54)$$

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_{(ref)z} & -\omega_{(ref)y} & -1 & 0 & 0 \\ -\omega_{(ref)z} & 0 & \omega_{(ref)x} & 0 & -1 & 0 \\ \omega_{(ref)y} & -\omega_{(ref)x} & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (4.55)$$

$$\mathbf{B}_\omega = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.56)$$

この $\mathbf{A}, \mathbf{B}_\omega$ を用いれば、(4.50) 式の F, G を次のように表すことができる。

$$F(t + \Delta t, t) = e^{\mathbf{A}\Delta t} F(t, t - \Delta t) \quad (\dot{F} = \mathbf{A}F \text{ より}) \quad (4.57)$$

$$G(t) = \left[\int_0^t e^{\mathbf{A}(t-\tau)} d\tau \right] \mathbf{B}_\omega \quad (4.58)$$

$$(4.59)$$

これらを Δt に関し級数展開して $\Delta t = t_L$ に関する二次以上の項を無視し、時間更新間隔 t_L の間の衛星各軸の姿勢増分角を $(\delta\theta_x, \delta\theta_y, \delta\theta_z)$ とすると、次のようになる。

$$F = \begin{pmatrix} 1 & \delta\theta_z & -\delta\theta_y & -t_L & -\frac{t_L}{2}\delta\theta_z & \frac{t_L}{2}\delta\theta_y \\ -\delta\theta_z & 1 & \delta\theta_x & \frac{t_L}{2}\delta\theta_z & -t_L & -\frac{t_L}{2}\delta\theta_x \\ \delta\theta_y & -\delta\theta_x & 1 & -\frac{t_L}{2}\delta\theta_y & \frac{t_L}{2}\delta\theta_x & -t_L \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.60)$$

$$G = \begin{pmatrix} -t_L & -\frac{t_L}{2}\delta\theta_z & \frac{t_L}{2}\delta\theta_y & -\frac{t_L^2}{2} & -\frac{t_L^2}{6}\delta\theta_z & \frac{t_L^2}{6}\delta\theta_y \\ \frac{t_L}{2}\delta\theta_z & -t_L & -\frac{t_L}{2}\delta\theta_x & \frac{t_L^2}{6}\delta\theta_z & -\frac{t_L^2}{2} & -\frac{t_L^2}{6}\delta\theta_x \\ -\frac{t_L}{2}\delta\theta_y & \frac{t_L}{2}\delta\theta_x & -t_L & -\frac{t_L^2}{6}\delta\theta_y & \frac{t_L^2}{6}\delta\theta_x & -\frac{t_L^2}{2} \\ 0 & 0 & 0 & t_L & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & t_L & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & t_L \end{pmatrix} \quad (4.61)$$

「あすか」と「ASTRO-E」では、前述のとおり、本カルマンフィルタを慣性固定姿勢指向制御を行っている時のみに適用する。そのため時間更新処理間の姿勢増分角は小さく、上式 (4.60) および (4.61) において $\delta\theta_x, \delta\theta_y, \delta\theta_z$ を含む項の影響は、これらを含まない項の影響に比べて無視してもかまわない量である。従って、 F, G は次のように時刻によらない一定行列として書くことができる。

$$F = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & -t_L & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & -t_L & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & -t_L \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.62)$$

$$G = \begin{pmatrix} -t_L & 0 & 0 & -\frac{t_L^2}{2} & 0 & 0 \\ 0 & -t_L & 0 & 0 & -\frac{t_L^2}{2} & 0 \\ 0 & 0 & -t_L & 0 & 0 & -\frac{t_L^2}{2} \\ 0 & 0 & 0 & t_L & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & t_L & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & t_L \end{pmatrix} \quad (4.63)$$

(4.62) 式と (4.63) 式より、状態方程式は各軸独立な式になることが分かる。よって、状態方程式を用いたカルマンフィルタの時間更新処理は三軸独立に扱えることとなり、そこで各軸の処理で使用する行列 F_i, G_i は次のようになる。

$$F_i = \begin{pmatrix} 1 & -t_L \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (i = x, y, z) \quad (4.64)$$

$$G_i = \begin{pmatrix} -t_L & -\frac{t_L^2}{2} \\ 0 & t_L \end{pmatrix} \quad (i = x, y, z) \quad (4.65)$$

ところで、(4.50) 式と (4.51) 式で定義した雑音ベクトル $\vec{w}(6 \times 1)$ および $\vec{v}(2N \times 1, N: \text{観測恒星数})$ はそれぞれ平均値 0 の白色ガウス雑音と仮定したが、その共分散行列を次のように書くこととする。

$$\begin{pmatrix} Q_G & 0 \\ 0 & R \end{pmatrix} \quad (4.66)$$

ここで $Q_G(6 \times 6)$ は IRU(ジャイロ系) 雑音共分散行列であり、参考文献 [17] などでも示されているように、次のように与えられる。

$$Q_G = \begin{pmatrix} (\sigma_v^2 t_L + \sigma_u^2 t_L^3/3) I_{3 \times 3} & -(\sigma_u^2 t_L^2/2) I_{3 \times 3} \\ -(\sigma_u^2 t_L^2/2) I_{3 \times 3} & (\sigma_u^2 t_L) I_{3 \times 3} \end{pmatrix} \quad (4.67)$$

σ_v : IRU(ジャイロ系) 白色雑音 (1σ)[rad/sec^{1/2}]

σ_u : IRU(ジャイロ系) ランダムウォーク雑音 (1σ)[rad/sec^{3/2}]

t_L : 更新周期 (「あすか」では 32sec, 「ASTRO-E」では 2sec)

なお、システム雑音ベクトル \vec{w} の成分を前半の三成分と後半の三成分に分けて、それぞれを

$$(\vec{\eta}_1^T [\text{rad/sec}], \vec{\eta}_2^T [\text{rad/sec}^2])^T$$

と書くことにすると、その雑音標準偏差値は次に示すような式で与えられる [17]。

$$E[\vec{\eta}_1^T(t) \vec{\eta}_1^T(t')] = \sigma_v^2 \delta(t-t') \quad (4.68)$$

$$E[\vec{\eta}_2^T(t) \vec{\eta}_2^T(t')] = \sigma_u^2 \delta(t-t') \quad (4.69)$$

また $R(2N \times 2N)$ はセンサ観測雑音共分散行列であり、次のように与えられるものとする。

$$R = \begin{pmatrix} R_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & R_2 & \ddots & 0 \\ \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & R_N \end{pmatrix} \quad (4.70)$$

$$R_i = \begin{pmatrix} (\sigma_{s_i})_x^2 & 0 \\ 0 & (\sigma_{s_i})_y^2 \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} r_{2i-1} & 0 \\ 0 & r_{2i} \end{pmatrix} \quad (i = 1, 2, \dots, N) \quad N: \text{観測星数} \quad (4.71)$$

$(\sigma_{s_i})_x, (\sigma_{s_i})_y$: i データの X, Y 出力の観測雑音 (1σ)[rad·sec^{1/2}]

なお、観測雑音ベクトル \vec{v} [rad] と上記の観測雑音との関係は、次のように与えられる。

$$E[\vec{v}^T(t) \vec{v}^T(t')] = \sigma_{s_i}^2 \delta(t-t') \quad (4.72)$$

カルマンフィルタで姿勢更新に使用するセンサデータは STT データと NSAS データであるため、観測する量は星方向と太陽方向の二種類があるが、どちらに対しても同様な処理方法を用いることができるので太陽も星と呼ぶことにし、区別しないことにする。また、各センサの単体座標系の定義では視野中心方向を Z 軸としており、一つの星の観測方向で有意な量は X, Y の二成分である。そのため (4.71) 式では、一つの観測星あたり X と Y の二つの観測雑音を定義している。

(c) U-D 分解法における時間更新処理

U-D 分解法による時間更新処理は、 $P = U D U^T$ における U 行列と D 行列の伝播処理を行う (従って、状態ベクトルの共分散 P の伝播処理を行う) ものである。

ここで (b) の定式化に従えば、U, D とともに三軸独立に定義され、それぞれの軸に対して (2×2) 行列となり、その成分を次のように表示する。

$$U_i \equiv \begin{pmatrix} 1 & u \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (i = x, y, z) \quad (4.73)$$

$$D_i \equiv \begin{pmatrix} d_1 & 0 \\ 0 & d_2 \end{pmatrix} \quad (i = x, y, z) \quad (4.74)$$

各座標軸に対して独立に定義されることになる IRU 雑音行列 Q_{Gi} (2×2)

$$Q_{Gi} \equiv \begin{pmatrix} (\sigma_v^2 t_L + \sigma_u^2 t_L^3/3) & -(\sigma_u^2 t_L^2/2) \\ -(\sigma_u^2 t_L^2/2) & (\sigma_u^2 t_L) \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} q_{G11} & q_{G12} \\ q_{G12} & q_{G22} \end{pmatrix} \quad (i = x, y, z) \quad (4.75)$$

を、コレスキー分解した上三角行列 G_{Gi}

$$G_{Gi} \equiv \begin{pmatrix} g_{11} & g_{12} \\ 0 & g_{22} \end{pmatrix} \quad (4.76)$$

すなわち、

$$Q_{Gi} = G_{Gi} \cdot G_{Gi}^T = \begin{pmatrix} g_{11}^2 + g_{12}^2 & g_{12}g_{22} \\ g_{12}g_{22} & g_{22}^2 \end{pmatrix} \quad (4.77)$$

の演算によって得られた G_{Gi} を用いて次の行列を定義する。

$$\tilde{W}_i \equiv (F_i U_i : G_{Gi}) = \begin{pmatrix} 1 & u - t_L & g_{11} & g_{12} \\ 0 & 1 & 0 & g_{22} \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} \vec{w}_1^T \\ \vec{w}_2^T \end{pmatrix} \quad (4.78)$$

$(\vec{w}_1, \vec{w}_2 : (4 \times 1))$

$$\tilde{Q}_i \equiv \left(\begin{array}{c|c} D_i & 0 \\ \hline 0 & I_{2 \times 2} \end{array} \right) = \begin{pmatrix} d_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & d_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.79)$$

時間更新前の u, d_1, d_2, \vec{w}_1 が更新されてそれぞれ $u', d'_1, d'_2, \vec{w}'_1$ となったとすると、更新のアルゴリズムは次のように表される (U-D 分解法のアルゴリズムに従えば、時間更新処理中に \vec{w}_2 は更新されない)。

$$\begin{cases} d'_2 &= \vec{w}_2^T \tilde{Q} \vec{w}_2 \\ u' &= \vec{w}_1^T \tilde{Q} \vec{w}_2 / d'_2 \\ \vec{w}'_1 &= \vec{w}_1 - u' \vec{w}_2 \\ d'_1 &= \vec{w}'_1^T \tilde{Q} \vec{w}'_1 \end{cases} \quad (4.80)$$

式 (4.80) に式 (4.78), (4.79) を代入し、更に (4.75) 式の Q_{Gi} と G_{Gi} の関係 (4.77) 式を用いて式を整理することによって、三軸独立に扱える場合は、次の式が U-D 分解法による時間更新処理の公式となる。

$$\begin{cases} d'_2 &= d_2 + g_{22}^2 \\ &= d_2 + q_{G22} \\ u' &= \{(u - t_L)d_2 + g_{12}g_{22}\} / d'_2 \\ &= \{(u - t_L)d_2 + q_{G12}\} / d'_2 \\ d'_1 &= d_1 + (u - u' - t_L)^2 d_2 + g_{11}^2 + (g_{12} - u'g_{22})^2 \\ &= d_1 + (u - u' - t_L)^2 d_2 + q_{G11} - 2u'q_{G12} + u'^2 q_{G22} \end{cases} \quad (4.81)$$

このように三軸独立に扱える場合に限っては、U-D 分解法の時間更新アルゴリズムの式を整理すると、その式の中に G_G 行列の要素が現れず Q_G 行列の要素のみで定式化できるため、この場合は Q_G 行列をコレスキー分解する必要がないことが分かる。

この時間更新処理によって得られる U 行列、D 行列の各軸対応行列を U'_i, D'_i とすると、(4.81) 式の u', d'_1, d'_2 を用いて次のように書ける。

$$U'_i \equiv \begin{pmatrix} 1 & u' \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (i = x, y, z) \quad (4.82)$$

$$D'_i \equiv \begin{pmatrix} d'_1 & 0 \\ 0 & d'_2 \end{pmatrix} \quad (i = x, y, z) \quad (4.83)$$

更に、(4.45) 式の関係により、U-D 分解法における時間処理で得られる共分散行列を P' とすると、次のように与えられる。

$$P' = U' D' U'^T \quad (4.84)$$

(d) U-D 分解法における観測更新処理

<観測行列と観測残差ベクトルの準備>

U-D 分解法による観測更新処理は、IRU 出力を用いた伝播処理によって得られる衛星姿勢 (リファレンス姿勢) をもとに計算されるカタログ星方向 (衛星座標系) と、実際にセンサで観測された星方向との差 (観測残差) をもとに、状態ベクトルの推定と行列 U, D の更新を行う処理である。

観測更新処理に使用するセンサの視野中心方向が衛星の慣性主軸にほぼ平行である場合、観測方程式も三軸独立に扱うことができるが、「あすか」「ASTRO-E」ともに、STT の視野中心方向は衛星慣性主軸に平行ではない。従って観測方程式は三軸独立に扱うことができず、観測更新は状態変数を 6 次元のままですべて処理する必要がある。

(4.35) 式の観測行列 $H(2N \times 6, N: \text{観測恒星数})$ は次式のように表される。

$$H = \begin{pmatrix} H_1 \\ H_2 \\ \vdots \\ H_N \end{pmatrix} \quad (4.85)$$

ここで、 $H_i(i = 1, 2, \dots, N)$ は次式で定義される (2×6) 行列である。

$$H_i = \begin{pmatrix} (\vec{X}_s \times \vec{S}_{Bi})^T & 0 & 0 & 0 \\ (\vec{Y}_s \times \vec{S}_{Bi})^T & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} \vec{h}_{2i-1}^T \\ \vec{h}_{2i}^T \end{pmatrix} \quad (4.86)$$

ただし、

- \vec{S}_{Bi} : 衛星座標系で表した (計算した) カタログ星方向の単位ベクトル。
添字 i は各観測恒星に対して同定されたカタログ星に対応する。
- $\vec{X}_s, \vec{Y}_s, \vec{Z}_s$: センサ座標系各座標軸単位ベクトルを衛星座標系表示したベクトル。
(3×3) 行列 $(\vec{X}_s, \vec{Y}_s, \vec{Z}_s)$ は、衛星座標系からセンサ座標系への座標変換行列を表す。
添字 S は、データに対応する各 STT あるいは NSAS を表す。

また、観測残差ベクトル $\vec{Z}(2N \text{ 次元ベクトル})$ は次のように与えられる。

$$\vec{Z} = \begin{pmatrix} \vec{Z}_1 \\ \vec{Z}_2 \\ \vdots \\ \vec{Z}_N \end{pmatrix} \quad (4.87)$$

ここで、 $\vec{Z}_i(i = 1, 2, \dots, N)$ は次式で定義される 2 次元ベクトルである。

$$\vec{Z}_i = \begin{pmatrix} \zeta_{2i-1} \\ \zeta_{2i} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} {}^o S_{s_i x} - {}^c S_{s_i x} \\ {}^o S_{s_i y} - {}^c S_{s_i y} \end{pmatrix} \quad (4.88)$$

- ${}^O\vec{S}_{s_i} = ({}^O S_{s_i x}, {}^O S_{s_i y}, {}^O S_{s_i z})$: センサ座標系で表した (観測された) 観測星の方向の単位ベクトル。
添字 i は各観測恒星に対応する。
- ${}^C\vec{S}_{s_i} = ({}^C S_{s_i x}, {}^C S_{s_i y}, {}^C S_{s_i z})$: センサ座標系で表した (計算した) カタログ星の方向の単位ベクトル。
添字 i は各観測恒星に対して同定されたカタログ星に対応する。
(\vec{S}_{Bi} とは表現している座標系が異なる)

次に、U,D 行列の観測更新処理を行うことで状態量の推定誤差を求める。

<観測更新処理の最初に行う推定誤差の初期化>

リセット型カルマンフィルタを採用したため、誤差状態変数 $\vec{\varepsilon}$ の推定値 $\hat{\vec{\varepsilon}}$ は、観測更新処理の処理サイクル毎に 0 ベクトルに初期化する。U-D 分解法における観測更新処理は、もとのカルマンフィルタの定義式のように、同時刻に得られた複数の観測データからなる一組の観測方程式行列に対して行列演算を一度だけ行うという処理手順ではなく逐次処理 (繰り返し処理) であるため、状態変数推定値は観測更新処理サイクルの最初にのみゼロに初期化され、一サイクルの観測更新処理がすべて終わるまでは途中でゼロに初期化することはできない。そのため、観測更新処理の始めに状態変数推定値を初期化する処理が入ることになる。

$$\hat{\vec{\varepsilon}} = \begin{pmatrix} \hat{\varepsilon}_\theta \\ \hat{\varepsilon}_{\omega_d} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (4.89)$$

< UD 観測更新アルゴリズム >

以下の処理を、 i を 1 から $2N$ (N は観測星数) まで変化させて繰り返す。

$$\left\{ \begin{array}{l} \vec{f}^T = \vec{h}_i^T U \quad (1 \times 6 \text{ 行列}) \\ \vec{g} = D \vec{f} \quad (6 \times 1 \text{ 行列}) \\ \alpha_1 = r_i + f_1 g_1 \quad (\text{スカラー}) \\ d'_1 = d_1 r_i / \alpha_1 \quad (\text{スカラー}) \\ \vec{u}_1 = (1, 0, 0, 0, 0, 0)^T \quad (6 \times 1 \text{ 行列}) \\ \vec{K}_1 = (g_1, 0, 0, 0, 0, 0)^T \quad (6 \times 1 \text{ 行列}) \\ \text{以下の処理を、} j \text{ を } 2 \text{ から } 6 \text{ まで変化させて繰り返す。} \\ \left[\begin{array}{l} \alpha_j = \alpha_{j-1} + f_j g_j \quad (\text{スカラー}) \\ \lambda_j = f_j / \alpha_{j-1} \quad (\text{スカラー}) \\ d'_j = d_j \alpha_{j-1} / \alpha_j \quad (\text{スカラー}) \\ \vec{u}'_j = \vec{u}_j - \lambda_j \vec{K}_{j-1} \quad (6 \times 1 \text{ 行列}) \\ \vec{K}_j = \vec{K}_{j-1} + g_j \vec{u}'_j \quad (6 \times 1 \text{ 行列}) \end{array} \right. \\ \vec{K} = \vec{K}_6 / \alpha_6 \\ \vec{\varepsilon}_i = \vec{\varepsilon}_{i-1} + \vec{K} (\zeta_i - \vec{h}_i^T \vec{\varepsilon}_{i-1}) \end{array} \right. \quad (4.90)$$

上記の処理を行った最終結果が状態ベクトルの推定値となる。従って、

$$\hat{\vec{\varepsilon}} = \vec{\varepsilon}_{2N} \quad (4.91)$$

なお、(4.90)式で示される U-D 分解法における観測更新処理がもとのカルマンフィルタの観測更新処理と等価であることの証明については、参考文献 [15] に詳しく述べてある。

(e) 推定量のアップデート処理

カルマンフィルタの処理により、(4.91)式で得られた姿勢の推定誤差角 $\hat{\varepsilon}_\theta$ 、衛星座標系でのジャイロバイアスレートの推定誤差 $\hat{\varepsilon}_{\omega_d}$ により、姿勢伝播により求められたオイラーパラメータ、ジャイロバイアスレートを以下に示す式で更新する。ここで、更新前のオイラーパラメータ、ジャイロバイアスレートをそれぞれ $\vec{q}, \vec{\omega}_d$ 、更新後を $\vec{q}', \vec{\omega}'_d$ とする。

$$\vec{q}' = \vec{q} + \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & \hat{\varepsilon}_{\theta z} & -\hat{\varepsilon}_{\theta y} & \hat{\varepsilon}_{\theta x} \\ -\hat{\varepsilon}_{\theta z} & 0 & \hat{\varepsilon}_{\theta x} & \hat{\varepsilon}_{\theta y} \\ \hat{\varepsilon}_{\theta y} & -\hat{\varepsilon}_{\theta x} & 0 & \hat{\varepsilon}_{\theta z} \\ -\hat{\varepsilon}_{\theta x} & -\hat{\varepsilon}_{\theta y} & -\hat{\varepsilon}_{\theta z} & 0 \end{pmatrix} \vec{q} \quad (4.92)$$

$$\vec{\omega}'_d = \vec{\omega}_d + \begin{pmatrix} \hat{\varepsilon}_{\omega_d x} \\ \hat{\varepsilon}_{\omega_d y} \\ \hat{\varepsilon}_{\omega_d z} \end{pmatrix} \quad (4.93)$$

(f) UD 行列初期化

U-D 分解法を用いてカルマンフィルタの演算を行う上では、UD 行列の初期値を与えることが必要であるが、これを次のように与えることにした。

$$U = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & u_x = 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & u_y = 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & u_z = 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.94)$$

$$D = \begin{pmatrix} d_{1x} = \sigma_{\theta 0x}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & d_{1y} = \sigma_{\theta 0y}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & d_{1z} = \sigma_{\theta 0z}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & d_{2x} = \sigma_{\omega_d 0x}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & d_{2y} = \sigma_{\omega_d 0y}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_{2z} = \sigma_{\omega_d 0z}^2 \end{pmatrix} \quad (4.95)$$

これは、 $P = UDU^T$ で表される状態変数の共分散行列が対角成分のみとなる状態であり、互いに統計的に独立と仮定した各状態変数の分散の初期値を与えていることになる。すなわち、D 行列の要素は以下の意味となる。

- $|\sigma_{\theta 0}|^2$: 姿勢推定誤差共分散の初期値
- $|\sigma_{\omega_d 0}|^2$: ジャイロバイアスレート推定誤差共分散の初期値

この初期値およびセンサ雑音共分散行列の値は、カルマンフィルタの収束の状態(様子)を変化させる要因となるパラメータであり、地上における設計時にシミュレーションで様子を見て適した値を選定した。ま

た、「あすか」では軌道上における動作を確認し、より適した動作とするために、打ち上げ後に軌道上でこれらのパラメータの変更を行った。

このUD行列の初期化、すなわちカルマンフィルタのリセットは、以下の場合に行うものとした。

- (a) 初期化コマンドで指定した場合。
- (b) 観測残差が予め設定した最大許容値を連続して3回以上越えた場合。
- (c) 粗制御モード中(これは、次に精制御モードが始まった時にカルマンフィルタを初期状態からスタートさせるために、粗制御モード中は姿勢更新処理を行わず、UD行列初期化処理のみを実施するためである)。

(3) 恒星同定

「あすか」では、目標姿勢から推定してSTTのトラックウィンドウ(コマンドにて各STT視野内に最大数3個まで設定できる)に入るはずの恒星を恒星カタログから地上で決定し、トラックウィンドウと対応する恒星の方向単位ベクトル(カタログ値)をコマンドにて設定することによって、軌道上では恒星同定を行う機能を持たせていなかった。しかし、地上カタログと実際の星の光強度の違いなどから、指示した星をトラックウィンドウが追尾できない状況が時々発生した。

そのため、「ASTRO-E」では1観測姿勢毎に1STT視野に入るはずのカタログ星を15個まで設定できるようにし、STTによる計測から得られたデータを用いて軌道上で恒星同定処理を行う機能を持たせ、また同定に成功した星の中から最大3個までトラック星を選べるようにした。この方法により、カタログ星に正しく対応したトラック星の位置データ(明るさのデータは同定に使用していない)が得られ、観測更新処理の精度向上が期待できる。

ここでは、「ASTRO-E」における星同定処理について述べる。星同定方法としては、カタログ星の離角データと観測星の離角データによる離角マッチング法を用いる。離角マッチングにより基準となる星が2個選択できたら、TRIAD法(参考文献[6]などを参照)により観測座標系と慣性座標系の変換行列を求め、他の星データを用いてカタログとのマッチングを行う。

星同定処理の全体の流れを図4-31に示す。

以下、図4-31の各処理について説明する。

(処理1) カタログ離角テーブルの計算

地上コマンドにより与えられた“カタログ星”全てのペアについて離角テーブルを作成する。離角テーブルはカタログ星のペア番号で参照できるようにする。離角テーブル値は、離角感度を上げるため、離角の正弦値の二乗に相当する二つの方向ベクトルの外積の絶対値の二乗とする。

$$\text{離角テーブル値 } \alpha_{cat} = \text{外積の絶対値の2乗} (= \sin^2 \theta_{cat}) \quad (4.96)$$

また、離角判定処理を高速化するためにこのテーブルを適当な幅で区分し、どの区分に所属するかを区分データとして求めておく。「ASTRO-E」では、この区分の間隔のノミナル値を 4×10^{-4} としたので、区分の位置は次のように求められる。

$$\text{区分データ } P_{cat} = (\text{integer}) \left(\frac{\alpha_{cat}}{4 \times 10^{-4}} \right) + 1 \quad (4.97)$$

ここで、 $(\text{integer})(\)$ とは、括弧内の数値の小数点一桁目を切り捨てて整数化する処理のことを意味する。本処理は、マヌーバ開始指示により目標姿勢が更新された時に実行しておく。

以下の処理は、STTが出力する星像のセントロイドデータが得られる毎に星同定が成功するまで実行される。

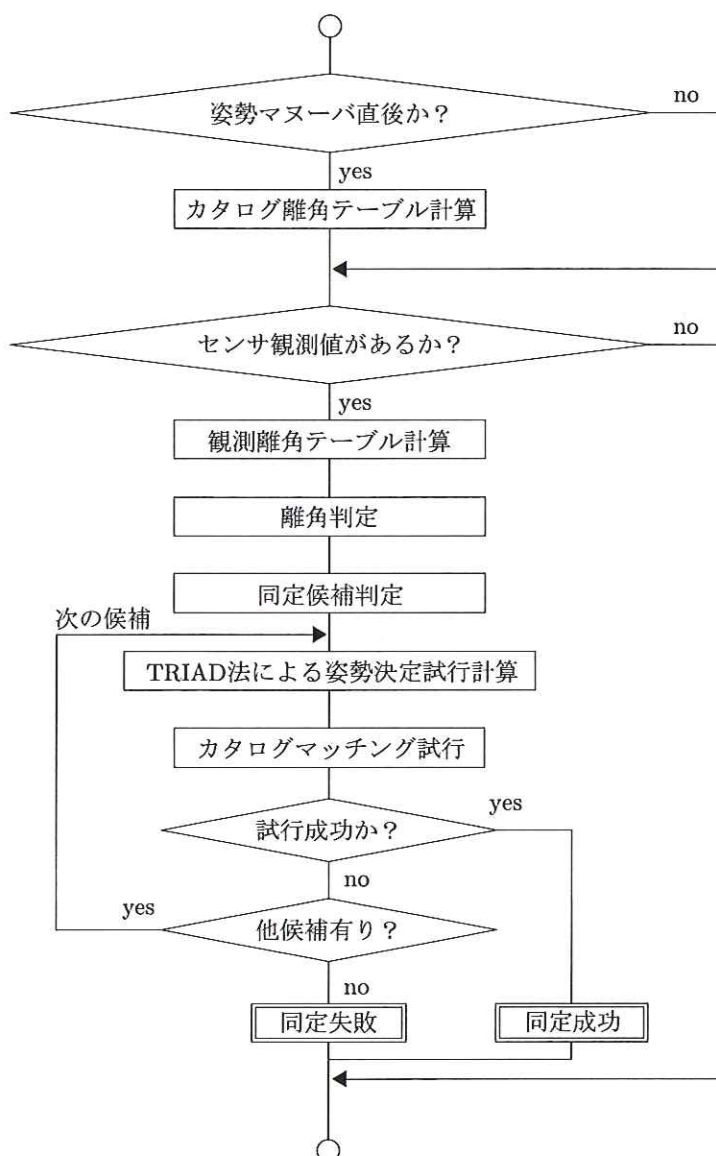


図 4-31 恒星同定処理の流れ

(処理 2) 観測離角テーブルの計算

“観測星” 全てのペアについて離角テーブルを作成する。離角テーブルは後の処理のために観測星のペア番号で参照できるようにする。離角テーブル値と区分データについてはカタログ離角テーブルと同様に以下の通りとする。

$$\text{離角テーブル値 } \alpha_{obs} = \text{外積の絶対値の二乗} (= \sin^2 \theta_{obs}) \quad (4.98)$$

$$\text{区分データ } P_{obs} = (\text{integer}) \left(\frac{\alpha_{obs}}{4 \times 10^{-4}} \right) + 1 \quad (4.99)$$

ただし、観測区分データは観測星ペア番号から参照する形で覚えておくのではなく、後の処理で検索を高速に出来るように、観測区分データから逆に観測星ペア番号が参照できるような形で覚えておくようにする。

(処理 3) 離角判定

全ての“カタログ星ペア”それぞれに対して、離角が以下の関係となる全ての“観測星ペア”を探し出す。カタログ星には地上からのコマンドの際に優先順位を付けることにしており、この優先順位の高い星を含むペアから本処理を始める。優先順位は、姿勢決定に使うより精度が高くなるような組み合わせ（つまりより確実にSTT視野内で検出されると予測される星で、なおかつ離角のより大きい組み合わせ）の星が優先順位高位になるように、地上で決めることにしている。

$$(\alpha_{cat} - \alpha_{obs})^2 < 4\theta_\epsilon^2 \alpha_{cat} \quad (4.100)$$

θ_ϵ : 許容離角（「ASTRO-E」では0.01degをノミナル値とした）

探索の対象とする観測星ペアは、カタログ星ペアの区分データと同じ区分データ、一つ大きい区分データ、一つ小さい区分データの三箇所所属するペアとする。

(処理 4) 同定候補星の選定

優先順位の高位順にカタログ星を選び、この選んだカタログ星が所属するすべてのカタログ星ペアに対して、離角判定で合格した観測星ペアを求め、それぞれの星に1票の得点を与える。その結果、最も多い得点の観測星番号の星を、そのカタログ星に対応する星の候補とする。ただし、最大得点の観測星が複数存在する場合は、その全てを候補とする。しかしこの場合、複数個残った観測星同士が閾値として定めた角度よりも近く接近している場合は、この後の処理でも区別が不可能であるため、このカタログ星に対応する観測星は無かったものと扱う。

(処理 5) TRIAD 法による姿勢決定試行計算

(処理 4) で、対応する観測星候補を持つカタログ星が二個得られたら、その二個のカタログ星（慣性系表示）と、それぞれのカタログの同定候補観測星（STT 単体座標系表示）を用いて、TRIAD 法で座標変換行列を求める。

TRIAD 法は、異なる座標系（すなわち、慣性座標系と観測座標系）における2つの観測対象の方向ベクトルが得られた場合に、その座標系を関連づける座標変換行列を求める手法である。詳細は、参考文献 [6] などを参照のこと。

(処理 6) カタログマッチングの試行

(処理 5) で得られた座標変換行列を用いて、残りの全てのカタログ星方向ベクトルをSTT 単体座標系表示に変換する。変換後のカタログ星と観測星のなす離角が許容離角 (0.01deg をノミナルとして採用) 以下となる観測星を探す。そのような観測星が一つだけ存在する時、そのカタログ星と観測星はマッチしたと定義する [19]。

マッチした星の数が TRIAD 法に使用したカタログ星以外で二つ (ノミナル値) 以上の時、あるいは、カタログ星の総数が3個の場合には残りの一つがマッチした場合、星同定が成功したとし、TRIAD 法に使用した星同士、マッチした星同士が対応する星と考えることにする。

同定が成功しなかった場合には、(処理 4) で得られた候補がまだ残っていれば(処理 5) を続け、そうでない場合には、次に優先順位の高い星を用いて(処理 3) から繰り返す。

すべてのカタログ星について上記処理を繰り返しても同定に成功しない場合には、この回の星同定処理は失敗と判断し、STT データを無効とする。

4.4.2 マヌーバ制御系

(1) 「あすか」の場合

「定常運用時制御モード」における“定常制御系”の中で“マヌーバ制御系”が占める役割について、まず、図4-28を参照されたい。

マヌーバ制御系では、姿勢決定系からのオイラーパラメータ(現在姿勢)と地上局からのコマンドにより指定される目標姿勢オイラーパラメータからそれら間の変換行列を計算し、その変換行列からオイラー軸、およびオイラー軸回りのマヌーバ角を決定する。

マヌーバ制御系は、現在姿勢から目標姿勢へのマヌーバ角の大きさにより次の2つの制御モードを有する。

- ・精制御モード
- ・粗制御モード

精制御モードにおいては、目標姿勢と現在姿勢が近いために、実効的な姿勢マヌーバ動作指令器としての本制御系の役割は目立たないが、精制御モードの姿勢指向制御中においてもマヌーバ制御系は絶えず動作している。コマンドによって目標姿勢の変更が指示され、現在姿勢と目標姿勢の間に差が生じて粗制御モードとなったときに、実効的なマヌーバ動作として見えることになる。

ポインティング制御系はマヌーバ制御系によって指示されたマヌーバ角速度で姿勢変更を開始する。マヌーバ制御系は、1秒おきにマヌーバ角速度の更新を行う。これにより、最終的には機上での姿勢決定精度で目標姿勢を捕捉することが可能となる。マヌーバ動作途中でマヌーバ中止コマンドを与えると、目標姿勢は強制的にコマンドを受け取った時点での姿勢に書き換えられて、衛星はその時点での姿勢を保持する。

マヌーバ制御系が指示するマヌーバ角速度の決定法について以下に説明する。

(処理1) 現在姿勢から目標姿勢への座標変換行列の計算

慣性座標系から現在姿勢衛星座標系(姿勢決定座標系)への変換行列を ${}_A T_I$ 、慣性座標系から目標姿勢衛星座標系への変換行列を ${}_T T_I$ 、現在姿勢衛星座標系から目標姿勢衛星座標系への変換行列を ${}_T T_A$ としたとき、それぞれの関係は図4-32の様に表される。

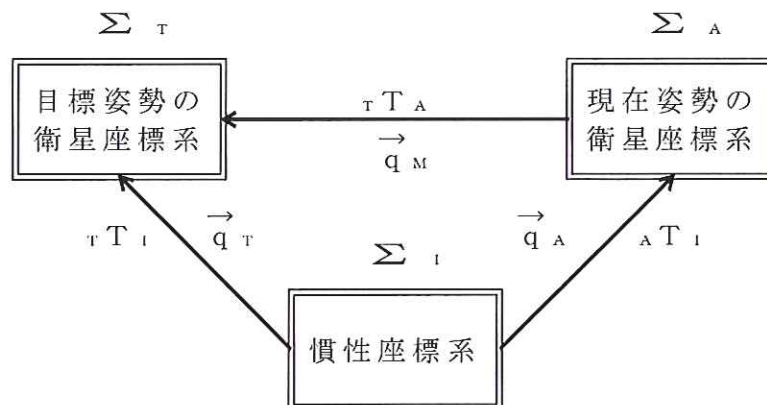


図4-32 姿勢マヌーバ前後の座標系の関係

図4-32からも分かるように、行列 ${}_T T_A$ は次のように書ける。

$${}_T T_A = {}_T T_I {}_A T_I^{-1} \quad (4.101)$$

ここで、 ${}_A T_I$ は姿勢決定系により与えられ、 ${}_T T_I$ は地上からのコマンドにより与えられる。

(処理 2) オイラー軸方向の決定

(処理 1) で求めた行列 ${}_T T_A$ を用いることにより、二つの座標系 Σ_A と Σ_T の間のオイラー回転軸の方向を求めることができる。行列 ${}_T T_A$ の成分を、

$${}_T T_A = \begin{pmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{pmatrix} \quad (4.102)$$

とすると、オイラー回転軸方向を示すベクトル \vec{e} (回転の固有ベクトル) は (Σ_A および Σ_T 座標系で共に) 次のように表現できる。

$$\vec{e} = \begin{pmatrix} T_{23} - T_{32} \\ T_{31} - T_{13} \\ T_{12} - T_{21} \end{pmatrix} \quad (4.103)$$

この固有ベクトル \vec{e} はまだ正規化されておらず、その絶対値は 1 ではなく次のようになる。

$$|\vec{e}| = 2 \sin \Phi \quad (4.104)$$

ここで、 $\Phi (0 \leq \Phi \leq \pi)$ は二つの座標系 Σ_A, Σ_T 間のオイラー回転軸回りの回転角の大きさを表し、本マヌーバ制御系で採用する方式における姿勢マヌーバ角そのものである。

(4.104) 式より分かるように、 Φ が 180deg になると \vec{e} の絶対値が 0 となり、オイラー軸方向を求めることが出来なくなる。しかし、「あすか」の場合、180deg の姿勢マヌーバが可能であるのは衛星 Y 軸近傍の軸がオイラー回転軸に選ばれた時である。そこで姿勢マヌーバ角が 180deg 近い場合には、近似的なオイラー軸方向ベクトルとして衛星+Y 軸を採用することにする。すなわち、

$$\vec{e} = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{姿勢マヌーバ角が } 180 \text{ deg 付近の場合}) \quad (4.105)$$

とする。

なお、(4.104) 式では一般にベクトル \vec{e} の絶対値は 1 ではないことを示したが、(4.105) 式では絶対値 1 のベクトルを採用しているが、これは次の処理で示すように問題を生じない。すなわち、ベクトル \vec{e} の絶対値を制御に用いているのは姿勢マヌーバ角が 90deg 以下の時であり、それより大きく離れている間はオイラー軸回りに一定レートで回転するように目標角速度を設定するため、ベクトル \vec{e} の絶対値は意味を持たないからである。

(処理 3) マヌーバ角速度の計算

マヌーバ角速度を、現在姿勢から目標姿勢への姿勢マヌーバ角の大きさ Φ に依存して以下のように与えるものとする。

■ $\Phi \leq 90 \text{ deg}$ の時

$|\vec{e}|$ に比例した大きさのマヌーバ角速度を与えることを基本的考え方とする。

■ $90 \text{ deg} < \Phi \leq 180 \text{ deg}$ の時

一定の大きさ $\omega_{r_{max}}$ のマヌーバ角速度を与える。

ここで $\omega_{r_{max}}$ は、衛星角速度情報を得るためのセンサ (ジャイロ) のダイナミックレンジやホイールの最大発生トルクの大きさなどにより定められるもので、「あすか」では IRU の検出角速度上限が 0.32deg/sec に対して余裕を持たせたミッション要求値としての $\omega_{r_{max}} = 0.2 \text{ deg/sec}$ としている。

マヌーバ角速度の具体的決め方につき敷衍する。行列 ${}_T T_A$ のトレース $\text{trace}({}_T T_A)$ の値は Φ の関数であり、次のように表現できる。

$$\text{trace}({}_T T_A) = 1 + 2 \cos \Phi \quad (4.106)$$

従って、前述の姿勢マヌーバ角 Φ による場合分けは、 $\text{trace}({}_T T_A)$ の値による場合分けに置き換えることができる。そこで、姿勢マヌーバの目標角速度 $\vec{\omega}_r$ を、次のように決めることとした。

(a) $\text{trace}({}_T T_A) \geq 1$ の時 (すなわち、 $\Phi \leq 90 \text{ deg}$ の時)

$$\vec{\omega}_r = \omega_M \vec{e} \quad (4.107)$$

ただし、 $\omega_M |e| \geq \omega_{r_{max}}$ の時は、

$$\vec{\omega}_r = \omega_{r_{max}} \frac{\vec{e}}{|e|} \quad (4.108)$$

とする。

ここで、 ω_M は粗制御モード時と精制御モード時では異なる値を持たせる係数であり、粗制御モード時はミッション要求範囲内であるべく速くマヌーバできるように大きな一定値を、精制御モード時は姿勢安定度のミッション要求を満たすような小さな値で現在姿勢と目標姿勢の間でなす角度に比例した値をとる。

(b) $\text{trace}({}_T T_A) < 1$ の時 (すなわち、 $\Phi > 90 \text{ deg}$ の時)

$$\vec{\omega}_r = \omega_{r_{max}} \frac{\vec{e}}{|e|} \quad (4.109)$$

すなわち、この場合は (4.108) 式と同じ条件とする。

(処理 4) マヌーバ精・粗制御モード切り換え条件

マヌーバ制御系は、先に述べたようにマヌーバ角の大きさにより精モードと粗モードの二つの制御モードがある。これらの制御モードは、以下のようなヒステリシスを持った条件で切り換えられる。具体的数値は、数値シミュレーションの結果等に基づいて決定した。

■粗モードから精モードへの切り換え条件

- ・現在姿勢から目標姿勢へのマヌーバ角が 0.02deg 以下となったとき

■精モードから粗モードへの切り換え条件

- ・現在姿勢から目標姿勢へのマヌーバ角が 0.4deg 以上となったとき

(2) 「ASTRO-E」の場合 [20]

「ASTRO-E」のマヌーバ制御系は基本的には「あすか」と同様であるが、衛星の慣性モーメントに対してホイール発生トルクが小さいこと、及び、「あすか」よりも大きな姿勢外乱に対処するために衛星のバイ

アス角運動量大きいことを考慮して、粗制御モードにおけるマヌーバ角速度計算方式を変更した。すなわち、大角度マヌーバはマヌーバに先立ち目標角速度の時間的プロファイルを作成し、これを目標基準入力としてフィードバック制御を行う。

以下に、「あすか」との相違点について述べる。

(a) 制御モード

マヌーバ制御系は、現在姿勢から目標姿勢へのマヌーバ角の大きさにより精と粗の2つの制御モードを有する。この点は「あすか」と同様であるが、「ASTRO-E」ではさらに粗制御モードを以下の2つのモードに分けた。

・粗1制御モード

マヌーバコマンド、または、精粗判別で精から粗に移行した時に働き、まず目標衛星角速度を0としてレートダンプ制御を指令する。粗2制御モードへの移行条件が満たされると、自動的に粗2制御モードへ移行する。

・粗2制御モード

本モードへの移行直後の現在姿勢と与えられた目標姿勢から目標衛星角速度の計画を計算により立案し、以降はこの計画に従って角速度制御を指令する。

(b) 目標角速度計算方法

目標角速度は、「あすか」と同様にして求めたオイラー回転軸ベクトルと目標角速度絶対値 ω_r により次のようにして計算する。

$$\vec{\omega}_r = \omega_r \frac{\vec{e}}{|\vec{e}|} \quad (4.110)$$

ここで、 ω_r の決定法は以下の通りである：

精制御モード時は「あすか」と全く同じ方法で目標角速度を求める。

粗1制御モード時は、オイラー回転軸ベクトルとは無関係に常に目標角速度はゼロベクトルとする。

粗2制御モード時は、(4.110)式の ω_r は、次に示すような方法で粗2モードへの移行直後に計画を立てる。

すなわち、粗2制御モード移行直後の姿勢と目標姿勢の間の回転角の大きさによって、二つのタイプ(「台形型」と「三角形型」)に分かれる。これは、姿勢センサなどの制限によって姿勢マヌーバレートの上限($\omega_{r,max}$)が決められていることに起因する。角速度の上昇・下降の傾き(角加速度 α)は、ホイール系で安定に発生できる上限のトルクで決めている。すると、一定角加速度 α で加速して行ったとして、回転角がマヌーバすべき角度の半分の値になった時点のオイラー回転軸回りの角速度が上限 $\omega_{r,max}$ を越える場合は「台形型」に、越えない場合は「三角形型」になる。以下に、この目標角速度の決め方を示す。

(i) 型の決定

「あすか」と同様に、姿勢マヌーバ開始時点の衛星姿勢から(地上コマンドで与えた)目標姿勢への姿勢マヌーバ回転角 Φ と、オイラー回転軸ベクトル \vec{e} を求める。オイラー回転軸回りの角加速度 α と、オイラー回転軸回りの角速度上限 $\omega_{r,max}$ が与えられているものとする。すると、オイラー回転軸ベクトル回り

の衛星角速度がゼロの状態から一定角加速度 α で加速し始め、姿勢回転角が $\Phi/2$ になるまでの時間 t_{half} は、次のように求められる。

$$\frac{\Phi}{2} = \frac{1}{2} \alpha t_{half}^2 \quad \therefore t_{half} = \sqrt{\frac{\Phi}{\alpha}} \quad (4.111)$$

この時のオイラー回転軸ベクトル回りの衛星角速度 ω_{half} は、次のようになる。

$$\omega_{half} = \alpha t_{half} = \sqrt{\alpha \Phi} \quad (4.112)$$

(4.112) 式から得られた ω_{half} の大きさによって、次のように型が決定される。

$$\begin{cases} \omega_{half} > \omega_{r,max} \text{ の時、 「台形型」} \\ \omega_{half} \leq \omega_{r,max} \text{ の時、 「三角形型」} \end{cases} \quad (4.113)$$

(ii) 「台形型」の場合

この型の目標角速度は図 4-33 のような形となる。

マヌーバ角速度

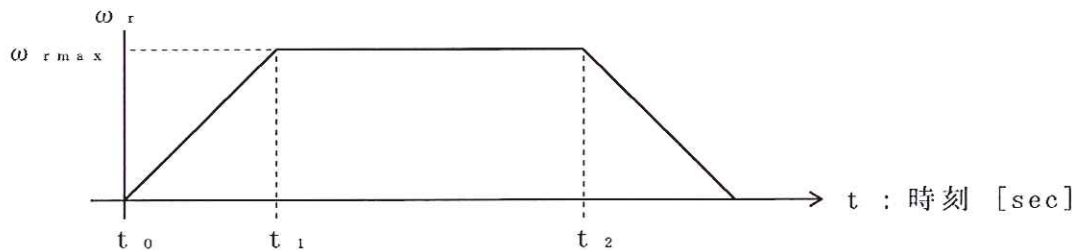


図 4-33 台形型の目標角速度

- t_0 : 粗1モードから粗2モードへ移行した時刻
- t_1 : 角速度加速から角速度一定スリューに変化する時刻
- t_2 : 角速度減速開始時刻
- $\omega_{r,max}$: 0.2 deg/sec

ここで、時刻 t_1, t_2 はそれぞれ、時刻 t_0 を基準として次のように与えられる。

$$t_1 = \frac{\omega_{r,max}}{\alpha} + t_0 \quad (4.114)$$

$$t_2 = \frac{\Phi}{\omega_{r,max}} + t_0 \quad (4.115)$$

この時、次の式のように目標角速度を決めることができる。

・ $t < t_1$ の時

$$\omega_r = \alpha \times t \quad (4.116)$$

・ $t_1 \leq t < t_2$ の時

$$\omega_r = \omega_{r,max} \quad (4.117)$$

・ $t \geq t_2$ の時

$$\omega_r = \omega_{r,max} - \alpha \times (t - t_2) \quad (4.118)$$

ただし、角速度の計画を立てた以降の誤差の積み重ねによる目標姿勢とのずれを補償するために、シミュレーション等の検討によって決めた適切な小さな値を $\omega_{r_{min}}$ として、 $\omega_r < \omega_{r_{min}}$ の時は、

$$\omega_r = \omega_{r_{min}} \quad (4.119)$$

とすることにした。

(iii) 「三角形型」の場合

この型の目標角速度は図4-34のような形となる。

マヌーバ角速度

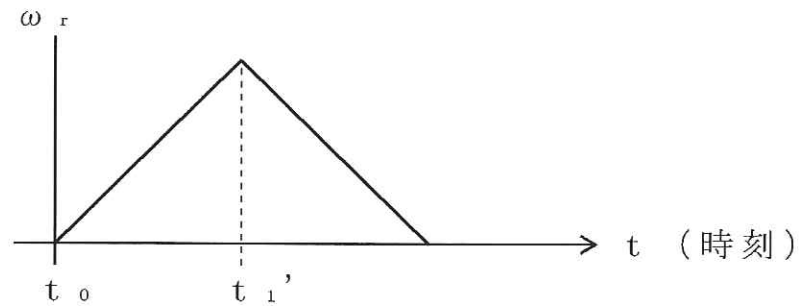


図 4-34 三角形の目標角速度

t_0 : 粗1モードから粗2モードへ移行した時刻

t_1' : 角速度減速開始時刻

ここで、時刻 t_1' は、時刻 t_0 を基準として次のように与えられる。

$$t_1' = \sqrt{\frac{\Phi}{\alpha}} + t_0 \quad (4.120)$$

この場合も台形型とほぼ同様にして次のように目標角速度を決めることができる。

・ $t < t_1'$ の時

$$\omega_r = \alpha \times t \quad (4.121)$$

・ $t \geq t_1'$ の時

$$\omega_r = \alpha \times (2 \times t_1' - t) \quad (4.122)$$

ただし、 $\omega_r < \omega_{r_{min}}$ の時は、

$$\omega_r = \omega_{r_{min}} \quad (4.123)$$

とする。

(c) マヌーバ制御モード切り換え条件

マヌーバ制御系のモード遷移図を図4-35に示す。

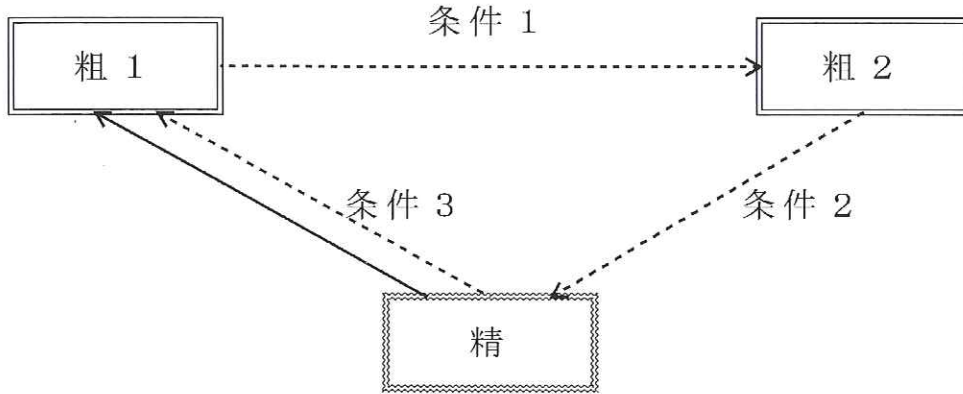


図 4-35 マヌーバ制御系モード遷移図

図に点線にて示した条件は以下の通りである。

- 条件 1 : 衛星角速度絶対値が 0.01deg/sec 以下で、かつ、有効なホイールすべての回転数と目標回転数の差が 2rpm 以下の時
 - 条件 2 : 現在姿勢から目標姿勢への姿勢マヌーバ角が 0.01deg 以下の時
 - 条件 3 : 現在姿勢から目標姿勢への姿勢マヌーバ角が 0.4deg 以上の時
- また実線はコマンドによる移行が可能であることを意味する。

4.4.3 ポインティング制御系

“ポインティング制御系”は、定常制御時の慣性空間固定姿勢安定制御である“姿勢ポインティング動作”時、及び“姿勢変更マヌーバ動作時”のいずれの場合にも機能し、“マヌーバ制御系”で指示された角速度を目標値とし、ホイールに対して制御指示を出す。

“ポインティング制御系”は、図 4-36 に示すように、「制御トルク決定部」、「ホイール数学モデル」、「ホイールデジタルタコループ制御部」、「ホイール周期計測部」で構成される。

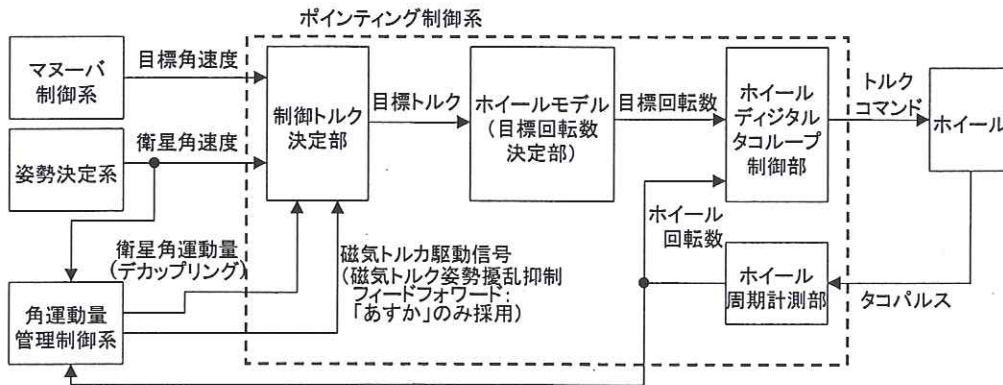
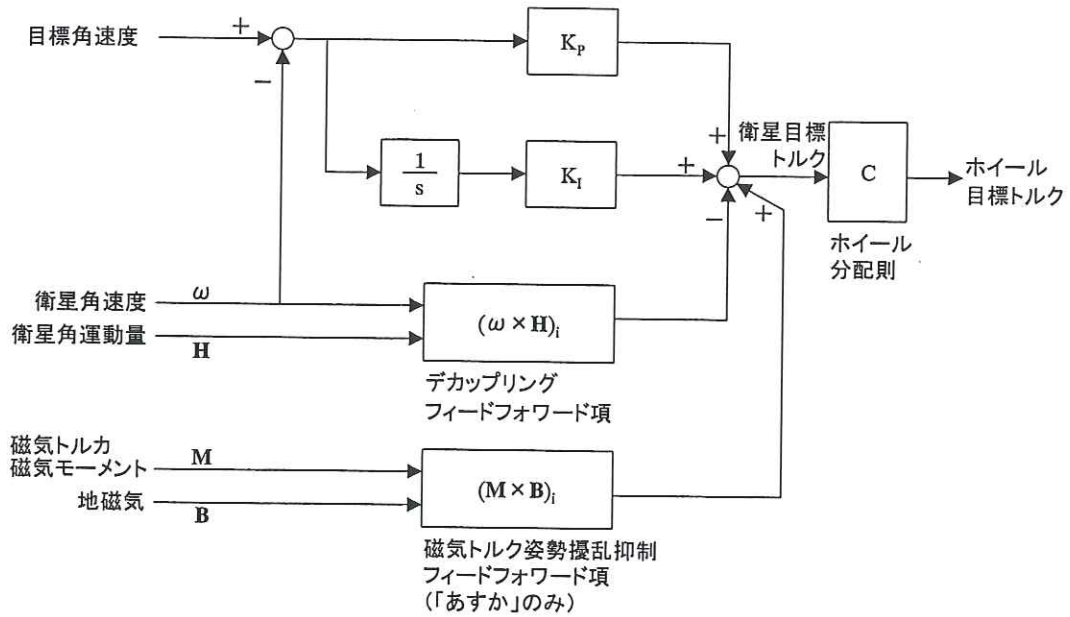


図 4-36 ポインティング制御系構成概要

「制御トルク決定部」は、古典的な PID 制御手法を用いて設計を行った。そのブロック図を図 4-37 に示す。このブロック図だけを見ると、衛星角速度を目標値とする PI 制御系の形となっている。すなわち、図 4-37 より、角速度制御誤差値の入力から衛星目標トルクまでの制御則の伝達関数 G は、目標角速度を ω_0 、衛星角速度を ω とすると次のように書ける。(デカップリングフィードフォワード項は微小であるた



め、ここでは無視している。) 図 4-37 制御トルク決定部ブロック図

$$G = K_P + \frac{K_I}{s} \quad (4.124)$$

この伝達関数は、制御ゲイン (K_P, K_I) の値は衛星三軸成分の間で異なるが、三軸ともその形は同じである。また制御ゲインは、同じ軸に対しても、姿勢ポインティング制御時と姿勢変更マヌーバ時で変えている。しかし、精制御モードにおいては、マヌーバ制御系も含めて考えると制御目標は衛星角速度ではなく衛星姿勢角と言うことができ、全体としては PID 制御系と見なすことができる。すなわち、目標角速度は精制御モードでは目標姿勢に対する制御誤差角の比例倍 (K_f 倍) としているため、制御誤差角から衛星目標トルクまでの制御則の伝達関数 H は、次のように書くことができる。

$$H = \left(K_P + \frac{K_I}{s} \right) (-K_f - s) = -(K_P K_f + K_I) - \frac{K_I K_f}{s} - K_P s \quad (4.125)$$

(4.125) 式より、伝達関数は入力値の比例項・積分項・微分項から成り立っていることが分かる。

図 4-37 の二つの制御ゲイン K_P, K_I は、前述の通り、慣性指向姿勢ポインティング動作時と姿勢変更マヌーバ動作時では異なる値として設計している。(ポインティング時の制御モードを精制御モード、姿勢マヌーバ時の制御モードを粗制御モードと呼んでいる。) 特に姿勢変更マヌーバ時には安定で高速な姿勢変更を目指して K_I をゼロにし、単純なレートフィードバック制御にしている。

この“ポインティング制御系”に限らず、制御ゲインは Bode 線図などを用いた安定解析の手法や数値シミュレーションを用いて適切な値を選定している。Bode 線図などを用いた安定解析は、制御系の制御余裕などを調べる場合に適しており、適切な制御ゲインを設計することができる。しかしながら、この手法による安定解析では制御系を線形と見なせる定常状態近傍における動作安定性を調べることは出来るが、姿勢マヌーバのような非線型性が顕著に現れる動作や、制御系の動的特性を調べるような場合には、数値シミュレーションによって時間的狀態変化の様子を調べるのがよい。従って、実際の設計に当たってはこれらを適切に組み合わせて使用している。

近年の制御設計手法によれば、複数入力・複数出力系 (MIMO) に対して安定解析などの設計手法を適用できるようになってきているが、「あすか」や「ASTRO-E」では、古典的な一入力・一出力系 (SISO) として安定解析を実施した。すなわち、対象とする系では衛星三軸の運動や制御入出力が結合するため、厳密には MIMO 系であるが、各一軸のみに着目した SISO 系と見なして安定解析を実行した。図 4-38 はその一例であり、「ASTRO-E」の“ポインティング制御”の X 軸制御の安定性を示した Bode 線図である。こ

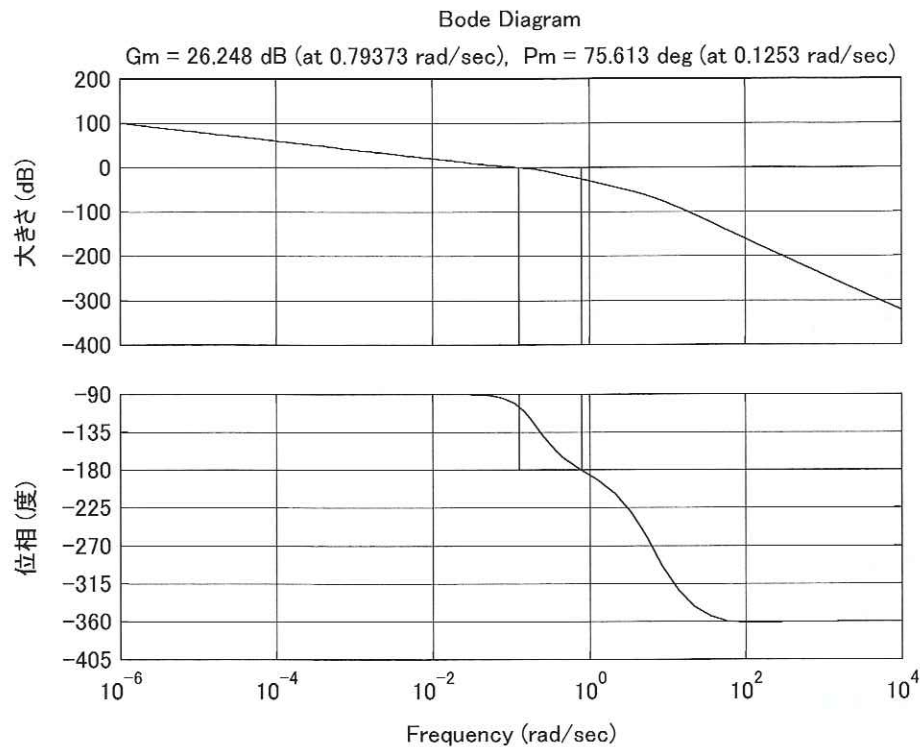


図 4-38 ポインティング制御系の安定解析例

の例は、最終的に採用した制御ゲインの場合であるが、ゲイン余裕も位相余裕も十分にあり、安定であることが分かる。なお、図 4-39 は、図 4-38 の結果を得るための設計時に使用した“ポインティング制御系”のブロック図であり、X 軸を着目するために系を X 成分の制御誤差角入力で開いている図である。

“ポインティング制御系”は、「あすか」と「ASTRO-E」の衛星慣性特性や要求精度に応じて制御ゲイン値を変えている点と、次に述べる点以外は、二つの衛星ともに以上に示した同じ方式としている。すなわち、次項に示すように、両衛星ともに“角運動量管理制御”を磁気トルカ (MTQ) を用いて実行するが、「あすか」では MTQ をバングバング駆動する方式であるため、駆動時に衛星姿勢に対して擾乱を発生する原因となる。そのため、“角運動量管理制御”によって駆動指示をする磁気モーメントベクトル \vec{M} と、地磁場センサ (GAS) によって検出される地磁場 \vec{B} から、 $\vec{M} \times \vec{B}$ によって擾乱トルクの予測計算をする。この値を、図 4-37 の「デカップリングフィードフォワード項」と同様に制御則トルク値から差し引いたものを衛星目標トルクとしている。

この磁気制御による擾乱トルクのフィードフォワード補償は、「ASTRO-E」では実施していない。それは、「ASTRO-E」では姿勢擾乱源を少なくして姿勢制御精度を向上させる目的で、MTQ を時間的にはほぼ連続的に線形駆動する方式を採用しているからである。MTQ を線形駆動することにより、MTQ 駆動電流の変化量は「あすか」のようなバングバング駆動に比べて微小となり、MTQ 駆動による姿勢擾乱量が無視できるからである。

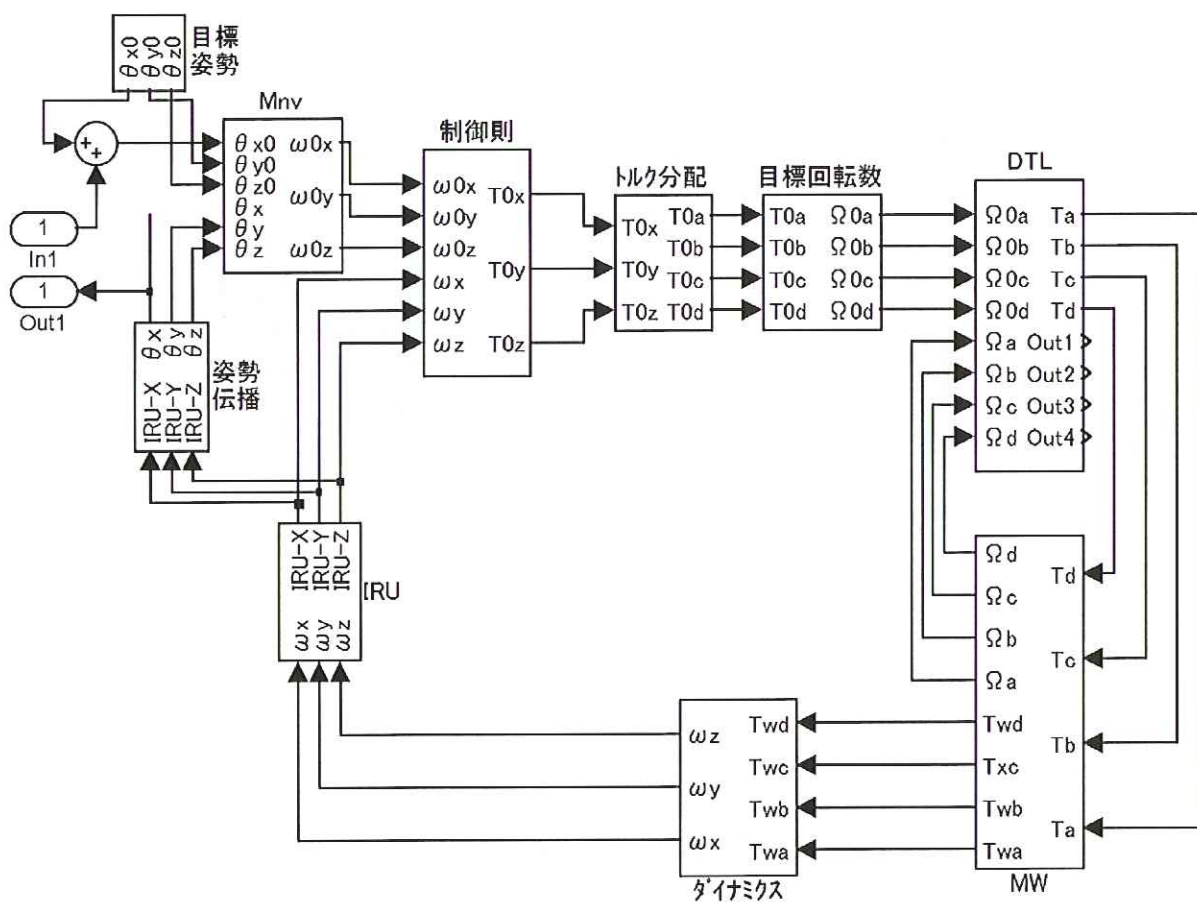


図 4-39 図 4-38 を出力した時に使用した制御ブロック図

4.4.4 角運動量管理制御系

磁気角運動量制御の目的は、ホイール系が担う衛星全角運動量の大きさをほぼ一定に保つことによって、姿勢変更制御の操作性を適切に保証するとともに、角運動量方向を太陽方向に一致するように管理することによって、異常時のセーフホールド制御への移行条件を常に維持することである。「あすか」では目標角運動量は7.5Nmsに、「ASTRO-E」では40Nmsとしている。

「あすか」の磁気角運動量制御系動作(周期的)は大きく2つの領域に分けられる。第一は地磁気計測期間で、この間はすべての磁気トルカの駆動を停止している。これにより、地磁気センサに磁気トルカのバイアス成分が検出されないようにして、制御則に誤動作が起きないようにしている。地磁気センサ出力はX,Y,Zともほとんど同時にサンプルされた後、続く磁気制御則計算の期間に入る。この期間は、磁気制御則の計算を行い、次の磁気制御周期にて実行する磁気トルカ駆動極性および駆動時間幅の計画をする。一方、磁気制御則の計算をしているこの期間は、前回に決定された磁気トルカ駆動計画に従った磁気トルカの駆動も並行して実施している。これら磁気制御は周期32secで繰り返され、この周期内の駆動時間幅を制御則に従って変化させる。これにより、MDRVによるMTQの駆動はバングバング駆動方式であるにも関わらず、一定量ではなく、必要な磁気モーメントを時間平均的に発生することになる。

図4-40は、「あすか」“角運動量管理制御系”のブロック図である。これは、図4-27に示した「ASTRO-E」の“定常立ち上げ制御系”の中の“角運動量管理制御”と全く同じ形のものである。従って、その内容も同様であり、本制御に関する説明は4.3.2(2)項を参照されたい。

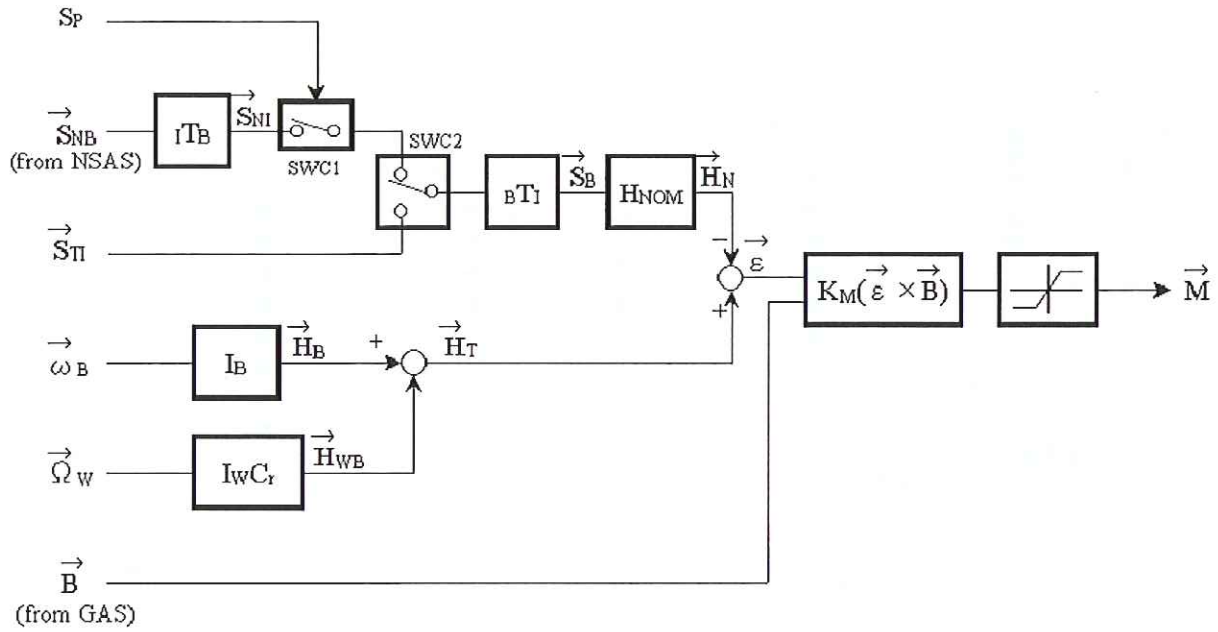


図 4-40 「あすか」角運動量管理制御系ブロック図

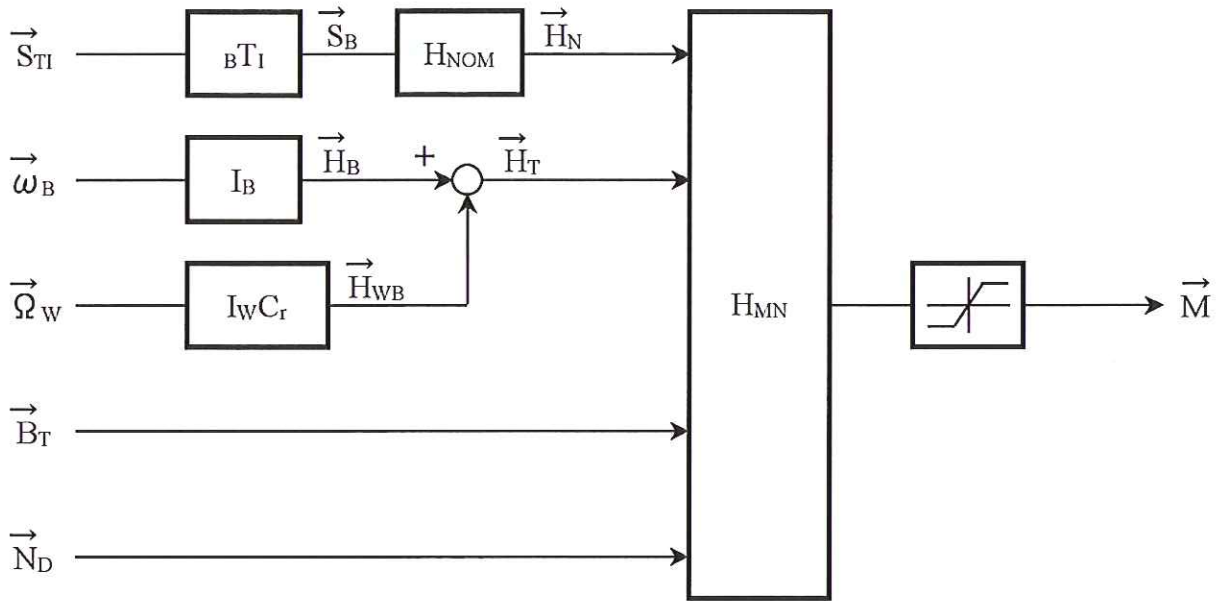


図 4-41 「ASTRO-E」角運動量管理制御系ブロック図

図 4-41 は、「ASTRO-E」“角運動量管理制御系”のブロック図である。「ASTRO-E」では、「遷移動作時制御モード」、すなわち“定常立ち上げ制御系”における“角運動量管理制御”の制御則と、「定常運用時制御モード」における“角運動量管理制御”の制御則は、異なるものを採用している。後者を異なるものとしなければならなかった理由は、「ASTRO-E」は「あすか」に比べて、その衛星の慣性特性の違いから非常に大きな重力傾斜外乱トルクを受けるが、それを瞬時に補償できるだけ十分に大きな磁気モーメ

ントを発生する MTQ を搭載することができないために、制御効率を高くして平均的に外乱の蓄積を補償する方式としなければならなかったためである。一方、「遷移動作時制御モード」に於いてはより簡単な「あすか」と同じ方式を採用した。「定常運用時制御モード」に比べてその運用時間が短いうえ、定常運用時に比べて一般的には角運動量の変動幅が大きくなるにも拘らず許容限界内にあると考えられるためである。

しかも、「遷移動作時制御モード」では、「定常運用時制御モード」の“角運動量管理制御”方式を採用できないより積極的な理由がある。それは、「定常運用時制御モード」の“角運動量管理制御”では、制御効率を向上させる工夫として、姿勢外乱の主成分である重力傾斜トルクを計算によって予測し、その影響を平均的に相殺する方法を採用しているためである ([21],[22])。これを正しく行うためには、衛星姿勢や軌道情報を機上で正しく持っていないといけない。しかしながら「遷移動作時制御モード」は、セーフホールド制御からの復帰時に経由する制御モードであり、まだ機上では姿勢や軌道の正しい値を持っていない。そのため、「遷移動作時制御モード」では「定常運用時制御モード」の“角運動量管理制御”方式を採用できない。

また、4.4.3 項でも述べたが、「ASTRO-E」では定常制御時の姿勢制御精度を向上させるため、MTQ を連続線形駆動して、急激な不連続的磁気モーメント変化を生じないようにしている。このために、「あすか」で採用した方式、すなわち、地磁気磁界の計測期間と磁気モーメントの発生期間を時間的に分ける方式を採用することが出来ない。そこで「ASTRO-E」の「定常運用時制御モード」では、GAS を地磁場センサとしては使用しないこととし、機上での軌道計算に基づく衛星位置と、姿勢決定系から与えられる衛星姿勢と地磁場の数学モデルを用いて、地磁場の衛星三軸成分を計算することとした。この点からも「遷移動作時制御モード」では本制御方式を採用できない。

なお、図 4-41 中の主な記号は、以下の意味である。

- \vec{S}_{TI} : 太陽エフェメリスに基づき機上で計算により求めた太陽方向ベクトル (慣性座標系)
- $\vec{\omega}_B$: 姿勢決定系により得られた衛星角速度ベクトル (機体座標系)
- $\vec{\Omega}_W$: ホイール回転数 (4 次元) ベクトル
- \vec{B}_T : 機上での計算により得られた地磁場ベクトル (機体座標系)
- \vec{N}_D : 数学モデルの基づき計算により得られた重力傾斜トルクベクトル (機体座標系)
- \vec{M} : “角運動量管理制御系” が指示する MTQ 磁気モーメントベクトル (機体座標系)

図 4-41 中の H_{MN} で示したブロック部分が“角運動量管理制御系”の制御ブロックであるが、少々込み入った計算アルゴリズムとなっているためブロック図として示していない。この制御アルゴリズムは、参考文献 [21] および [22] の論文に詳しく述べられているので、こちらを参照されたい。

本制御則についてごく簡単に触れるならば、次のようになる。「あすか」の角運動量管理制御則は、4.3.2(2) 項で述べたように、角運動量誤差ベクトルから地磁場ベクトルへ下ろした垂線成分に着目してこれを補正するという考え方に立った制御則であるが、実際には衛星に姿勢外乱トルクが加わっているため、単に瞬間的な角運動量誤差ベクトルの地磁場ベクトル垂直成分のみを補正したのでは最適な解とはならない。角運動量誤差ベクトルに姿勢外乱トルクも足しあわせたものを補償する方がより良い解となる。「あすか」の角運動量管理制御則でも、いずれはフィードバック制御により、姿勢外乱トルクの分も補正されることになるが、磁気制御トルクは非常に小さく制御系としての時定数も長いので、フィードバックのみでは十分に補償することができず、結局定常的に残る制御誤差が大きなものになってしまう。これに対して、姿勢外乱トルクが予め分かれば、これも考慮してフィードフォワード的に補正するように制御すれば、定常誤差を小さく抑えることが期待される。このような理由により「ASTRO-E」では、姿勢外乱トルクのフィード

フォワード補正を含む制御則を採用することとした。なお、参考文献 [21],[22] は、より一般的な場合として、衛星角運動量の変化にカルマンフィルタを適用することによって、姿勢外乱トルクを推定する方式につき述べたものであるが、「ASTRO-E」では衛星慣性特性と運用時の衛星軌道から、重力傾斜トルクが主成分であることが分かっており、直接的に重力傾斜トルクを計算して“角運動量管理制御”に使用している。

4.4.5 異常判定機能

異常判定機能は、機上でなんらかの異常が発生した時に、その異常を検出・判定するための機能である。本機能は、ハードウェアとソフトウェアによる検出に分類され、異常が検出された場合はセーフホールド移行要求が発行される。この時、セーフホールド自動移行が許可されていればセーフホールド制御に移行する。本機能については、既に2.2.7項にて詳しく述べた。

4.5 姿勢異常時制御モード

姿勢制御に関して何らかの異常が発生した場合に姿勢制御系が移行する制御モードが「姿勢異常時制御モード」であり、そのモードでは“セーフホールド制御”が実行される。“セーフホールド制御”は、「あすか」「ASTRO-E」ともに、太陽電池パドル法線方向(衛星Y軸方向)を太陽方向に向けて、熱・電力的に安全な姿勢を保たせる制御である。ここでは、それぞれの衛星のセーフホールド制御について紹介する。

4.5.1 「あすか」セーフホールド制御

「あすか」では、何らかの異常で定常姿勢制御を維持できなくなった場合に、観測を中断して衛星の姿勢を熱・電力的に安全で安定な状態に移行させるよう設計をしている。

「あすか」の熱・電力的に安全な姿勢とは、太陽電池パドル面である衛星Y軸を太陽方向に向けることである。衛星はY軸回りに回転していても回転していなくとも構わないが、衛星を回転させることにすれば「ぎんが」などで採用していたように太陽センサを用いて比較的単純な制御系で太陽捕捉制御を実現できるため、「あすか」ではY軸回りに衛星を回転させる姿勢を採用することにした。しかし「あすか」の主慣性モーメント比の点から、衛星Y軸回りの単純スピンは安定しないことが分かっている。すなわちこれは、X線望遠鏡筒方向である衛星Z軸回りの慣性モーメントが、他の二軸回りの慣性モーメントに比べて極端に小さく、また、X軸回りとY軸回りの慣性モーメントがZ軸に比べて非常に近い値であることから生じており、衛星Y軸回りで約5deg以上(これを臨界ニューテーション角と呼ぶ)のニューテーションによる姿勢の揺らぎが生じると、Y軸回りのスピンを保てずにZ軸回りのスピンの状態に移行してしまうという性質があるためである。この様子を図4-42を用いて説明する。なお、この図は後述するように、太陽電池パドル展開前の状態についての図であり、衛星がZ軸回りにスピンしている時の検討のために作成した図である。従って、この図ではZ軸スピンから別の軸のスピンの移行する角度を「臨界ニューテーション角」と定義しており、以下でY軸回りのスピンを議論する場合の「臨界ニューテーション角」とは90degの補角分異なっていることを御了承いただきたい。図4-42は、衛星(剛体)に固定した座標系において、それぞれ一定の大きさの角運動量ベクトルおよび運動エネルギーという条件を満足する剛体角速度ベクトルが存在する面を表したものであるが、各慣性主軸回りの角速度成分を表す変数 $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ の代わりに

$$u_x = \sqrt{I_x} \omega_x, \quad u_y = \sqrt{I_y} \omega_y, \quad u_z = \sqrt{I_z} \omega_z \quad (4.126)$$

なる変換をした変数を用いて表されている。ここで、 I_x, I_y, I_z は衛星各三主軸回りの慣性モーメントである。図4-42は、太陽電池パドル展開前の慣性特性の場合の図であり、衛星X軸が最大慣性主軸であるが、太陽電池パドル展開後で定常制御を実行している状態では、Y軸回りの慣性モーメントがX軸回りのそれよりもわずかに大きくなって最大慣性主軸が入れ替わるだけで、以下と同様な議論ができる。

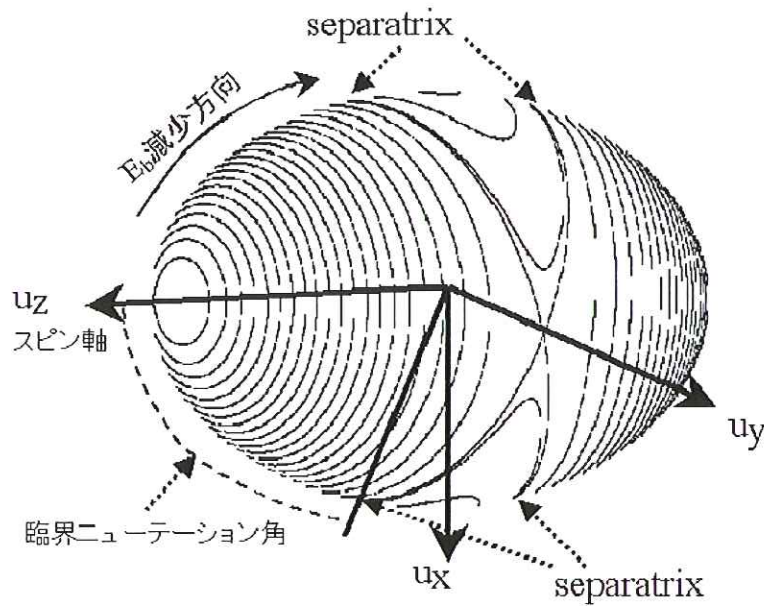


図 4-42 単純スピン運動の場合のセパトリックス

変数 (u_x, u_y, u_z) を用いて、衛星の回転エネルギー E と角運動量 H を表すと、次のようになる。

$$E = \frac{1}{2}(u_x^2 + u_y^2 + u_z^2) \quad (4.127)$$

$$H^2 = I_x u_x^2 + I_y u_y^2 + I_z u_z^2 \quad (4.128)$$

(4.128) 式より、(4.126) 式の変数変換をすれば一般的に一定エネルギー状態は球の表面で表され、角運動量は主慣性モーメント値が一致しなければ楕円体上の点で表されることが分かる。従って、一般に剛体衛星の運動状態は、球面と楕円体表面の交わる曲線として表現される。図 4-42 は、角運動量が一定 (楕円体の大きさが一定) の場合に、エネルギーの値を変化させ (球の大きさを変化させ)、各大きさの球と楕円体が交わってできる曲線を描いたものである。この交線のうち、 u_y 軸上 (これは (4.128) 式の慣性楕円体上の中間慣性主軸である Y 軸に対応する) で交わる二つの曲線があるが、これをセパトリックス (separatrix) と呼ぶ。セパトリックスを生じるエネルギーよりも衛星の持つエネルギーが小さい場合は最大慣性主軸がスピン軸となり (すなわち、角運動量ベクトルの回りで閉じた曲線を描く)、エネルギーが大きい場合は最小慣性主軸がスピン軸となっている。

図 4-42 と (4.128) 式から容易に予想できるように、最大慣性モーメントと中間慣性モーメントの値が近くなるほどセパトリックスはこれら二つの軸の近くに接近しうようになるが、このことは、最大慣性主軸の運動を考える場合、角運動量ベクトルの方向と最大慣性主軸のなす角が大きな幅をもって変化し得ることとなり、(運動エネルギーが保存される環境では) 何かのごく僅かな摂動で対向する反対側の領域 (逆スピン) に移動しやすいと言ってよい。また、このような場合には、最小慣性軸回りに存在できるエネルギー範囲の方が最大慣性軸回りに存在できるエネルギー範囲よりも大きくなる。つまり、わずかの運動エネルギーが加えられると、最大慣性主軸回りスピンは最小慣性主軸回りのスピン運動に変化してしまう恐れがある。「あすか」の慣性能率の特性はこのタイプであり、太陽電池パドルを展開する前の最大慣性軸である X 軸回りも、展開後の最大慣性軸である Y 軸回りも、これら各軸回りに安定にスピンできる運動エネルギー範囲が非常に小さい。この範囲をニュートーション角相当に換算すると、太陽電池パドル展開後の

Y軸が最大慣性軸の場合で、前述の臨界ニューテーション角は約5degということになる。

定常制御時は、Y軸を太陽方向から30deg以内の範囲に保ってX線天体の観測を行っている。従って、そのような状態から単にホイールの回転を止めて衛星をY軸回りにスピンさせようとするれば、臨界ニューテーション角5degを越えることが容易に考えられる。また、もしY軸が太陽方向を向いた姿勢でX線天体の観測を行っていたとしても、ホイールの摩擦のアンバランス等により臨界ニューテーション角を越えて、大きなニューテーションを伴った“逆スピン”あるいはZ軸回りのスピン状態に陥ってしまう可能性もある。

従って、「あすか」では単にホイールの角運動量をすべて衛星に移すだけでは、衛星を安定にY軸回りに回転させることは困難であると考えられる。

しかし以下に簡単に述べるように、Y軸から対称的に傾けて配置している4台のホイールのうち2台を動作させたままとして、停止させるホイール2台分の角運動量を衛星に与えてスピンさせると、臨界ニューテーション角が増大してY軸回りで安定に回転できることから、このように角運動量をホイールと衛星で分担して持つ方式を採用することにした。また、単に受動的なスピン安定だけでなく、ホイールを用いて能動的なニューテーション減衰制御を実行させ、より姿勢の安定性を増大させるようにした。この制御方式を我々は「Hybrid Bias Spin方式」と呼んでいる。

「Hybrid Bias Spin方式」のエネルギー球と角運動量楕円体の交線として得られる曲線群の様子を図4-43に示す。「Hybrid Bias Spin方式」の場合の衛星のエネルギーと角運動量を、(4.128)式で定義した変数を

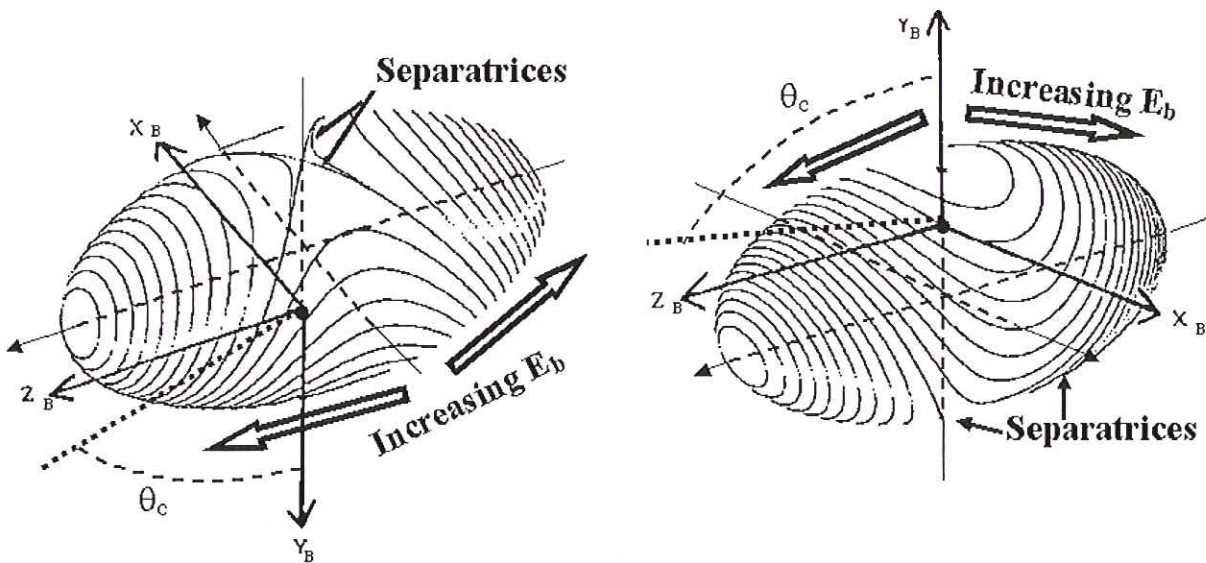


図 4-43 Hybrid Bias Spin 方式のセパトリックス

用いて表現すると、次のようになる。

$$E = \frac{1}{2}(u_x^2 + u_y^2 + u_z^2) \quad (4.129)$$

$$H^2 = I_x u_x^2 + (\sqrt{I_y} u_y + 2H_w \cos \theta_\beta)^2 + I_z u_z^2 \quad (4.130)$$

ここで、 H_w とは各ホイールの角運動量であり、実際には能動的な制御を行うため通常2台のホイールの角運動量は等しくないが、ここでは定常状態を示しており、2台のホイールの角運動量は共に H_w に等しいとしている。また、式(4.130)中の θ_β は、各ホイールの回転軸がY軸から傾いている角度である。このようにホイール角運動量が生じるとセパトリックスの形が変化し、単純スピンでは中間軸で交っていた

セパトリックスが $-Y$ 軸の一点のみで交わり、 $+Y$ 軸ではセパトリックスの広がりである臨界ニュートーション角が広がること分かる。「あすか」の場合、この場合の臨界ニュートーション角 θ_C は80deg強となり、単純スピンの時に比べて Y 軸回りスピンの安定性が非常に高まることになる [23]。

「あすか」のセーフホールド制御は、このように受動的にも安定性が増した Y 軸回りスピンに加え、IRU-X または IRU-Z のどちらか一台を用いてニュートーションを検出し、2台のホイールを逆相で加減速制御することにより XY 平面内のトルク成分を発生して行うニュートーション制御を組み合わせることとした。このニュートーション制御の制御則は、IRU ジャイロで検出されたレートに係数倍したものを目標トルクとする、レートフィードバック制御とした。すなわち、ホイールにより衛星に与える目標トルクの制御則は次式のようになる。

$$T_c = -k_1\omega_x \text{ または } -k_1\omega_z \quad (4.131)$$

これは、「あすか」のセーフホールド制御はハードワイヤード回路で実現するため、できるだけ単純で安定な制御器を目指したためである。ハードワイヤード回路で実現するため、(4.131)式の制御則に用いる角速度は、IRUのアナログレート出力信号を用いている。(4.131)式で得られた目標トルク電圧値と、ホイールのデジタルタコループ回路(ホイール回転数がある一定値に保たせるため)のトルク指令値とを加えあわせたものを、ホイールに対するトルクコマンド電圧として与えている。この方式に従えば、受動的な Y 軸スピン安定性を実現するためにホイール角運動量相当のバイアス回転数を保持しつつ、その回転数付近で2台のホイールの加減速を互いに逆相で制御することにより、ニュートーションの減衰を達成することができる。

ただし、実際には機器が故障した場合への対応を考慮して、ホイール軸は XY 面内または YZ 面内には配置していない。もしも4台のホイールの軸が XY 面内または YZ 面内に入るようにホイールを Y 軸から倒した配置にした場合は、明らかに、 $\pm X$ 軸方向に倒した2台のホイールとIRU-Zを用いた組み合わせによってニュートーション減衰制御が出来なくなる。同様に、 $\pm Z$ 軸方向に倒した2台のホイールとIRU-Xを用いた組み合わせも許されない。このようにこのホイール配置では、ホイールとIRUの組み合わせが限定されてしまう。従って、このような事態を避けるため、4台のホイールは X, Z 各軸から45deg離れた方向で Y 軸から対称に倒れた配置を採用することにした。しかしそのために、どのホイールとIRUの組み合わせにしても、ニュートーション検出方向とホイールトルク発生方向の間には45deg分の位相差が生じることになる。この場合、ニュートーション制御の制御ゲインは、安定解析に基づいてどの対向ホイール対とIRU-X または $-Z$ の組み合わせでも位相的安定性が損なわれないようなものを選ぶ必要がある。

「あすか」のセーフホールド制御では、以上のようなハイブリッドスピン方式におけるホイール制御に加えて、MTQを用いることによる、全角運動量ベクトルの太陽方向追尾制御を行っている。磁気太陽追尾制御は、平坦な扇形視野を持つSSASの視野面を衛星(ハイブリッド)スピンに伴い太陽が横切った時に発生する太陽光入射パルス(サンパルス)信号を用いて、スピン軸方向のMTQであるMTQ-Yの磁気モーメントの極性を決めてこれを駆動する制御である。SSASには YZ 平面内の視野を持たせており、衛星がスピンして太陽がこの YZ 平面内に入った瞬間に地磁場の X 成分を調べることにより、地磁場ベクトルが $+X$ 半面にあるか $-X$ 半面にあるかを判定し、これに従ってMTQ-Yの駆動極性を調整すれば、スピン軸である Y 軸を太陽方向に向けて移動させることが可能となる。

図4-44は、上で説明したセーフホールド制御系のブロック図である。図4-44の上半分は、MTQ-Yを用いた角運動量の太陽捕捉・追尾制御の機能を示した図であり、下半分は、指定された対向するホイール対を用いたニュートーション減衰制御の機能を示している。

図4-44中の「SP-1」「SP-2」はSSAS視野面を太陽光が横切った時に発生するサンパルス信号を意味し、「SP-1」は衛星座標の $+X$ 方向から $-X$ 方向に太陽光が YZ 面を横切った場合に発生し、「SP-2」はその逆に $-X$ 方向から $+X$ 方向に横切った場合に発生する。図中のこれらの信号が入っているスイッチは、それぞれ

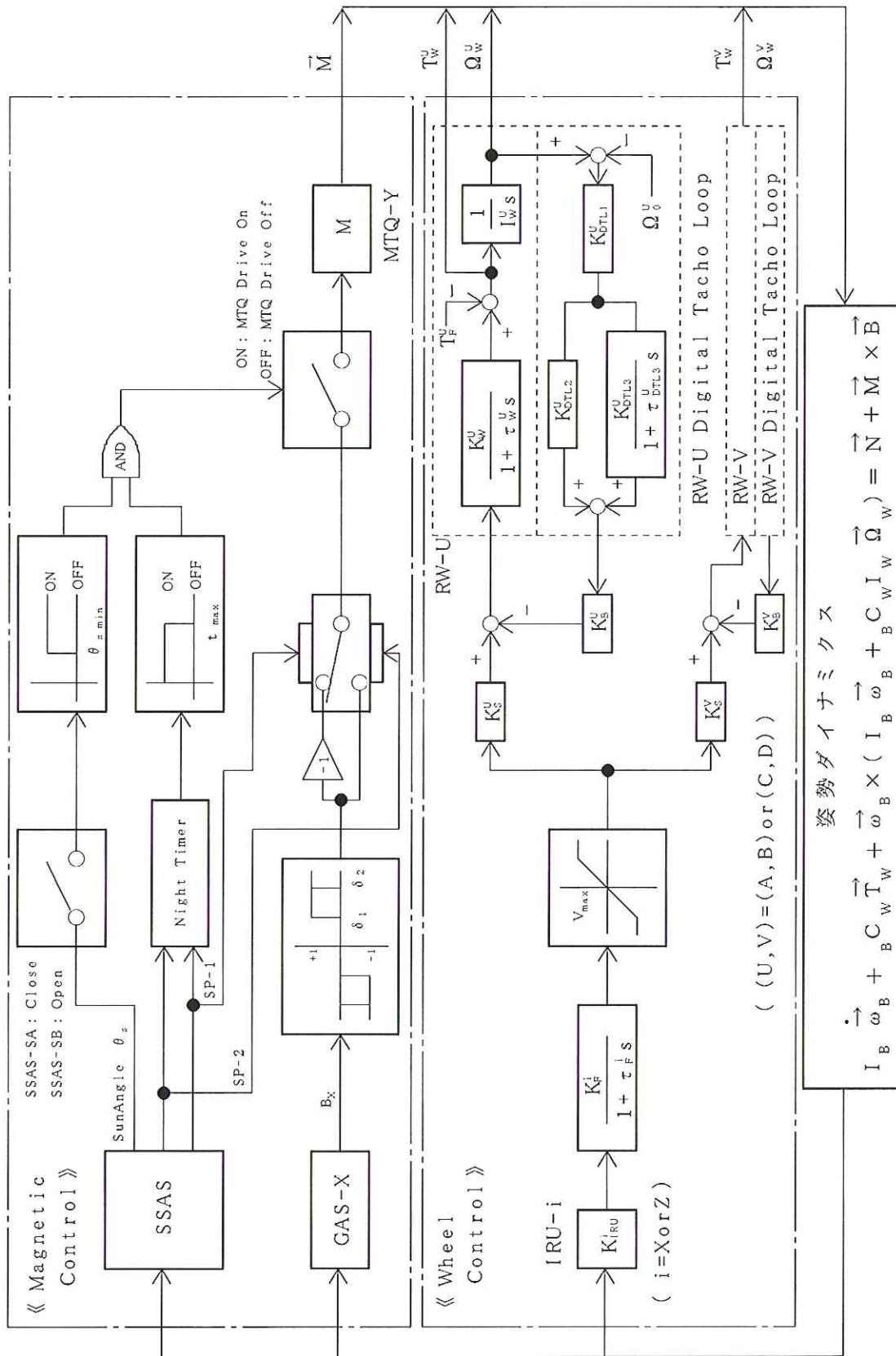


図 4-44 「あすか」セーフホルド制御ブロック図

のパルスが発生した時に対応する側にスイッチが繋がることを意味している。「SSAS-SA」と「SSAS-SB」は「あすか」に搭載している視野中心方向の異なる二台のSSASの識別を示すものであり、セーフホールド制御で使用するSSASをコマンドで指定できるようにしている。衛星に対する二台のSSASの視野の向きについては、図5-2を参照されたい。この図から分かる通り、SSAS-SAはセーフホールド制御時の(ハイブリッド)スピン軸が視野に含まれる。そのため、セーフホールド制御により角運動量が太陽方向を向いて、かつ、ニューテーションが小さく減衰した場合は、太陽方向が(ハイブリッド)スピン軸であるY軸方向付近に向くことになり、日照中は常に太陽光がSSAS視野内に入ることになる。このような状態では衛星が一スピンする毎に定期的にSSASサンパルスが発生することは望めず、ニューテーションによる姿勢の揺れによって不定期にサンパルスが発生することになる。そこで、SSAS-SAを使用する場合は、Y軸方向と太陽方向のなす角度が設定した閾値以下になった時には最早MTQの駆動を行わないようにしている。SSAS-SBは視野に(ハイブリッド)スピン軸を含まないため、日照中に常に太陽光がその視野に入りっぱなしになることはなく、このような判断を行う必要はない。そのため、図の一番上のスイッチは、使用しているSSASによってこのような判断を行うか行わないかを切り替えるものであり、このスイッチは地上からのコマンドにより設定される。

また、図4-44中の「Night Timer」とは、SSASサンパルス信号が発生する毎にゼロにリセットされる時間カウンタで、ある設定された閾値以上になってもSSASサンパルス信号が発生しない場合に日陰と見なすためのタイマである。このタイマによって日陰と判断されると、その先のスイッチでMTQの駆動を切るようにして、日陰では角運動量の磁気太陽追尾制御を停止するようにしている。

4.5.2 「ASTRO-E」セーフホールド制御

「ASTRO-E」のセーフホールド制御は、基本的な設計思想は「あすか」と同様であり、「Hybrid Bias Spin方式」を採用した。ただし、「ASTRO-E」は制御ロジックをソフトウェアで実行することとしたため、「あすか」よりも複雑な処理を実行しやすくなった。そこで、定常制御系に比べると単純であるが、「あすか」よりも高度な処理を実装することにより、より安定度が高いセーフホールド制御系を目指した。

「ASTRO-E」セーフホールド制御の「あすか」と異なる特徴は、以下の通りである。

- ・ IRU出力角速度の一軸成分とNSAS出力太陽角情報を用いて衛星の角速度(3軸成分)を検出する
- ・ 日陰中はホイールによるニューテーション減衰制御を実施しない
- ・ 衛星スピンレートに制御目標値を与えたレート制御を実施する
- ・ 角運動量の方向だけでなく大きさも制御する

(1) 三軸衛星角速度検出

「あすか」のセーフホールド制御は、IRU-XまたはZを用いて衛星ニューテーション角速度の一軸成分のみを検出してニューテーション減衰制御を行っていた。しかし、「ASTRO-E」では、同様にIRUの一軸レート検出に加え、NSASを使用することにした。NSASは衛星Y軸方向を中心として大きさが約 $\pm 50 \text{ deg} \times \pm 50 \text{ deg}$ の二次元的視野を持っている。そこで、NSASによって二つの異なる時間に検出した太陽方向の時間差分を求めることにより、Y軸と直交する平面内の角速度成分を検出することができる。これに加えてIRUによって角速度Y軸成分が検出できれば、三軸角速度成分を検出することが可能となる。IRUとして使用することが可能なものはIRU-Y,S1,S2となる。Y軸成分を検出できないIRU-X,Zは使用できない。

IRU一軸とNSASを用いた衛星角速度の三軸成分を求める式は、次のように与えられる。

$$\vec{\omega} = \omega_u \vec{u} + \omega_i \vec{i} + \omega_k \vec{k} = \begin{pmatrix} \omega_u u_x + \omega_i \\ \omega_u u_y \\ \omega_u u_z + \omega_k \end{pmatrix} \quad (4.132)$$

ここで、 $\vec{\omega}$ は衛星角速度ベクトル、 \vec{u} は使用したIRUの感度軸方向単位ベクトルで衛星座標系におけるその成分は $(u_x, u_y, u_z)^T$ で表す。 \vec{i} は衛星X軸方向単位ベクトル、 \vec{k} は衛星Z軸方向単位ベクトルである。この角速度検出にIRU-Yを用いる場合以外では、 \vec{u} と \vec{i}, \vec{k} は互いに直交ではないので、この場合は(4.132)式の中央の式は斜交座標系における衛星角速度の表現となり、 $\omega_u, \omega_i, \omega_k$ はこの斜交座標系における成分を意味する。また、(4.132)式最右辺に示したベクトルの成分は、衛星座標系における表示であり、斜交座標成分との関係を示している。IRU-Yを用いる場合は $u_x = 0, u_y = 1, u_z = 0$ であるので、これら二つの座標系の成分は一致することが分かる。

(4.132)式中の $\omega_u, \omega_i, \omega_k$ は、次のように書ける。

$$\omega_u = \frac{1}{C} \{ \omega_g S_y - (\vec{u} \times d\vec{S})_y \} \quad (4.133)$$

$$\omega_i = \frac{1}{C} \{ \omega_g (\vec{S} \times \vec{u})_z + (d\vec{S} \cdot \vec{u}) u_z - dS_z \} \quad (4.134)$$

$$\omega_k = -\frac{1}{C} \{ \omega_g (\vec{S} \times \vec{u})_x + (d\vec{S} \cdot \vec{u}) u_x - dS_x \} \quad (4.135)$$

ここで、 $C \equiv (\vec{S} \cdot \vec{u}) u_y$ であり、 ω_g は使用したIRUジャイロによるレート出力値、 \vec{S} はNSASにより検出された太陽方向単位ベクトル(3次元)、 $d\vec{S}$ は太陽方向単位ベクトルの衛星座標系における時間微分値を差分値で近似したもの(微小3次元ベクトル)、 dS_x, dS_z はそれぞれ $d\vec{S}$ の衛星座標系におけるX,Z成分である。

(4.133)式から(4.135)式は、次のようにして導くことができる。

太陽方向ベクトルの慣性座標系における時間微分 $(d/dt)_I \vec{S}$ は、 $\vec{\omega}$ で回転している衛星座標系における時間微分 $\dot{\vec{S}}$ を用いて以下のように書くことができる。(時間微分を示す記号 (\cdot) は、慣性座標系における時間微分として使用することも多いが、ここでは回転座標系である衛星座標系における時間微分の記号として用いている。)

$$(d/dt)_I \vec{S} = \dot{\vec{S}} + \vec{\omega} \times \vec{S} \quad (4.136)$$

ところで、セーフホールド制御の制御サイクルの1周期の時間においては、慣性空間における太陽方向の変化は非常に小さいため、慣性座標系における時間微分はゼロと見なすことができる。従って、(4.136)式より、

$$\dot{\vec{S}} = -\vec{\omega} \times \vec{S} \quad (4.137)$$

と近似的に書くことができる。

また、IRUの出力レート ω_g は、次のように書ける。

$$\omega_g = \vec{\omega} \cdot \vec{u} \quad (4.138)$$

(4.137)式および(4.138)式に(4.132)式を代入すると、それぞれ以下ようになる。

$$\dot{\vec{S}} = -\omega_u (\vec{u} \times \vec{S}) - \omega_i (\vec{i} \times \vec{S}) - \omega_k (\vec{k} \times \vec{S}) \quad (4.139)$$

$$\omega_g = \omega_u + \omega_i (\vec{i} \cdot \vec{u}) + \omega_k (\vec{k} \cdot \vec{u}) \quad (4.140)$$

$\dot{\vec{S}}$ を時間差分の $d\vec{S}$ で近似すると、太陽方向が Y 軸方向に近いことから、次式が近似的に成立する。

$$d\vec{S} \cdot \vec{S} \simeq 0 \quad (4.141)$$

また同じ理由から、 $d\vec{S}$ の Y 軸成分は他の二軸成分に比べて感度が低い ($dS_x, dS_z \gg dS_y$) と言える。これらの近似を用い、(4.139) 式の X,Z 成分と (4.140) 式を連立して $\omega_u, \omega_i, \omega_k$ について解くことにより以下の式を得る。

$$\omega_u = \frac{1}{C} \{ \omega_g S_y - (d\vec{S} \cdot \vec{S})(\vec{S} \times \vec{u})_y - (\vec{u} \times d\vec{S})_y \} \quad (4.142)$$

$$\omega_i = \frac{1}{C} [\omega_g (\vec{S} \times \vec{u})_z - (d\vec{S} \cdot \vec{S}) \{ (\vec{S} \cdot \vec{u}) u_z - S_z \} + (d\vec{S} \cdot \vec{u}) u_z - dS_z] \quad (4.143)$$

$$\omega_k = \frac{1}{C} [\omega_g (\vec{S} \times \vec{u})_x - (d\vec{S} \cdot \vec{S}) \{ (\vec{S} \cdot \vec{u}) u_x - S_x \} + (d\vec{S} \cdot \vec{u}) u_x - dS_x] \quad (4.144)$$

$$(C \equiv (\vec{S} \cdot \vec{u}) u_y)$$

また、(4.141) 式を (4.142), (4.143), (4.144) 式に代入することにより、それぞれ (4.133), (4.134), (4.135) 式を得ることができる。

この衛星角速度検出には NSAS を用いているため、日陰中は検出できない。また、三軸とも IRU で角速度を検出する場合に比べて、NSAS による時間差分では精度が落ちる。このような欠点があるが、セーフホールド制御ではなるべく使用機器数を減らすことによって故障の確率を下げたいため、IRU は「あすか」同様に一軸成分 (ただし種類は異なり Y, S1, S2 ジャイロのいずれかが選択できる) のみの使用とした。NSAS は元々太陽捕捉制御のために必要なセンサであるゆえ冗長構成となっているが、セーフホールド制御のために使用機器数が増えることはない。このように、センサを組み合わせることで衛星の角速度の三軸成分を検出することが出来るため、「あすか」のようなセンサによる検出とホイールの駆動間で位相がずれるようなことが無くなるとともに、衛星スピンレートの制御も可能となる。また、衛星全角運動量を求めることも出来るために角運動量の大きさの制御も可能となった。以上のように長所が多いことが判明したため、上述の角速度検出ロジックを採用することにした。

(2) ホイールによる衛星レート制御

「Hybrid Bias Spin 方式」に基づくセーフホールド制御では衛星 Y 軸を中心に互いに向かい合った 2 台のホイールを使用する。そこで、ホイールを用いたセーフホールド姿勢制御則としては、2 台の加減速を同相で制御して Y 軸方向のトルクを発生し、2 台を逆相で制御して 2 台のホイール回転軸を含む平面内で Y 軸に垂直な方向のトルクを発生することで、それぞれ Y 軸まわりのスピンレートおよびニューテーションをそれぞれ制御する方法を採用することにした。

また、この制御則は単純で安定であることを目指して、レートフィードバック制御とすることにした。すなわち、Y 軸回りの衛星角速度を ω_y 、2 台のホイール回転軸を含む平面内で Y 軸と垂直な方向の衛星角速度を ω_{xz} とすると、それぞれの軸方向に与える目標トルク T_y, T_{xz} は以下のように書ける。

$$T_y = -K_y(\omega_y - \omega_0) \quad (4.145)$$

$$T_{xz} = -K_{xz}\omega_{xz} \quad (4.146)$$

ここで、 K_y, K_{xz} は制御ゲイン、 ω_0 は目標スピンレートである。

「あすか」や「ASTRO-E」のような細長い (Z 軸に対して扁長な) 形状の衛星では重力傾斜トルクが大きくなり、「あすか」「ASTRO-E」のような低高度の軌道をとる衛星では主要な姿勢外乱は重力傾斜トルクになる。その場合、重力傾斜トルクによる外乱量が衛星に角運動量として蓄積されることになるが、検討

の結果、軌道運動の角速度に対してある速さ以上で衛星をスピンさせると、衛星を慣性空間に固定させた(スピンのない)場合に比較して一軌道周期あたりの蓄積量を大きく低減させることができることが分かっている [24]。また、軌道角速度の整数倍の角速度では、それ以外の場合よりも更に角運動量の蓄積量が減ることも分かっている。そこで、スピンレートの目標値を定めてスピンを制御することにした。

ただし、衛星角速度検出が前述のように日照中しか行えないため、このホイール制御は日照中のみ実行させることにした。NSAS のサンプレセンス信号を用いて日陰と判断された場合は、能動的な制御を止めて、その時点でのホイールの回転数を維持することとした。日陰中の姿勢の流れは、衛星が持つ角運動量の剛性で抑えた。そのため、衛星に持たせる角運動量の値は予想される外乱の蓄積を十分抑制できる値として決めた。

(3) MTQ による太陽捕捉・追尾制御

「ASTRO-E」のセーフホールド制御における太陽捕捉・追尾制御は、基本的には「あすか」の定常制御における角運動量調整制御則そのものを採用している。すなわち、MTQ と地磁場との干渉トルクを用いて、衛星角速度の方向を太陽方向に向ける制御を行っている。前述のホイール制御により、衛星角速度は衛星 Y 軸方向になるようにレート制御されているため、結果的に衛星 Y 軸、すなわち太陽電池パドル法線方向が太陽方向に向くように制御されることになる。

「あすか」では衛星系角運動量の絶対値を機上で直接求めることが困難であったため、その大きさの制御は行っていなかった。「ASTRO-E」では、上述のとおりセーフホールド制御中の太陽捕捉制御として「あすか」における定常制御の角運動量調整制御則を採用することが出来たため、角運動量の大きさも制御している。このため、「あすか」ではセーフホールド制御期間中に姿勢外乱により角運動量が少しずつ蓄積(あるいは払底)し、最悪では系が角運動量を失ってしまう可能性もあったため、セーフホールド制御を継続できる期間長に上限があった。しかし「ASTRO-E」では角運動量の大きさの制御も行っているため、一軌道平均の外乱トルクが MTQ によって発生できるトルクの一軌道平均よりも上回らない限り、セーフホールド制御の継続期間に上限値が生じないことになる。

以上で説明した「ASTRO-E」セーフホールド制御のブロック図を図 4-45 に示す。この図で上半分は、指定された対向ホイール対を用いたニュートーション減衰制御の機能を、下半分は、3 台の MTQ を用いた太陽捕捉・追尾制御の機能を示している。図中の「Body Rate Calculation」という部分は、本項(1)で説明した「三軸衛星角速度検出」の機能を実現している部分である。

5. 姿勢軌道制御系搭載機器の機能および性能の概要

本章では、「あすか」と「ASTRO-E」に搭載された姿勢軌道制御系各機器の機能・性能について述べる。これらの搭載機器の各衛星における配置については 3 章で述べている。より詳細については、それぞれの機器についての仕様書やそれぞれの衛星の「中間/実験報告書」(参考文献 [25],[26],[27],[28])などを参照されたい。

5.1 ヨーヨーデスピナ (Yo-Yo)

ヨーヨーデスピナ (Yo-Yo) はスピンを低減するための装置であり、打ち上げロケットにより衛星に与えられた高速スピン約 130rpm を $7(\pm 2)$ rpm に低下させる目的で「あすか」に搭載された。Yo-Yo は、衛星構体に取り付けられる一対のベース、一対のマス、一対のワイヤ及びコーナ金具(8 個)により構成されている。各ベースは、マスの固定機構(ピン)、マスの解放離脱機構(ワイヤカッタ)とワイヤの一端を拘束するフックを持つ。各々のマスは、それぞれカッタピンにてそれぞれのベースに固定され、スクイブの作動

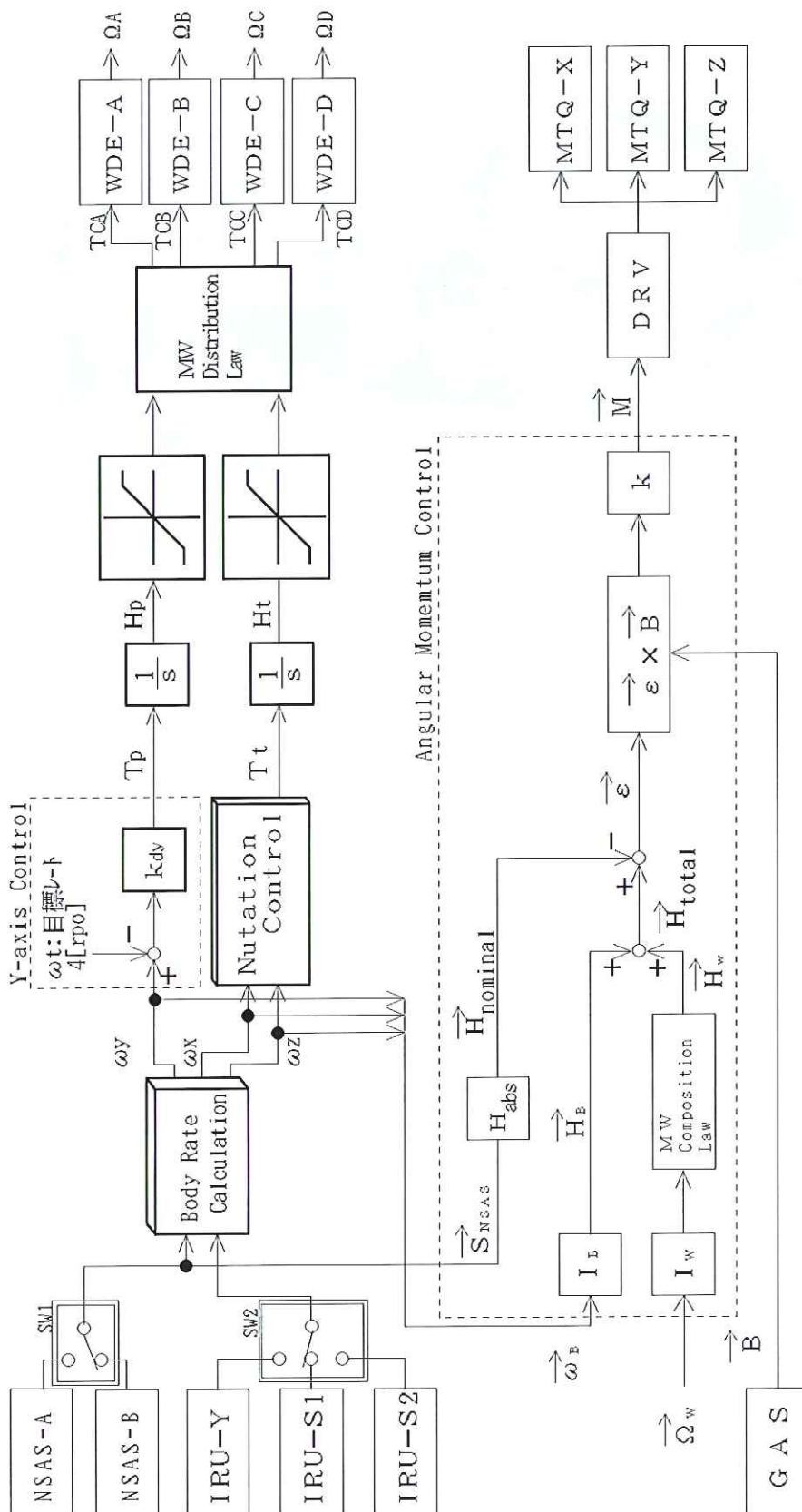


図 4-45 「ASTRO-E」セーフホールド制御ブロック図

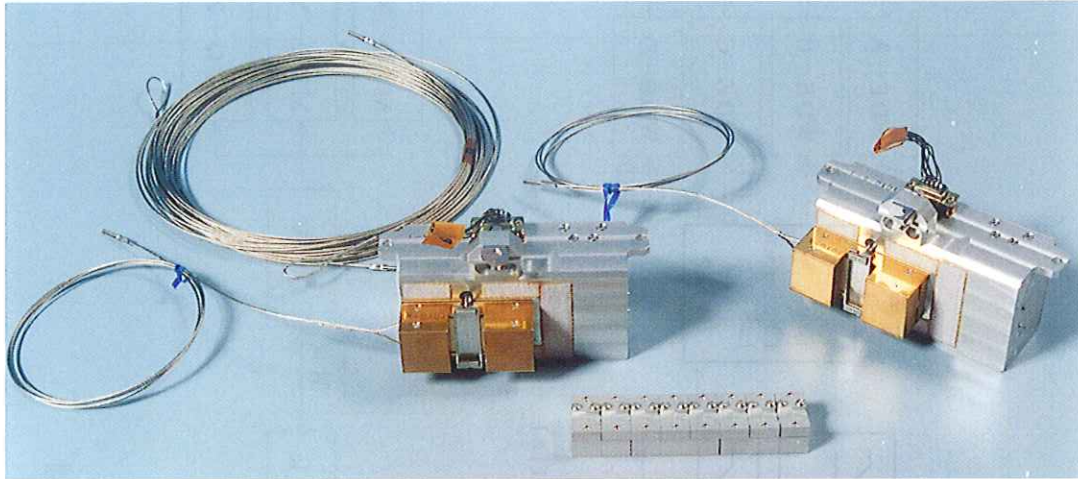


図 5-1 Yo-Yo デスピナ外観写真

で起動するワイヤカッタにてピンが切断されると、ベース部から解放離脱する。マスはワイヤに結びつけられているが、マスから出たワイヤは衛星 Z 軸に垂直な面内で衛星の周囲に巻き付けられ、ベースのフックに固定されている。ワイヤはターンバックルによりマス側とフック側に分離できる機構であり、衛星への巻き付け時にはマス側とフック側のそれぞれから巻き付けてきたワイヤをターンバックルにて結合し、一本のワイヤとする。コーナ金具は、ワイヤを衛星の周囲に巻き付ける際に支えるガイドであり、打ち上げ中にワイヤが衛星構体に接触しないように一定の張力を与える機能を持つ。マスの重量はそれぞれが約 200g で作られており、衛星の慣性モーメントが確定した時点で削り込み、最終調整を行う。その他の部分の重量は、ベース 670g、ワイヤ等 130g、コーナ金具 80g × 8 個であり、各ワイヤ長は約 10m(2.5 ターン)である。ロケットにより衛星がスピンを与えられて分離された後、Yo-Yo 展開のコマンドが発行されてワイヤがカットされる。これによりマスの固定が解除され、マスの遠心力によりワイヤが巻き戻されていく。巻き戻しが完了すると、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し、やがてワイヤとマスが衛星の動径方向にくるとフックから分離する仕組みとなっている。これにより、角運動量の一部を Yo-Yo のマスに与えて衛星の角運動量が減少し、衛星のスピンレートを低下させることになる。

図 5-1 に、衛星構体に巻き付ける前の Yo-Yo 構成部品の外観写真を示す。

なお「ASTRO-E」では、衛星の軌道投入・分離前の全ての姿勢制御はロケット最終段によって行われるため、ロケット分離後にスピンレートを低下させる必要が無く、Yo-Yo は搭載していない。

5.2 スピン型太陽センサ (SSAS)

スピン型太陽センサ (SSAS) は、衛星がスピン状態の時にスピン軸と太陽方向のなす角度を検出する目的で「あすか」に搭載された。SSAS は扇形に広がった平面状の扁平視野を持ち、太陽が視野面を横切った

時に、サンパルス信号と視野内における入射光の角度を出力する。また、サンパルス信号の間隔を一定クロックでカウントすることにより、衛星のスピン周期を計測し出力する。

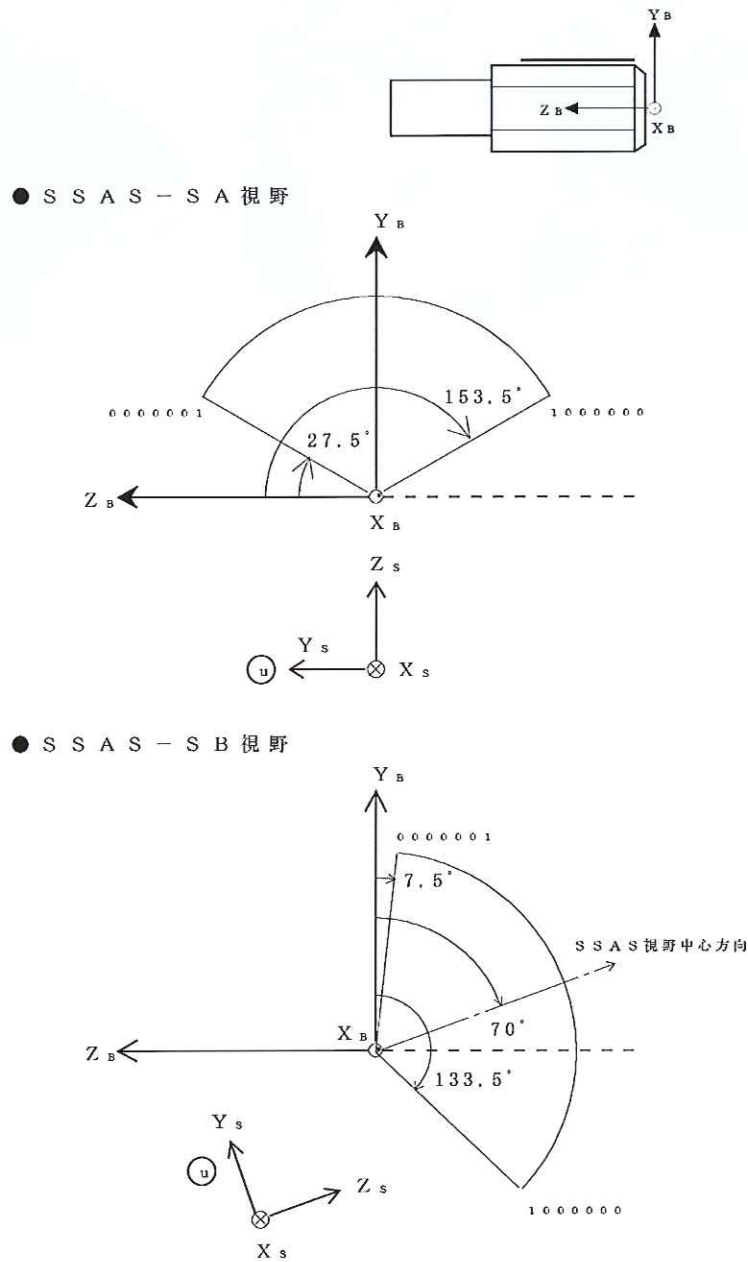


図 5-2 SSAS 視野

SSAS は、グレイコードフォトディテクターを有するセンサ部 2 系統 (SSAS-SA, SSAS-SB) と、その信号処理および他機器とのインタフェースを司る電子回路部 (SSAS-E) の 3 個のユニットから構成される。SSAS-SA は定常運用時のセーフホールド制御 (Y_B 軸まわりスピン) で、SSAS-SB は初期運用時のセーフホールド制御 (2.2.1 項参照) で使用され、コマンドで切り替える。

センサ部のスリットを通過した太陽光は、フォトダイオードで構成されている 7 ビットのグレイコードパターン上に投影され、各ビットに対応する 7 本のフォトダイオード列からの出力の有無を検出すること

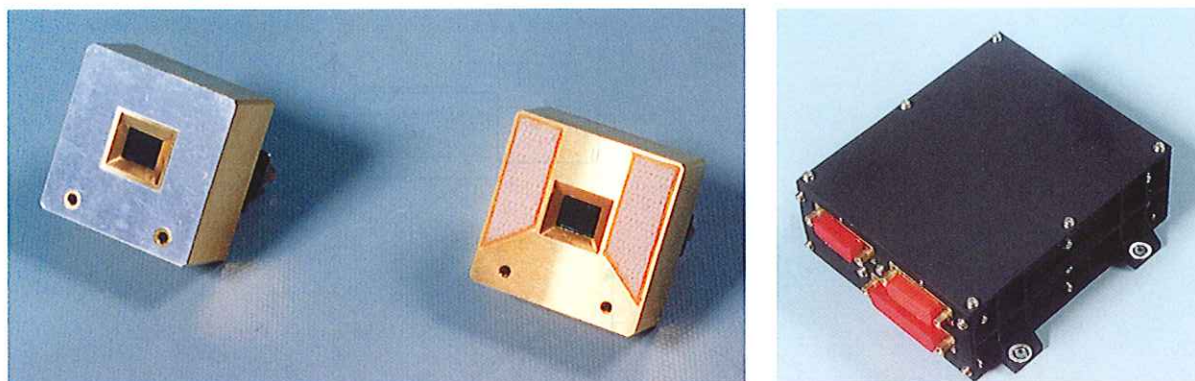


図 5-3 SSAS 外観写真 (左:SSAS-SA および-SB, 右:SSAS-E)

表 5-1 SSAS 諸元

項目		仕様値
視野	動作視野範囲	$27.5 \text{ deg} \leq \theta_S \leq 153.5 \text{ deg}$ (SSAS-SA 単体 $X_S = -X_B$ 軸回りに Z_B 軸から)
	(図 5-2 参照)	$7.5 \text{ deg} \leq \theta_S \leq 133.5 \text{ deg}$ (SSAS-SB 単体 $X_S = -X_B$ 軸回りに Y_B 軸から)
太陽方向	バイアス誤差	1.0 deg
	分解能	1.0 deg
スピン周期	検出範囲	0.9765 m sec ~ 63.99 sec (CLOCK HI)
		31.25 m sec ~ 2047.969 sec (CLOCK LO)
	検出分解能	0.9765 m sec (CLOCK HI, 1024Hz)
		31.25 m sec (CLOCK LO, 32Hz)
重量	0.47 kg (SSAS-E), 0.1 kg (SSAS-S,1 台あたり)	
消費電力	25 mW (片系 ON 時)	

により太陽光入射角をグレイコードでデジタルに読みとることができ、スリットに直交する平面内の太陽光入射角を約 120 度の視野幅内で測定できる。SSAS 視野の定義を図 5-2 に示す。

サンパルス信号 1 は、衛星座標の $+X_B$ 軸から $-X_B$ 軸方向に太陽が SSAS 視野を横切ったときに出力され、サンパルス信号 2 は、衛星座標の $-X_B$ 軸方向から $+X_B$ 軸方向に横切ったときに出力される。衛星が初期運用時、正規状態である $+Z$ 軸回りのスピンをしている時に発生するサンパルス信号 2 の間隔を、一定周期のクロック信号でカウントすることにより衛星のスピン周期を計測する。サンパルス信号 1 の間隔を計測する機能は持たせていない。クロックは HI(1024Hz),LO(32Hz) の 2 種類の周波数を有する。

SSAS の諸元を表 5-1 に示す。

「あすか」に搭載した SSAS の外観写真を図 5-3 に示す。

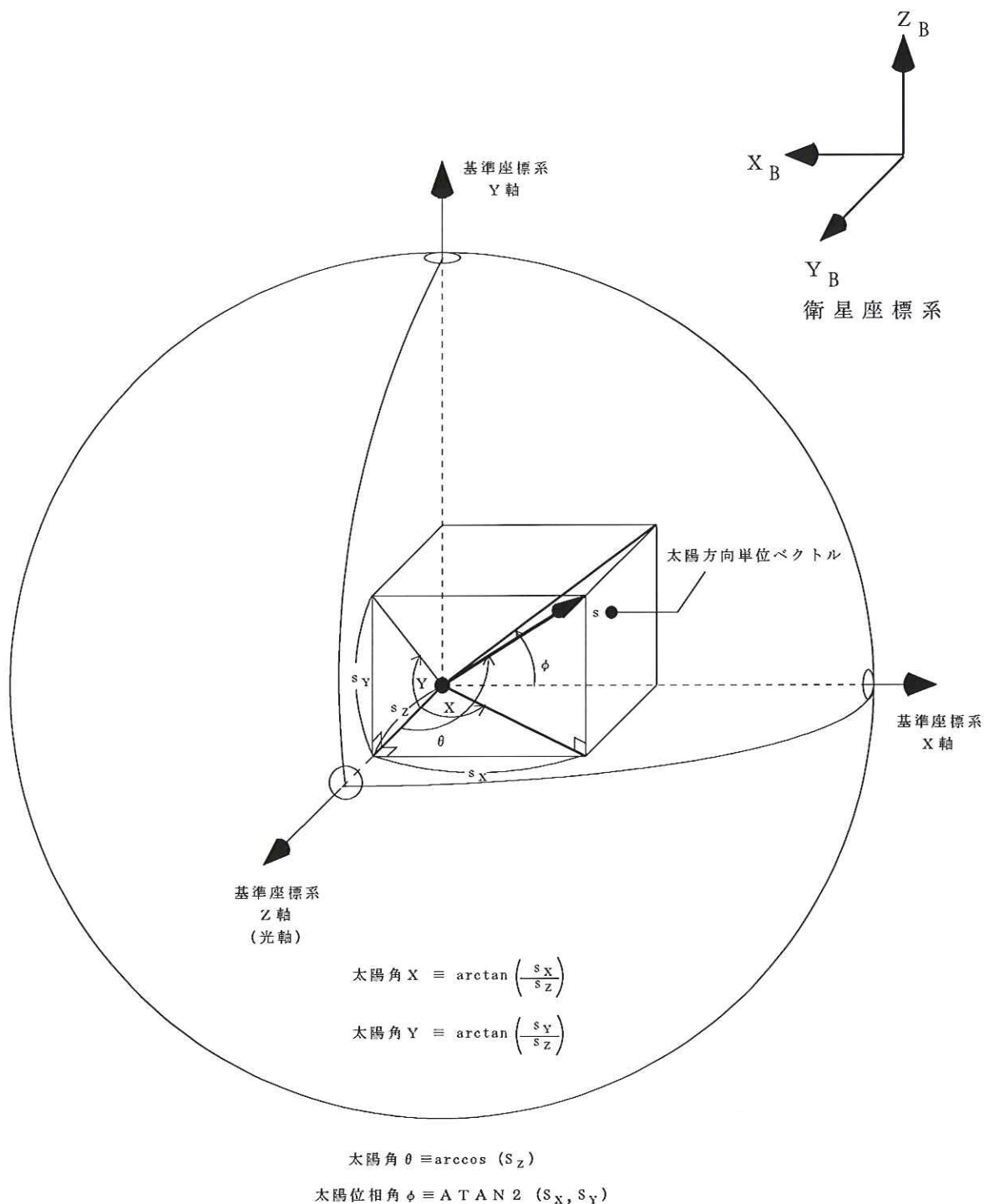


図 5-4 「あすか」NSAS 視野

5.3 二次元太陽センサ (NSAS)

二次元太陽センサ (NSAS) は、互いに直交配置された二個の一次元 CCD を内蔵して、それぞれに対応したスリットを通して入射した太陽光の各 CCD 上の位置の検出から太陽方向を表わす二次元角度情報を出力するセンサである。

NSAS の計測自体は ACE の動作 (クロック) と非同期に行われるが、姿勢決定のために STT 撮像タイミングとはほぼ同期したタイミングのデータを入手するため、ACE から ACS タイミング信号と名付けたパルス信号を NSAS に送り、それ以前の 10msec 以内に計測された最新データを NSAS から ACE に送信するようにしている。「あすか」の NSAS は、ACE と DP (テレメトリコマンド処理装置) の両者とインタフェースを持ち、地上姿勢決定にも都合がよいように、NSAS のテレメトリ出力タイミングに同期した ACS タイミング信号も ACE から NSAS に送信している。この NSAS テレメトリ出力のための ACS タイミングと、ACP で NSAS データを取り込むための ACS タイミングは同期している。従ってテレメトリに出力される NSAS データの更新タイミングはテレメトリビットレートによって変化することになるが、ACP が姿勢決定・制御のために受け取る NSAS データは STT 撮像タイミングと同期した 32 秒固定間隔毎のデータであり、STT 撮像と NSAS 計測の近似的同時性は保証されている。

NSAS は、2 個の一次元 CCD、CCD を駆動するためのドライブ回路、および CCD 信号のプリアンプ回路を有するセンサ部 (NSAS-S) と、センサ信号処理回路、制御回路、およびインタフェース回路を有する電子回路部 (NSAS-E) の 2 個のユニットから構成される。

センサ部の CCD は、2048 のピクセルを持ち、各ピクセルが受光した信号強度の加重平均により CCD ピクセル列上の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 画素に相当する。NSAS 視野は 100 × 100deg で図 5-4 に定義を示す。

視野を広くとるため、NSAS はスリット通過後の太陽光経路を大きく屈折させる 4 個の光学平板を重ねて採用している。CCD の太陽像中心位置 X_{CCD}, Y_{CCD} と太陽角 α, β の関係は次式で表される。

$$X_{CCD} = X_c + \frac{1}{L} \sum_{i=1}^4 \left(\frac{H_i \tan \alpha}{\sqrt{N_i^2 + (N_i^2 - 1)(\tan^2 \alpha + \tan^2 \beta)}} \right) \quad (5.1)$$

$$Y_{CCD} = Y_c + \frac{1}{L} \sum_{i=1}^4 \left(\frac{H_i \tan \beta}{\sqrt{N_i^2 + (N_i^2 - 1)(\tan^2 \alpha + \tan^2 \beta)}} \right) \quad (5.2)$$

X_{CCD}, Y_{CCD} : NSAS 画素位置 [pixel]

α, β : 太陽角 [deg]

N_i : 光学部材屈折率

H_i : 光学部材厚み [mm]

L : CCD 画素長 (=0.014mm)

X_c, Y_c : 垂直入射時の中心画素位置 ($X_c = 1022.70pixel, Y_c = 1024.30pixel$)

「あすか」搭載の NSAS に対する H, N の計測値を表 5-2 に、諸元を表 5-3 に示す。

「ASTRO-E」では SSAS を搭載していないため、定常姿勢制御時用とセーフホールド制御時用の 2 台の NSAS (NSAS-A, NSAS-B) を搭載した。「ASTRO-E」の NSAS は、「あすか」の NSAS のセンサ部と電気回路部を一体化して 1 つのユニットとして小型化を図った。更に、光学部に変更を加え、プリズムを除去

表 5-2 「あすか」NSAS 光学部材パラメータ

	厚さ H[mm]		屈折率 N	
	X	Y	X	Y
1	18.30	18.30	1.46088	1.46088
2	2.00	2.00	1.578	1.578
3	0.70	0.70	1.522	1.522
4	1.174	1.174	1.0	1.0

表 5-3 「あすか」NSAS 諸元

項目		仕様値
視野	非干渉視野範囲	±50.5[deg]
	動作視野範囲	±50[deg]
太陽角	精度	0.05 [deg]
	分解能	0.5 [画素]
動作時間	データ更新時間	16 [Frame] = $\begin{cases} 0.5[\text{sec}] \text{ (High bit-rate)} \\ 4.0[\text{sec}] \text{ (Middle bit-rate)} \\ 16.0[\text{sec}] \text{ (Low bit-rate)} \end{cases}$
	内部計測 (露光) 時間間隔	8.34 [msec]
性能保証許容スピンレート		0.8[rpm] (NSAS X_s, Y_s 軸回り) 7.5[rpm]($\theta_s < 8 \text{ deg}$) (NSAS Z_s 軸回り)
重量		1.57 [kg] (NSAS-E), 0.45 [kg] (NSAS-S)
消費電力		2.62 [W]

したことにより角度変換式が三角関数を含めずに多項式で表せるようになった。その係数の値はセンサ校正データを用いた“カープフィッティング”により実験的に決定される。太陽角計測の分解能は「あすか」のNSASに比べて高くなっているが、精度は「あすか」相当のままである。この精度は主に温度による角度バイアスの変動により決まるものと考えられ、CCD上のスリット像中心位置計測に関するランダムノイズの影響は分解能として規定した値以下である。

CCD上のスリット像中心位置 X_{CCD}, Y_{CCD} と太陽角 α, β の関係を以下に示す。

$$\alpha = \sum_{i=0}^4 \sum_{j=0}^1 A_{ij} \left(\frac{X_{CCD} - X_c}{1000} \right)^{2i+1} \left(\frac{Y_{CCD} - Y_c}{1000} \right)^{2j} \quad (5.3)$$

$$\beta = \sum_{i=0}^4 \sum_{j=0}^1 B_{ij} \left(\frac{Y_{CCD} - Y_c}{1000} \right)^{2i+1} \left(\frac{X_{CCD} - X_c}{1000} \right)^{2j} + \sum_{k=0}^1 C_k \left(\frac{X_{CCD} - X_c}{1000} \right) \left(\frac{Y_{CCD} - Y_c}{1000} \right)^{2k} \quad (5.4)$$

X_{CCD}, Y_{CCD} : NSAS スリット像中心画素位置 [pixel]

α, β : 太陽角 [deg]

A_{ij}, B_{ij}, C_k : 光学部係数

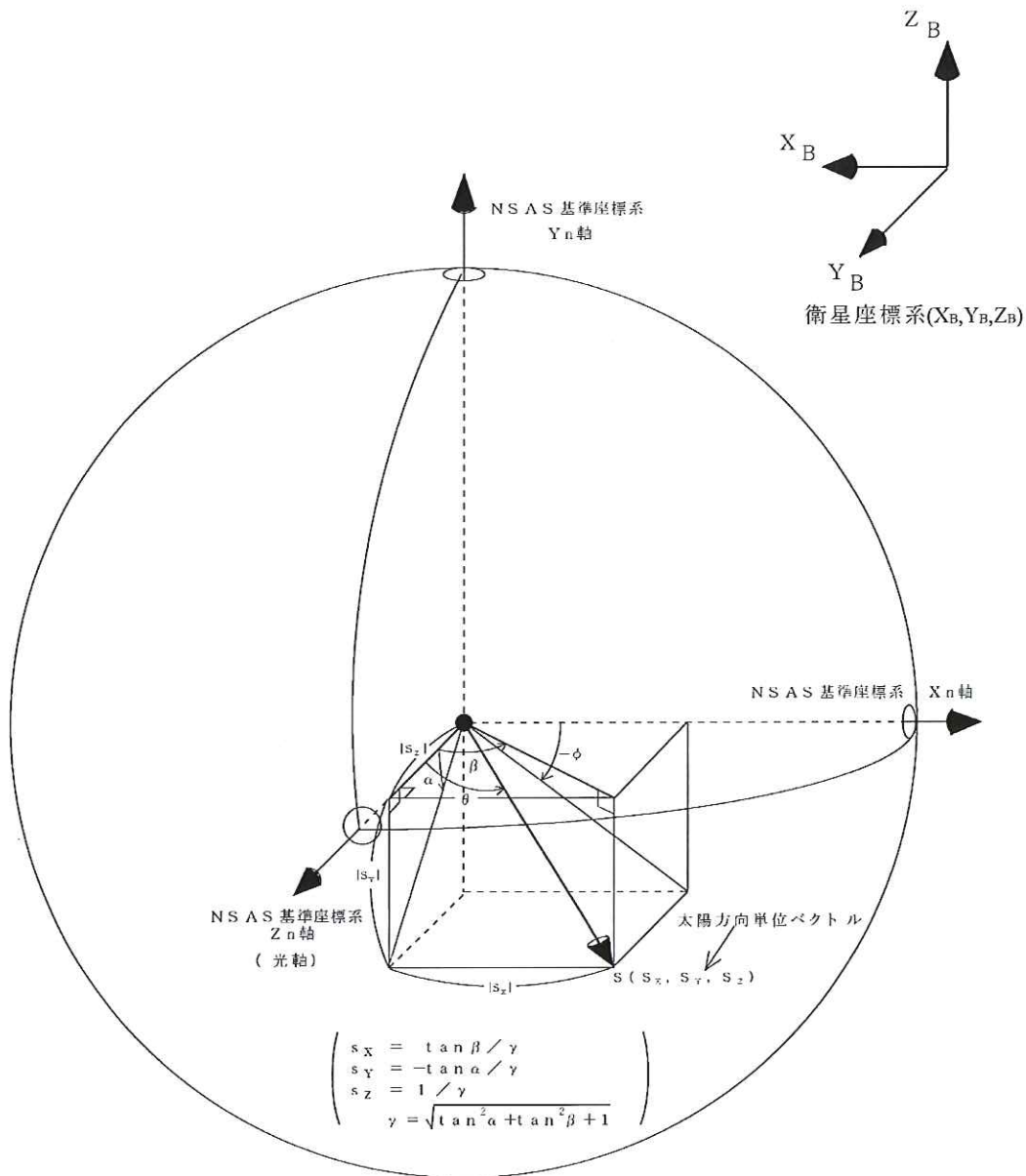
X_c, Y_c : 垂直入射時のスリット像中心画素位置 [pixel]

ここで、「あすか」と「ASTRO-E」のNSASでは太陽角 α, β の定義が異なっていることに注意しなければならない。「ASTRO-E」NSASにおける太陽角の定義は図5-5に示すとおりである。

「ASTRO-E」に搭載したNSASに対する係数 $A_{ij}, B_{ij}, C_k, X_c, Y_c$ の計測値を表5-4に示す。

「ASTRO-E」のNSASの諸元を表5-5に示す。

「あすか」に搭載したNSASの外観写真を図5-6に、「ASTRO-E」に搭載したNSASの外観写真を図5-7に示す。図5-6の「あすか」搭載のNSASは、左の光学部(NSAS-S)と右の電気回路部(NSAS-E)に分かれているが、図5-7の「ASTRO-E」搭載のNSASではこれらが一体化されている。



太陽角 $\theta \equiv \arccos\left(\frac{1}{\sqrt{\tan^2 \alpha + \tan^2 \beta + 1}}\right)$

太陽方位角 ϕ

- ・ $\tan \beta \geq 0$ の時、 $\phi \equiv \arctan\left(\frac{-\tan \alpha}{\tan \beta}\right)$ ($-90\text{deg} \leq \phi \leq 90\text{deg}$)
- ・ $\tan \beta < 0, \tan \alpha \leq 0$ の時、 $\phi \equiv \arctan\left(\frac{-\tan \alpha}{\tan \beta}\right) + 180\text{deg}$ ($90\text{deg} < \phi \leq 180\text{deg}$)
- ・ $\tan \beta < 0, \tan \alpha > 0$ の時、 $\phi \equiv \arctan\left(\frac{-\tan \alpha}{\tan \beta}\right) - 180\text{deg}$ ($-180\text{deg} < \phi < -90\text{deg}$)

図 5-5 「ASTRO-E」 NSAS 視野

表 5-4 「ASTRO-E」NSAS 光学部パラメータ

係数	単位	NSAS-A	NSAS-B
A_{00}	—	$7.424375E + 001$	$7.403947E + 001$
A_{01}		$1.050627E + 000$	$1.022511E + 000$
A_{10}		$-3.927003E + 001$	$-3.919425E + 001$
A_{11}		$-2.784799E + 000$	$-2.828624E + 000$
A_{20}		$3.255549E + 001$	$3.289515E + 001$
A_{21}		$4.389931E + 000$	$5.092193E + 000$
A_{30}		$-2.201707E + 001$	$-2.266562E + 001$
A_{31}		$-3.984543E + 000$	$-5.501377E + 000$
A_{40}		$7.329469E + 000$	$7.671501E + 000$
A_{41}		$1.530850E + 000$	$2.476434E + 000$
B_{00}	—	$7.424347E + 001$	$7.311408E + 001$
B_{01}		$9.843506E - 001$	$1.015550E + 000$
B_{10}		$-3.916546E + 001$	$-3.757935E + 001$
B_{11}		$-2.370831E + 000$	$-2.848448E + 000$
B_{20}		$3.214696E + 001$	$3.025976E + 001$
B_{21}		$3.039257E + 000$	$4.922320E + 000$
B_{30}		$-2.143140E + 001$	$-1.998436E + 001$
B_{31}		$-2.155437E + 000$	$-4.774833E + 000$
B_{40}		$7.045041E + 000$	$6.548040E + 000$
B_{41}		$6.686290E - 001$	$1.887037E + 000$
C_0	—	$2.049895E - 002$	$2.765088E - 002$
C_1		$-9.697213E - 003$	$-1.240108E - 002$
X_c	pixel	$1.041309E + 003$	$1.049163E + 003$
Y_c		$1.045893E + 003$	$1.063671E + 003$

表 5-5 「ASTRO-E」NSAS 諸元

項目		仕様値
視野	非干渉視野範囲	$\pm 55[\text{deg}]$
	動作視野範囲	$\pm 50[\text{deg}]$ (X 軸, Y 軸)
太陽角	精度	0.05 [deg]
	分解能	1/32 [画素]
動作時間	データ更新時間	125 [msec]
	撮像時間	8.34 [msec]
性能保証許容スピンドレート		0.8[rpm] (NSAS X_s, Y_s 軸回り) 7.5[rpm]($\theta_s < 8 \text{ deg}$) (NSAS Z_s 軸回り)
重量		0.9 [kg/unit]
消費電力		0.65 [W/unit]

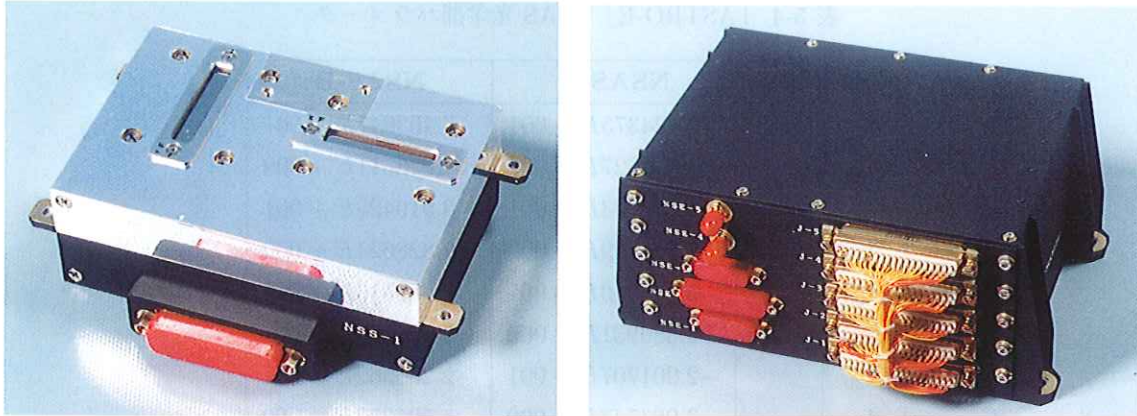


図 5-6 「あすか」 NSAS 外観写真 (左: NSAS-S, 右: NSAS-E)

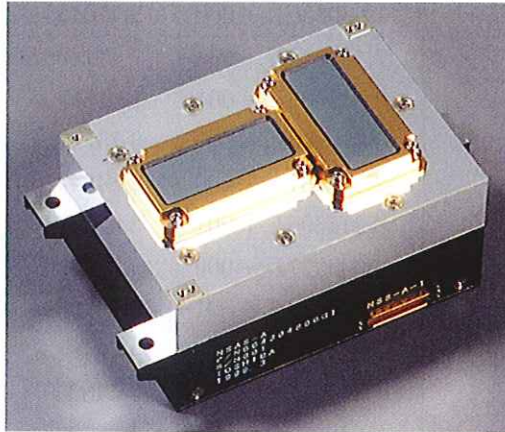


図 5-7 「ASTRO-E」 NSAS 外観写真

5.4 スタートラッカ (STT)

スタートラッカ (STT) は二次元 CCD を用いた非スピン型光学カメラであり、与えられた撮像タイミングと露光時間 (積分時間) に従って天空を撮像すると共に、トラックモードと呼ばれる通常動作モードでは複数の指定された領域 (トラックウィンドウ) により恒星を検出・追尾して、CCD 上の星像中心位置を算出する。

「ぎんが」などの過去の STT では一個の恒星しかトラックできなかったのに対して、「あすか」では、一台の STT あたり三個までの恒星を同時にトラックできる。

STT の撮像タイミングは、姿勢決定の際のデータ時刻を明確にするために、ACE から送られるタイミング信号によって決定され、「あすか」では 32 秒間隔で撮像と ACE への出力を行うようにしている。

「あすか」の STT は、光学系、それに対応する遮光フード、および二次元 CCD とその周辺バッファ回路を収容する筐体を一体化したセンサ部二式 (STT-SA, STT-SB)、CCD に対応するアナログ電子回路部 (STT-AE)、およびデジタル電子回路部 (STT-DE) の 4 個のユニットから構成される。2 式の STT の視野中心方向は機上では互いに直交配置してあり、この相互配置により、両視野中心に直交する方向である X 線望遠鏡視野方向の決定精度を劣化させない配置となっている。2 台の STT は、機上姿勢決定処理のためのデータを ACE に出力するとともに、地上姿勢決定処理のためのデータをテレメトリ用出力として DP に提供する。

STT の動作モードは大きく 2 種類に分類できる。1 つは、STT 自身の機能チェックを行うモードであり [下記 (1), (2), (3-1), (3-3), (3-4), (3-5)]、他の 1 つは STT が恒星撮像および星像追尾を行うモードである [下

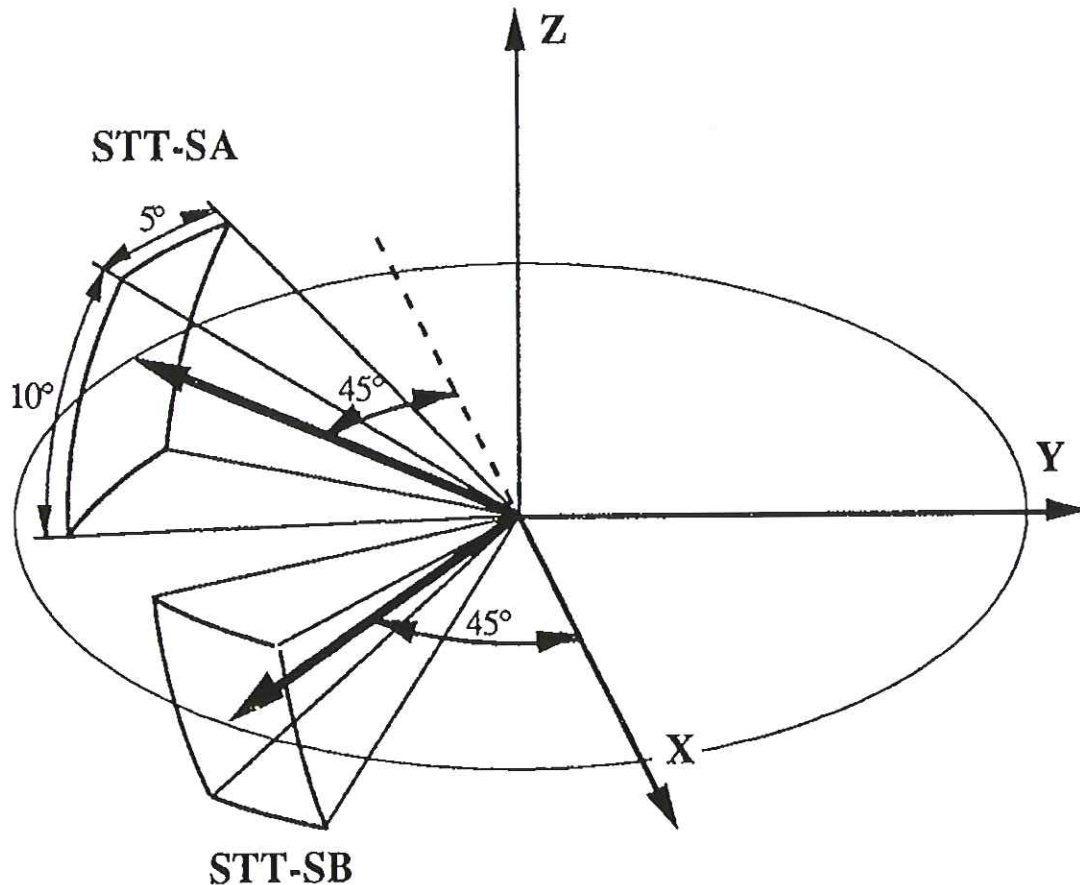


図 5-8 「あすか」 STT 視野

記 (3-2),(3-6)]。以下にこれらの動作モードの概要を示す。

(1) IPL モード

STT のメモリにプログラムをロードすることが可能な状態。

(2) RAM OUT モード

STT のメモリデータをテレメトリでダンプすることが可能な状態。ロードされたデータ (プログラム) に誤りがないか否かを調べるメモリチェックを実行する時は、この状態にする必要がある。

(3) ノーマルモード

前記二つのモードから RESET 状態を介して移行でき、以下の 6 つのサブモードから成り立つ。

(3-1) スタンバイ・モード

コマンド待ち状態。コマンドにより下記のいずれかのサブモードに移行する。

(3-2) 光学キャリブレーション・モード

CCD の検査のために、指定エリア内の CCD 画素の信号強度を全てテレメトリ出力。コマンドにより、検査のための光源 LED の点灯をするかしないかを指示できる。

(3-3) バイアスレベルダンプ・モード

CCD のバイアスレベルをチェックするために、CCD のバイアスピクセル (各ライン 22 個) のバイアス値のライン単位の平均をテレメトリ出力する。この際、ACE にはアラームステータスを出力し、トラック処理は行わない。

(3-4) 干渉チェックモード

CCD 出力のライン間干渉を調べるために、16/2 ライン分 (各ライン共、1 ピクセルおきに 16 ライン分) のダミーピクセル出力が DP に出力される。

(3-5) トラッカー・モード

1 台の STT につき最大 3 個までのトラックウィンドウをコマンドで指定し、その中の星像中心位置 (セントロイド) と星像光強度、および各種ステータス信号を ACE に出力する。テレメトリへの出力については、上記 ACE への出力内容と共に、テレメトリモードが ACS モードの時には、トラック領域内のマップデータ (星像光強度が指定されたスレッシュホールド値を越えた CCD の位置と星像光強度) を出力する。

(3-6) マッパー・モード

トラッカー・モードと同様に ACE に対してはトラックウィンドウ内のセントロイド情報を出力する。トラッカー・モードと異なる部分は、テレメトリモードが ACS モード時に出力されるマップデータであり、マッパー・モードでは CCD 全領域を対象にして、設定されたスレッシュホールド値以上の信号出力をもつ CCD 位置および信号強度を出力する。

「あすか」STT の諸元を表 5-6 に、視野の定義を図 5-8 に示す。また、「あすか」に搭載した STT の外観写真を図 5-10 に示す。

表 5-6 「あすか」STT 諸元

項目		仕様値
視野	妨害光回避角	視野中心軸から半頂角 52.0 [deg] の円錐外
	撮像視野 [H×V]	10.0 × 5.0[deg], 1000 × 510[画素]
	トラックウィンドウ幅 [H,V ともに]	0.0 ~ 1.0[deg], 8 ~ 96[画素] (13 段階可変)
星方向検出	角度ランダム誤差 (3 σ)	0.3 [arcmin]
	星位置出力分解能 [H,V ともに] (精度ではない)	1.5625 × 10 ⁻² [画素]
推定等級	信号強度検出範囲	2.0~6.0 [mag] (CCD 等級)
動作時間	データ更新時間	32.0 [sec]
	露光時間	100~1600 [msec] (16 段階可変)
	撮像開始遅れ時間	ACE 撮像指令信号から 50 [msec] (MAX)
重量		1.436 [kg] (STT-S,1 台あたり)
		1.141 [kg] (STT-AE), 6.56 [kg] (STT-DE)
消費電力		6 [W] (両系 ON)

「ASTRO-E」では機上の搭載計算機で星同定を行うことで、運用性の向上を図るとともに、間違っただけの星をトラックすることによる姿勢の流れの危険性回避を目指した。そのために、「ASTRO-E」の STT は (「あすか」同様に)1 台あたり最大三個のトラックウィンドウ内の星像検出を高い精度で行えるように改良した点を含め、星同定の成功を確実にするために、トラックウィンドウ外の複数の星像中心位置を出力できるようにし、これらの恒星を恒星同定結果の検証のために使うこととした。また、姿勢推定時のカルマンフィルタの収束時間を短縮するために、撮像間隔を 2 秒にした。従って、従来の STT よりも多くの星中心情報を短い間隔で求めなければならなくなった。そのため、トラック星以外の星の中心位置算出精度を

トラック星の妥当性チェックができる程度まで落とすこととし、高速に中心値を求めることができるランゲルス回路を開発した。これにより、検出された星の中にノイズによる偽の星が複数含まれていても対処できるように、トラックに先立っての恒星捕捉時には1台あたり最大20個の恒星位置情報が、トラックしている時は最大3個のトラック星位置および明るさ情報の他に最大17個の非トラック星位置情報が出力できるようになった。

表 5-7 「ASTRO-E」 STT 諸元

項目		仕様値
視野	妨害光回避角	視野中心軸から半頂角 48.0 [deg] の円錐外
	撮像視野 [H×V]	9.8 × 5.0[deg], 1000 × 510[画素]
	トラックウィンドウ幅 [H,Vともに]	0.08[deg], 8[画素] (固定)
星方向検出	角度ランダム誤差 (補正なし:0-P) (補正あり:0-P)	19.8 [arcsec] (6.5 等級時) 6.7 [arcsec] (6.5 等級時)
	角度ランダム誤差 (3σ)	1.9 [arcsec] (6.5 等級時)
	星位置出力分解能 (精度ではない)	2.0 × 10 ⁻⁷ (方向ベクトル成分として出力している分解能)
	星位置決定精度 (3σ)	7.0 [arcsec]
	推定等級	信号強度検出範囲 2.0~6.5 [mag]
動作時間	データ更新時間	2.0 [sec]
	露光時間	0.03125~1.0 [sec] (可変)
	撮像開始遅れ時間	3.9 [msec]
重量		1.74 [kg/unit] (STO/STH) 1.6 [kg/unit] (STAE), 3.2 [kg] (STDE)
	消費電力	43~49[W](両系 ON:I/F 温度による)

「ASTRO-E」のSTTは、2台のセンサヘッド部(STO-A,STO-B)と、それぞれに対しての関連エレクトロニクスを収納するアナログ電子回路部(STAE-A,STAE-B)、および、A系、B系共通のデジタル電子回路部(STDE)から構成される。STO-A,STO-Bは、太陽や地球からの光を遮蔽するフード(STH)、星光を集光するレンズ系と焦点面に置かれた二次元 CCD 撮像素子が含まれる。このSTTは、AOCUとのインタフェースしか持たず、地上へのテレメトリや地上からのコマンドはすべてAOCU経由でその送受信を行う。

STTの動作モードは大きく2種類に分類できる。1つは、STT自身の機能維持のための動作モードであり[下記(1),(2),(5)]、他の1つはSTTが視野内の恒星を撮像あるいは追尾する時のモードである[下記(3),(4)]。以下にこれらの動作モードの概要を示す。

(1) OFFモード (OFF mode)

STTの主電源がOFFされており、基本的に機能が停止している状態である。但し、コマンドを受け取り、オンオフステータス情報を出力するためのAOCUとのインタフェース部分は動作している。また、レンズ温度制御装置(HTC)はレンズ保存温度の下限値以上に温度を維持するためにONされていることがある(HTCは必ずしも常時ONではない)。

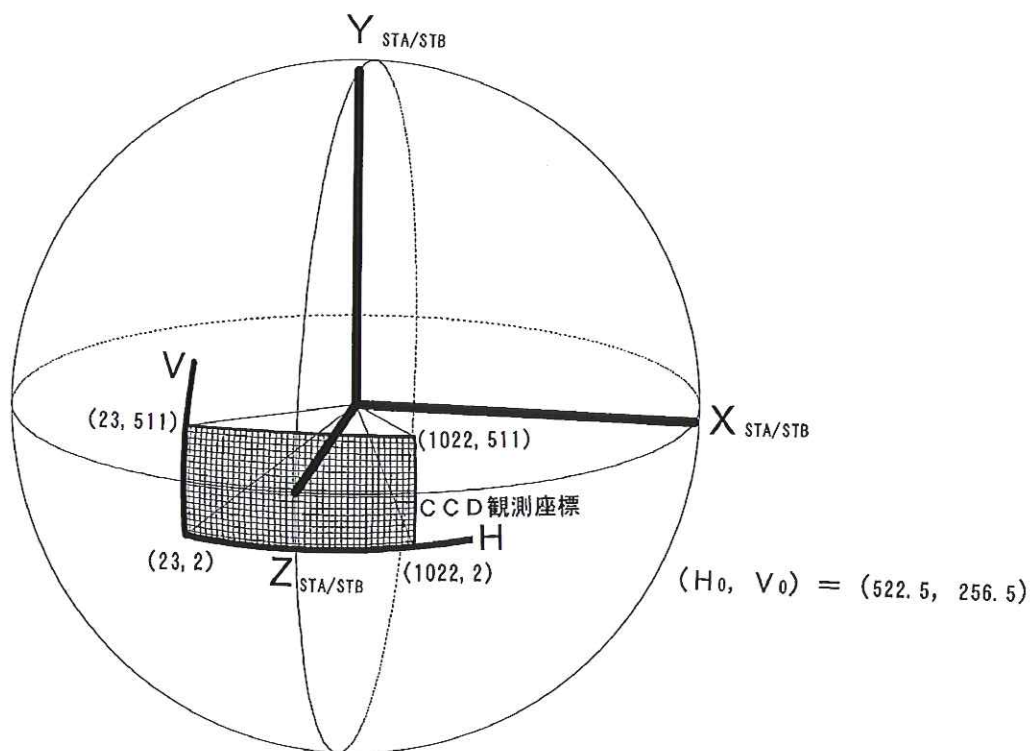


図 5-9 「ASTRO-E」 STT 視野

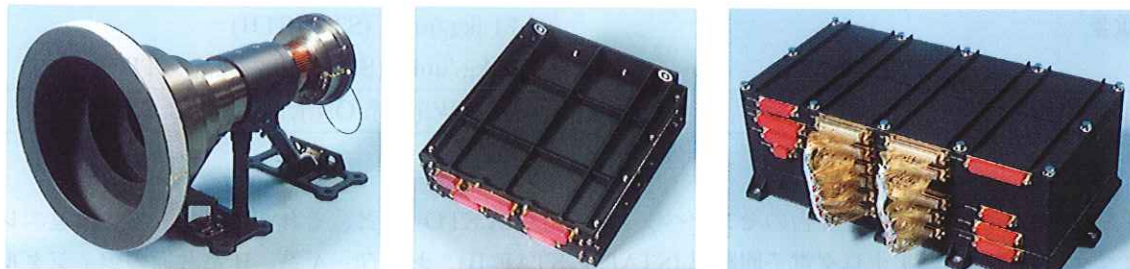


図 5-10 「あすか」 STT 外観写真 (左:STT-S, 中:STT-AE, 右:STT-DE)



図 5-11 「ASTRO-E」 STT 外観写真 (左:STO+STH, 中:STAE, 右:STDE)

(2) IPL モード (Initial Program Load mode)

電源 ON 直後に設定されるモードである。本モードにて STT-A,B の動作条件のデフォルト値設定、STDE に内蔵される計算機の初期化、EEPROM から RAM 領域へのプログラム転送、

コマンドによるプログラム書き換え、メモリダンプ等の処理を行う。

(3) ACQ モード (ACQuisition mode)

CCD 画面全体に観測される星データを処理対象として星像中心位置計算を行い、片系あたり最大 20 個の星の中心位置情報を出力する。AOCU 側では、このデータを元に機上星同定を行う。

(4) TRK モード (TRAcK mode)

STT 本来の動作モードで、片系あたり最大三個まで指定されたトラック領域内に含まれる星データを処理対象として星像中心位置計算を行い、領域内の星の中心位置方向を精密に計算し、AOCU に出力する。トラック領域外の星データについても、片系あたり最大 17 個までの星について星方向の計算を行い、AOCU に出力する。なお、「ASTRO-E」の STT が出力する星像中心位置は、「あすか」の STT とは異なり、画素単位ではなく、STT の光学歪みを補正した方向ベクトル (方向余弦値) の形で出力する。従って、AOCU 側では NSAS のように画素を角度や方向ベクトルに変換する必要がなく、STT から特別な変換式が提供されているわけではない。

(5) SCK モード (Self ChecK mode)

STT の光検出デバイスである CCD の状態をチェックするための機能である。CCD の指定領域に対して CCD ピクセル出力をテレメトリで得ることにより、地上で CCD の“白傷”や“黒傷”などの判断を行う。地上で判断された白傷・黒傷情報は、IPL モードでデータとして STT のメモリにロードされ、この情報は CCD で得られた星像データの処理のために利用される。

「ASTRO-E」STT の諸元を表 5-7 に、視野の定義を図 5-9 に示す。

「ASTRO-E」に搭載した STT の外観写真を図 5-11 に示す。

5.5 慣性基準装置 (IRU)

「あすか」IRU の外観写真を図 5-12 に、「ASTRO-E」IRU の外観写真を図 5-13 に示す。

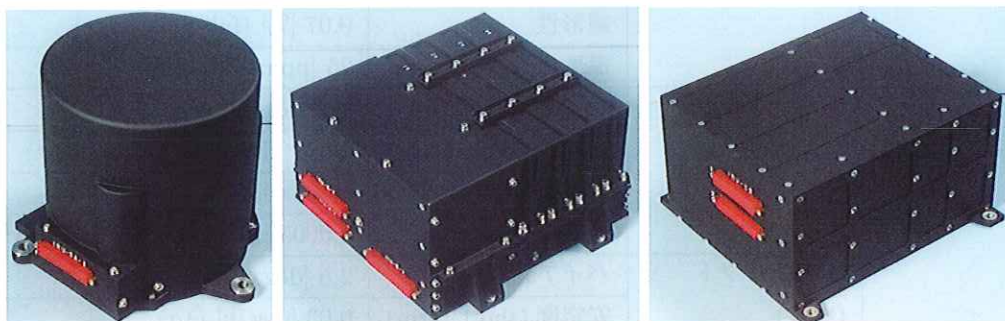


図 5-12 「あすか」IRU 外観写真 (左:IRU-SA, 中:IRU-E, 右:IRU-SB)

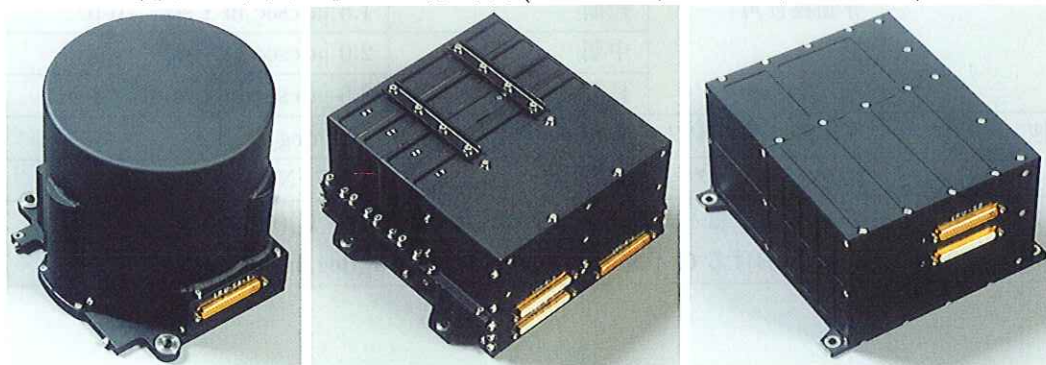


図 5-13 「ASTRO-E」IRU 外観写真 (左:IRU-SA, 中:IRU-E, 右:IRU-SB)

表 5-8 諸元 (IRU-A WIDE MODE)

項目			仕様値
入力角速度範囲	符号保証範囲	連続入力	0~±8 [deg/sec] 最大 28 分間許容
		正弦入力	振幅 :16 [deg/sec](0-P) 1 時間 周波数 :0.045 [Hz] 以下
アナログ角速度	リニアレンジ	0~±6.4 [deg/sec]	
	スケールファクタ	-1.5625 [$V_{DC}/(\text{deg/sec})$] ±5%	
デジタル角度増分	リニアレンジ	0~±3.2 [deg/sec]	
	スケールファクタ	1.6 [arcsec/pulse] ±5%	
その他	トルカスケールファクタ	1500 [deg/H/mA]	
	ジャイロモータ角運動量	0.0037 [Nms/ジャイロ]	

表 5-9 諸元 (IRU-A NARROW MODE)

項目			仕様値	
入力角速度範囲	符号保証範囲	連続入力	0~±8 [deg/sec] 最大 28 分間許容	
		正弦入力	振幅 :16 [deg/sec](0-P) 1 時間 周波数 :0.045 [Hz] 以下	
アナログ角速度	リニアレンジ	0~±0.64 [deg/sec]		
	スケールファクタ	-15.625 [$V_{DC}/(\text{deg/s})$] ±5%		
デジタル角度増分	リニアレンジ	0~±0.32 [deg/sec]		
	スケールファクタ	ノミナル	0.16 [arcsec/pulse] ±5%	
		安定度 (day to day)	0.01 [%] (1σ)	
		線形性	0.07 [%] (full scale max)	
		温度係数	25 [ppm/°C] (max) ⁽¹⁾	
	G 不感ドリフト	バイアス (出荷時)	0.1 [deg/h] (max)	
		安定度 (short term)	0.001 [deg/h in 8000sec](1σ)	
		安定度 (day to day)	0.005 [deg/h] (1σ)	
		温度係数	0.0005 [(deg/h)/°C] (max) ⁽²⁾	
	G 感ドリフト (参考)	バイアス (出荷時)	2.5 [deg/h] (max)	
		安定度 (short term)	0.03 [deg/h] (1σ)	
		安定度 (day to day)	0.15 [deg/h] (1σ)	
	等価雑音角	短期	1.5 [arcsec in 1 sec] (p-p)	
中期		2.0 [arcsec in 1 min] (p-p)		
長期		2.5 [arcsec in 1 hour] (p-p)		
その他	トルカスケールファクタ	150 [deg/H/mA]		
	ジャイロモータ角運動量	0.037 [Nms/ジャイロ]		
(1):+30~+40 °C (IRU-A) におけるパルスウェイト変化は 500 [ppm/°C](max)				
(2):+30~+40 °C (IRU-A) における G 不感ドリフト変化は 0.003[(deg/h)/°C](max)				

慣性基準装置 (IRU) は、内部に装着されたフロート型レート積分ジャイロ (FRIG) の入力軸回りの角速度を検出し、これに比例したアナログ角速度信号と周波数変換したデジタル角度増分信号を出力するセンサである。「あすか」では、直交三軸分の感度軸に加えて (1,1,1) 方向の冗長軸の四つの軸を一パッケージ

表 5-10 諸元 (IRU-SB)

項目		数値	
入力角速度範囲	符号保証範囲	連続入力 0~±8 [deg/sec] 最大 28 分間許容	
		正弦入力 振幅 :16 [deg/sec](0-P) 1 時間 周波数 :0.045 [Hz] 以下	
デジタル角度増分	リニアレンジ	0~±0.32 [deg/sec]	
	スケールファクタ	ノミナル	0.16 [arcsec/pulse] ±5%
		安定度 (day to day)	0.01 [%] (1σ)
		線形性	0.07 [%] (full scale max)
		温度係数	25 [ppm/°C] (max) ⁽¹⁾
	G 不感ドリフト	バイアス (出荷時)	0.1 [deg/h] (max)
		安定度 (short term)	0.001 [deg/h in 8000sec](1σ)
		安定度 (day to day)	0.005 [deg/h] (1σ)
		温度係数	0.0005 [(deg/h)/°C] (max) ⁽²⁾
	G 感ドリフト (参考)	バイアス (出荷時)	2.5 [deg/h] (max)
		安定度 (short term)	0.03 [deg/h] (1σ)
		安定度 (day to day)	0.15 [deg/h] (1σ)
	等価雑音角	短期	1.5 [arcsec in 1 sec] (p-p)
		中期	2.0 [arcsec in 1 min] (p-p)
長期		2.5 [arcsec in 1 hour] (p-p)	
その他	トルカスケールファクタ	150 [deg/H/mA] ±25%	
	ジャイロモータ角運動量	0.037 [Nms/ジャイロ]	
(1):+30~+40 °C (IRU-B) におけるパルスウェイト変化は 500 [ppm/°C](max)			
(2):+30~+40 °C (IRU-B) における G 不感ドリフト変化は 0.003[(deg/h)/°C](max)			

ジにした IRU-A と、1 台の FRIG で構成されるため一軸の入力軸を持つ IRU-B の二台の IRU を搭載した。IRU-B の感度軸である S2 軸の方向は、IRU-A のどの感度軸とも重ならない (-1, 1, 0.4636) とした。

IRU-A は、4 個のレート積分ジャイロ (X, Y, Z, S1 軸) を有するセンサ部 (IRU-SA) とその関連エレクトロニクスを有する電子回路部 (IRU-E) から構成される。IRU-B は、1 個のレート積分ジャイロ (S2 軸) から成るセンサ部とその関連電子回路部を一つにまとめたユニット (IRU-SB) で構成される。

ジャイロエンコーダ出力は、IRU-SA 内のプリアンプを介して、IRU-E のリバランスアンプに入力され、直流電流信号に変換され、ジャイロトルカにフィードバック (アナログリバランス) される。このフィードバック電流の値は、ジャイロの入力角速度に比例しているため、I/V、および V/F 変換し、角速度信号、および角度増分パルス信号として出力する。高精度な定常運用時とその他の運用の両方に対処できるようにするため、レンジ切り替えコマンドにより動作モードを WIDE と NARROW の間で切替えられる仕様とし、後者は前者の 1/10 の最大入力レート、および 1/10 の分解能を持つ。ただし IRU-SB は、定常運用時専用として NARROW レンジのみとした。

IRU の諸元を表 5-8 から表 5-10 に示す。なお、重量は 3.9kg(IRU-E), 4.3kg(IRU-SA), 4.4kg(IRU-SB) であり、消費電力は約 15W(IRU-E/SA, ジャイロ 3 台 ON 定常), および約 8.5W(IRU-SB, ジャイロ 1 台 ON 定常) である。

「ASTRO-E」では、IRU-A は「あすか」と同じ仕様のものを搭載した。「あすか」の IRU-B の感度軸は、

IRU-B 筐体の衛星構体への取り付け向きを固定したまま内部のジャイロの向きのみを回転させて IRU-A と感度軸が重ならないように決めたが、「ASTRO-E」では更に感度を高めるため、衛星搭載時の IRU-B 筐体の向きも含めて最適な感度軸を決定した結果、S2 軸を衛星座標の ($\sin 20 \text{ deg}, -\cos 20 \text{ deg} \sin 25 \text{ deg}, \cos 20 \text{ deg} \cos 25 \text{ deg}$) 方向に変更した。それ以外の性能についてはすべて「あすか」と同じである。ただし、「ASTRO-E」ではデジタル角度増分しか利用しておらず、アナログ角速度出力信号は AOCU とインタフェースを持たせていない (IRU 単体試験時のみモニタする)。

5.6 地磁気センサ (GAS)

地磁気センサ (GAS) は、衛星軌道上において地球磁場強度の直交 3 軸成分を測定するセンサである。この情報は主に、磁気トルカによる角運動量制御、および地上における衛星の粗姿勢決定に使用される。

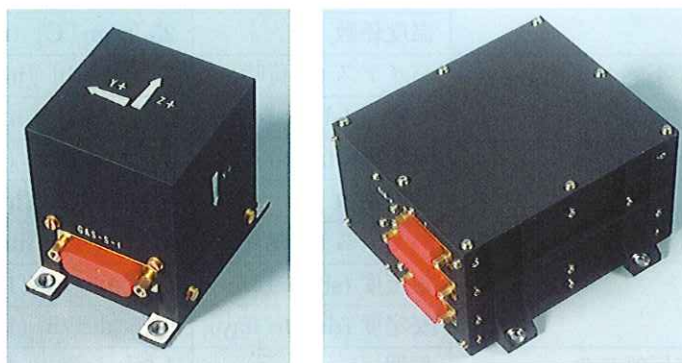


図 5-14 「あすか」 GAS 外観写真 (左:GAS-S, 右:GAS-E)

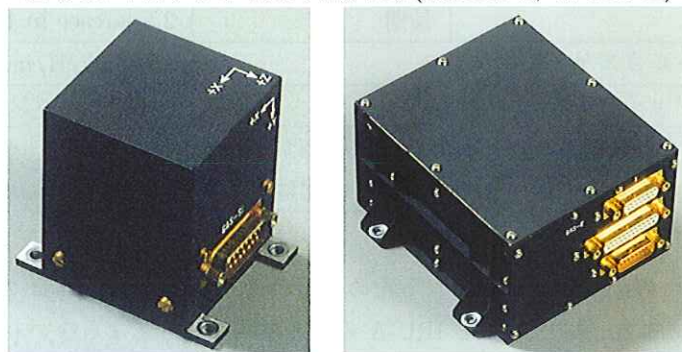


図 5-15 「ASTRO-E」 GAS 外観写真 (左:GAS-S, 右:GAS-E)

表 5-11 GAS 諸元

項目		仕様値	
測定磁場強度	検出範囲	$\pm 50000 \text{ [nT]} \pm 10\%$ (製造誤差) $\pm 390 \text{ [nT]}$ (較正誤差)	
	精度	バイアス誤差	$\pm 200 \text{ [nT]}$ 以下
		等価雑音	$\pm 100 \text{ [nT]}$ 以下
		軸間直交性	0.2 [deg] 以下
	テレメトリ出力分解能	390 [nT]	
重量		0.78 [kg] (GAS-E), 0.2 [kg] (GAS-S)	
消費電力		1.3 [W]	

GAS は、円環状パーマロイ磁性体に巻かれた励磁コイルと検出コイルで構成されるセンサ部 (GAS-S)、

およびセンサ励振回路・同期検波回路(PSD)・インタフェース回路等で構成される電子回路部(GAS-E)の2個のユニットから構成されるリングコア型フラックスゲート磁力計である。センサ部は、衛星からの磁気バイアスの影響を避けるため、極力磁気的環境がよい場所を選んで搭載した。ACPを使用した姿勢制御系は磁気トルカからの干渉を補正する機能をもつ。

GASの諸元を表5-11に示す。

「ASTRO-E」は、「あすか」と同じ仕様のGASを搭載した。

「あすか」のGASの外観写真を図5-14に、「ASTRO-E」のGASの外観写真を図5-15に示す。

5.7 リアクションホイール(RW)/ホイール駆動装置(WDE)

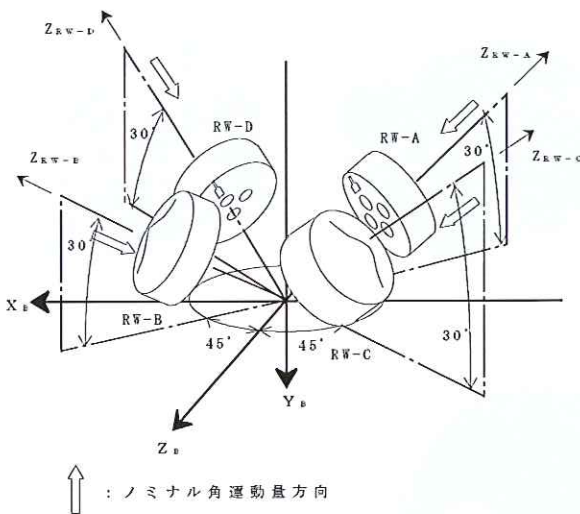


図 5-16 「あすか」RWの配置

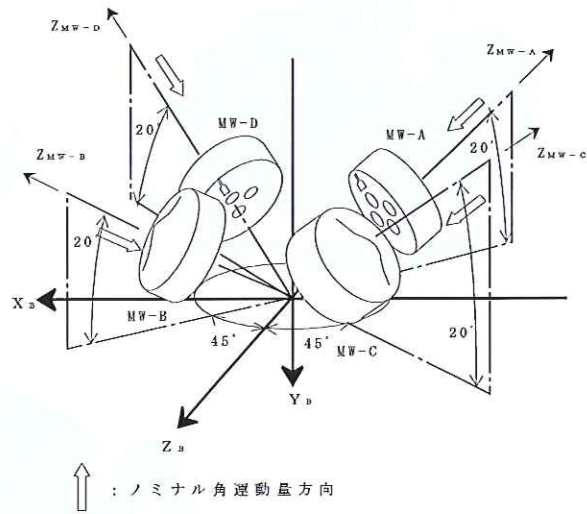


図 5-17 「ASTRO-E」MWの配置

「あすか」に搭載したホイールは、リアクションタイプのホイール(RW)であり、正負両方向の回転に対応したものである。しかし「あすか」ではこのRWの一方向の回転のみを使用して制御しており、モーメントムホイールとしての使い方をした。このRWの回転軸を、衛星構体XZ面(太陽電池パドル面)からY軸方向に30deg起きあがるように傾斜させた、4台のスクュー構成として配置した。図5-16にホイール配置の様子を示す。

このRWは、1台あたり回転数3500rpmで6Nmsの角運動量が得られ、また、0~3500rpmの回転数制御範囲において0から0.04Nm(摩擦トルクを差し引いた正味の最大発生保証リアクショントルク値)の制御トルクを発生する。定常運用時には、Y軸方向正規合成バイアス角運動量7.5Nmsを4台のホイールが等分して蓄積している。このように「あすか」ではバイアス角運動量ホイールとして用い、ロータの回転方向はホイール取り付け面から筐体あるいはロータ方向を見て反時計回りである(図5-16参照)。

リアクションホイールアセンブリ(RWA)は、フライホイールマス、ベアリングユニット、モータ、コミュニケーション回路、軸受部温度計測用サーミスタを有し、制御トルクの発生および角運動量の蓄積をするリアクションホイール本体(RW)と、モータ電流制御部、DC電源入力フィルタ/リレー回路、ACEおよびHK機器とのインタフェース部を有し、RWを制御駆動するホイール駆動装置(WDE)とからなる。またRWはホイールロータ1回転あたり90パルスのタコパルスとロータ回転方向の極性を検出し、WDEを介してACEに出力する。ホイールロータの駆動トルクは、ACEから受けるトルクコマンド(電圧値)に比例する。トルクコマンドは最大6Vで飽和する設定としており、この時の駆動トルクは0.066Nmに相当する。リアクショントルクは、この駆動トルクからホイールの摩擦トルクを差し引いたものとして得られる。



図 5-18 「あすか」ホイール外観写真 (左:RW, 右:WDE)

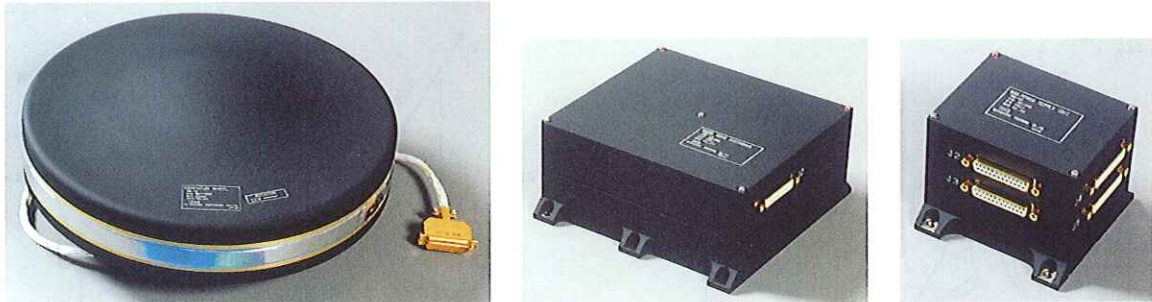


図 5-19 「ASTRO-E」ホイール外観写真 (左:MW, 中:WDE, 右:WDEPSU)

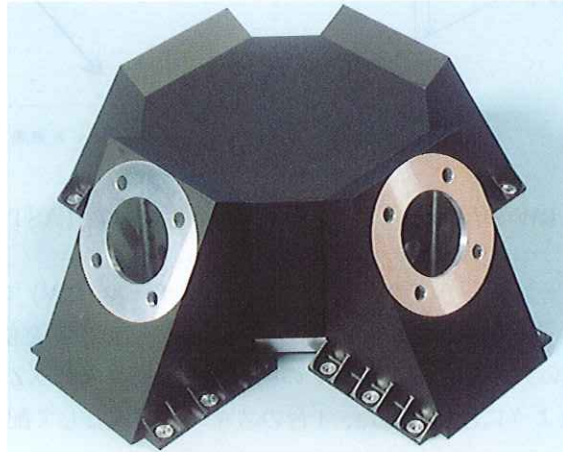


図 5-20 「あすか」ホイール取り付け治具外観写真

ACEでホイール回転周期を計測する際、90個のタコパルスすべてを利用しているわけではなく、そのうちの1つ(ロータ1回転につき1個のパルス)しか利用していない。これは隣接するタコパルス間隔の精度が、姿勢制御に必要な精度を満たすことができないためであり、同じタコパルス間隔を計測する方がより正確に回転周期を計測できるためである。

「あすか」RWの性能諸元を表5-12に示す。なお重量は、各RWが4.3kg、各WDEが0.9kgである。消費電力は回転数や加減速の速さ(出力トルク値)によって変化するが、例として3500rpmで一定回転している時の1台のRWの消費電力は約6.4Wである。

「ASTRO-E」は衛星バイアス角運動量として40Nmsを必要としたため、蓄積角運動量が大きいタイプの角運動量ホイール(MW)を採用した。このMWは、片方向のみ精度の良い回転が可能であり、回転数6500rpmで50Nmsの角運動量が得られ、また、0~6500rpmの回転数制御範囲において0から0.03Nm(摩

表 5-12 「あすか」RW/WDE 諸元

項目		仕様値
回転数	線形動作保証回転数	3500 [rpm]
	最大回転数	3600 [rpm] 以上
角運動量	線形動作保証角運動量	6.0 [Nms]
	慣性モーメント (設計値)	0.0164 [kgm ²] ±3%
タコパルス	タコパルス数	90 [pulse/rev]
	タコパルスジッタ (1/90 分周時)	0.01% 以下
リアクショントルク	最大リアクショントルク	0.04 [Nm] 以上
	モータトルクスケールファクタ	0.055 [Nm/A] ±15%
	電流スケールファクタ	0.2 [A/V] ±10%
	応答特性	20 [msec] 以下
摩擦トルク	最大摩擦トルク	0.018 [Nm] 以下
	静摩擦トルク (起動電流)	180 [mA] 以下 at 0rpm
	動摩擦・クーロントルク	0.005 [Nm] (参考値)
	動摩擦・粘性トルク係数	3.5×10^{-5} [Nm/rad/sec](参考値)
動作時間	ランアップ時間	2.5 [min] 以下 (0→3000rpm 1.2A 加速)
	コーストダウン時間	2[min] 以上 15[min] 以下 (2000 → 500rpm)

表 5-13 「ASTRO-E」MW/WDE 諸元

項目		仕様値
回転数	線形動作保証回転数	6500 [rpm]
	最大回転数	7000 [rpm] (Max)
角運動量	線形動作保証角運動量	50.0 [Nms]
	慣性モーメント (設計値)	0.0734 [kgm ²] ±1.5%
タコパルス	タコパルス数	24 [pulse/rev]
	タコパルスジッタ	±9% 以下 at 5200rpm
リアクショントルク	最大リアクショントルク	0.03 [Nm] 以上
	モータトルクスケールファクタ	0.03 [Nm/A] ±10%
	電流スケールファクタ	0.33 [A/V] ±10%
	応答特性	20 [msec] 以下
摩擦トルク	最大摩擦トルク	0.036 [Nm] 以下
	静摩擦トルク (起動電流)	6000 [mA] 以下 at 0rpm
	動摩擦・クーロントルク	0.003 [Nm] (参考値)
	動摩擦・粘性トルク係数	2.19×10^{-5} [Nm/rad/sec](参考値)
動作時間	ランアップ時間	20 [min] 以下 (0→6500rpm 2.0A 加速)
	コーストダウン時間	9~ 25[min] (4000→3000rpm) 50~130[min] (6500→1000rpm)

擦トルクを差し引いた正味の最大発生保証リアクショントルク値)の制御トルクを発生する。タコパルスは一回転で24個発生するが、「あすか」と同じ理由により周期計測にはそのうちの1個しか利用していない。ホイールの配置は「あすか」と同様(ただし起き角は外乱とマヌーバ範囲の検討から20degへ変更。図5-17

参照)であり、衛星上の配置の関係から、ホイール取り付け面からロータ側を見て反時計回りの回転とした。

ホイール駆動方式は、「あすか」と同様のハードウェアデジタルタコループへの基準入力を回転周期指令コマンドによって与える“回転周期指令制御方式”と、AOCP搭載ソフトウェアの制御則から AOCEへ直接ホイールトルクコマンド値で指示するダイレクトトルク駆動方式(摩擦トルクはソフトウェアで実現するタコループによって補償している)を制御のモードによって使い分けている。

「ASTRO-E」MWの性能諸元を表5-13に示す。なお重量は、各MWが6.76kg、各WDEが1.5kg、WDE-PSUが0.6kgである。消費電力は回転数や加減速の速さ(出力トルク値)によって変化するが、例として3900rpmで一定速度回転している時の1台のMWの消費電力は約38Wである。

「あすか」に搭載したホイールの外観写真を図5-18に、「ASTRO-E」に搭載したホイールの外観写真を図5-19に示す。「あすか」では、各1台のRWとWDEをセットとした4セットを搭載した。「ASTRO-E」では、図5-19左と中のMW,WDEを4セットと、図5-19右のWDE用の電源供給装置であるWDEPSUを1台(1台で4台のWDEへの電源供給を行っている)を搭載した。なお、「あすか」のホイールは、図5-16に示すような配置で搭載するために、図5-20のような取り付け治具を製作して4台のRWを取り付けた。「ASTRO-E」では、ホイールが大型でために4台まとめて取り付けることができず、図5-20を二分した形の取り付け治具を用いて2台ずつ搭載した。

5.8 磁気トルカ(MTQ)/磁気トルカ駆動装置(MDRV)

磁気トルカ(MTQ)は、ACEで制御された電流の印加により磁気モーメントを発生し、その磁気モーメントと地磁気の相互作用により衛星の姿勢制御(主に角運動量管理)を行うためのアクチュエータである。

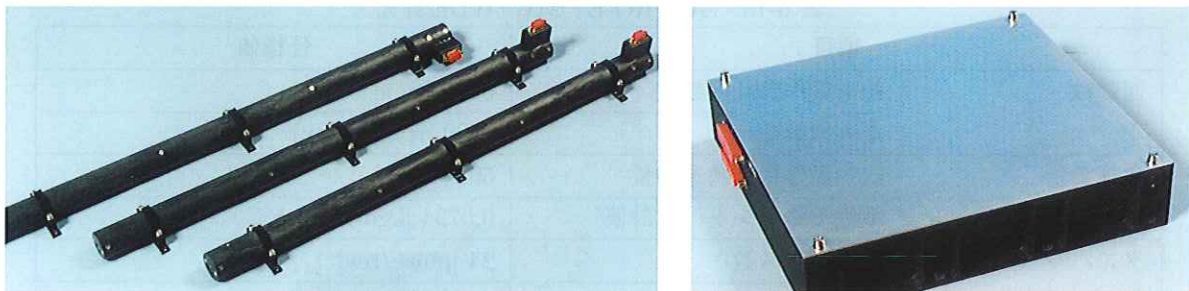


図5-21 「あすか」MTQ外観写真(左:MTQ, 右:MDRV)



図5-22 「ASTRO-E」MTQ外観写真(左:MTQ, 右:DRV)

ACEの指示に従い磁気トルカを駆動する装置が磁気トルカ駆動装置(MDRV)である。MTQは、有芯電磁石で芯材に巻き付けたコイルに通電することによって所定の磁気モーメントを発生するものであり、衛星のX,Y,Z軸方向に各1本ずつ搭載した。MTQは、コイルケース部、芯材およびコイル部、端子部、取付座によって構成され、円筒棒状の外形を有する。

「あすか」のMTQの電流駆動方式は、駆動装置を簡略化するために32秒毎の切換時間を持つバングバング方式(ゼロ、プラス、マイナスの三通りの電流駆動を行う方式)を採用した。

表 5-14 「あすか」 MTQ/MDRV 諸元

項目		仕様値
発生磁気モーメントと電流値	最大磁気モーメント	48 [Am ²] (160mA 時) 60 [Am ²] (250mA 時, 参考値)
	最大磁気モーメント変動幅	±30% 以下
	最大磁気モーメント保証電流	160 [mA] 250 [mA] (実使用時)
	最大残留磁気モーメント	±1 [Am ²] 以下
スケールファクタ	スケールファクタ	300 [Am ² /A]
干渉効果	磁気モーメント干渉	±1 [Am ²] 以下
応答特性	立ち上がり時間	400 [msec] 以下
	立ち下がり時間	400 [msec] 以下
MDRV 応答特性	極性切り換え遅れ時間	100 [msec] 以下
重量		1.9 [kg/unit]

表 5-15 「ASTRO-E」 MTQ/DRV 諸元

項目		仕様値
発生磁気モーメントと電流値	最大磁気モーメント	±250 [Am ²] (0.91A 時) ±300 [Am ²] (1.1A 時, 参考値)
	最大磁気モーメント変動幅	±30% 以下
	最大磁気モーメント保証電流	0.91[A] (ノミナル)
	最大残留磁気モーメント	0.04[Am ²] (解析ノミナル値) 1.5 [Am ²] (解析最悪値)
スケールファクタ	スケールファクタ	274 [Am ² /A]
干渉効果	磁気モーメント干渉	±1 [Am ²] 以下
応答特性	立ち上がり時間	400 [msec] 以下
	立ち下がり時間	400 [msec] 以下
DRV 応答特性	極性切り換え遅れ時間	150 [msec] 以下
重量		5.4 [kg/unit]

「あすか」の MTQ の諸元を表 5-14 に示す。

この表に示すように、この MTQ の発生磁気モーメントは、線形域として 160mA の電流に対して 48Am² が保証されているが、制御を余裕を持って実行させるために少しでも磁気モーメント値を多く発生することができるように、MDRV では 250mA までに電流を流せるように設計している。250mA の駆動電流時の MTQ 発生磁気モーメントは、線形域を多少逸脱して飽和域に差し掛かっているが、約 60Am² の磁気モーメントを発生することができた。

「ASTRO-E」では、衛星の大型化により衛星バイアス角運動量を 40Nms としたため、「あすか」より大きな磁気モーメントを発生することのできる MTQ を採用した。「ASTRO-E」MTQ の電流駆動は、RCS 駆動装置と一つのパッケージとした DRV という装置により行われる。

「あすか」ではバングバング駆動方式を採用したが、この方式では MTQ 駆動開始(立上り)時と停止(立下がり)時に姿勢の揺らぎが発生してしまい、「ASTRO-E」ではこの揺らぎが制御要求に対して無視できない量であるため、最大電流値までを 8 ビットの分解能で指定できる連続的電流駆動方式を採用した。

「ASTRO-E」MTQ の諸元を表 5-15 に示す。

この表に示すように、この MTQ は 0.91A の電流に対して 250Am^2 の磁気モーメントの発生までは線形保証されている。しかし「あすか」と同様の理由で、DRV は 1.1A まで電流を駆動できるように設計しており、この時 MTQ は線形域を多少逸脱しているが、約 300Am^2 の磁気モーメントを発生することができた。

「あすか」に搭載した MTQ の外観写真を図 5-21 に、「ASTRO-E」に搭載した MTQ の外観写真を図 5-22 に示す。

5.9 姿勢制御装置 (ACE)/姿勢制御プロセッサ (ACP)

「あすか」の姿勢制御装置 (ACE) は、姿勢制御プロセッサ (ACP) と共に衛星の“姿勢制御装置”を構成する。姿勢データ取得のために STT,IRU,SSAS,NSAS および GAS と電気的インタフェースを持つ。また、姿勢制御アクチュエータの駆動のために WDE および MDRV と電気的インタフェースを持つ。ACE は、これらのセンサデータを取得し、ACE 内のハードワイアードロジック、または、ACP 搭載ソフトウェアのソフトウェアロジックで決定された制御信号により上記のアクチュエータを駆動する。また、ACE は衛星の姿勢と ACP 搭載ソフトウェアの動作状態を監視し、セーフホールドモード移行の条件判断を行う機能を持つ。セーフホールド移行条件成立時には、テレメトリコマンド制御装置 (TCU) に対して OG 割り込み発生要求を発行する。

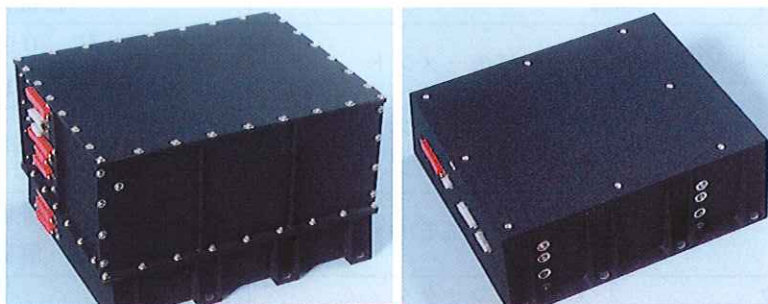


図 5-23 「あすか」 ACE/ACP 外観写真 (左:ACE, 右:ACP)



図 5-24 「ASTRO-E」 AOCU 外観写真

「あすか」の ACP は ACE とインタフェースを持つ姿勢制御用搭載コンピュータであり、ACE と連携して衛星の姿勢制御を行う装置である。V30 互換の命令セットで動作する耐放射線ゲートアレイ 16 ビット MPU を搭載している。この MPU は 6.29MHz のクロックで動作するように設計している。ACP は内部待機冗長構成を採用し、上記の MPU を持ったプロセッサを 2 台持つ。この 2 台のプロセッサは、片系

のみで動作可能であり、同時に両系を動作させることはできない。メモリは片系につき8kBのPROMと、64kBのSRAMを搭載している。ACP搭載ソフトウェアのソフトウェアロジック(搭載プログラム)により姿勢制御指令を決定しACEに制御指令を発行する。また、衛星の姿勢決定を行うと共にソフトウェアによる異常判定を行う。異常と判定された場合にはACEにセーフホールド移行動作を指令する。

ACPはACEより以下のような割り込み信号を受けて、割り込み処理を行っている。

- ・コマンドデータが到着した時に発生するコマンド割り込み
- ・0.125秒毎に発生する8Hz割り込み
- ・1秒毎に発生する1Hz割り込み
- ・32秒毎に発生する32sec割り込み

このうち、後者3つの定期割り込みは同期している。

重量は、ACEが7.5kg、ACPが3.5kgである。また消費電力は、ACEが5W、ACPが5Wである。

「ASTRO-E」では、「あすか」のACEとACPに相当する装置は一つのパッケージとなっており、AOCUと呼んでいる。AOCUでは制御ロジックはほぼすべてソフトウェアで実現しており、ハードワイアードロジックはソフトウェアと協同してのみ動作するハードウェアデジタルタコループ回路のみである。AOCU内の姿勢軌道制御プロセッサ(AOCP)は、「あすか」では別のゲートアレイで実現していた周辺装置部を一体化したCOSMO16と呼ばれる新規ゲートアレイ16ビットMPUを搭載しており、その動作クロックは16.777215MHzで、「あすか」の約2倍程度に高速化されたものを2系統内蔵している。この2系統のプロセッサは、「あすか」とは異なり、同時に両系が動作することを可能としている。これは、セーフホールド制御もソフトウェアで実施することにしたため、セーフホールド制御を実施しながら他系のプロセッサの動作確認を行う目的で実現した機能である。

メモリは、片系ずつ64kBのPROMと256kBのSRAMを、両系に共通の256kBの共有SRAMとプログラム格納用の256kBのEEPROMを搭載している。

「ASTRO-E」のAOCPは以下のような割り込みを使用している。

- ・コマンドデータが到着した時に発生するコマンド割り込み
- ・PIM(Payload Interface Module)がテレメトリパケットをDHU(Data Handling Unit)に転送し終わった時に発生するEMR割り込み
- ・アナログHKパケット取得タイミング時に発生するMCRP割り込み
- ・0.03125秒毎に発生する32Hz割り込み
- ・0.125秒毎に発生する8Hz割り込み
- ・1秒毎に発生する1Hz割り込み

このうち、後者3つの定期割り込みは同期している。

ここで、DHUとは「ASTRO-E」衛星の搭載共通バス機器のテレメトリ編集/コマンド配信処理をする装置であり、PIMとは各機器側に内蔵されるDHUとのインタフェースチップである。

AOCUの重量は5.7kg、消費電力は12.1Wである。

「あすか」に搭載した姿勢制御装置(ACE)/姿勢制御プロセッサ(ACP)の外観写真を図5-23に、「ASTRO-E」に搭載した姿勢制御装置(AOCU)の外観写真を図5-24に示す。

5.10 加速度計(ACM)

「ASTRO-E」では、RCSスラスタによる軌道制御時の加速度を計測するために可動マスバランス型の加速度計(ACM)を搭載した。「ASTRO-E」に搭載したACMの外観写真を図5-25に示す。

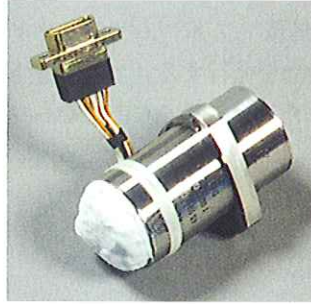


図 5-25 ACM 外観写真

ACM 入力軸は、 ΔV 制御時の加速方向である衛星 Z 軸方向とした。ACM は、トルカ、発振器、角位置検出器、および温度検出器で構成されるセンサ部からなり、姿勢軌道制御装置 (AOCU) へアナログ電圧としてデータを出力する。本センサは「あすか」には搭載していない。

ACM の諸元を表 5-16 に示す。

表 5-16 ACM 諸元

項目		仕様値	
測定加速度	検出範囲	± 25 [mG]	
	感度	スケールファクタ	5[V]/25[mG] $\pm 5\%$ 以内
		直線性	$\pm 0.1\%$ 以内
	出力電圧範囲	± 7.5 [V _{DC}] ノミナル	
	精度	バイアス	± 200 [μ G] 以内 (± 40 mV 以内)25 °C時)
		バイアス温度係数	± 30 [μ G/°C] 以内
		バイアス安定性	± 100 [μ G/年] 以内
		ノイズレベル	31.5 [μ G _{rms}] 以下
	分解能	12.2 [μ G _{OP}] 以下	
応答速度	周波数特性	0~200 [Hz] (± 3 [dB] 以内)	
温度センサ	スケールファクタ	-1 [μ A/°K] ノミナル	
重量		0.09 [kg] (取り付け治具含まず)	
消費電力		0.6 [W]	

ACM のデータはテレメトリ伝送により地上での解析にのみ利用し、軌道上では使用していない。瞬時瞬時のアナログ生データも主に地上での試験時のために出力させているが、このような瞬時の加速度の出力では、テレメトリ取得の都合で時間が空くとその間の加速量が分からないことになる。このようなことを防ぐために、軌道上で定期的に得られる ACM 出力データを AOCU で時間積分し、この積分値もテレメトリに出力するようにした。ところで、連続的に得られるデータを適当な時間間隔でサンプリングすると、サンプリング周波数の半分の周波数、すなわちナイキスト周波数以上の周波数帯の出力はナイキスト周波数以下のデータに畳み込まれてしまうというエイリアシングノイズ (折り返しノイズ) が発生する。この折り返しノイズを低減するためには、時間離散サンプリングする前のデータをナイキスト周波数付近の遮断周波数を持つローパスフィルタを通すことによって不要の高周波成分を減衰させる必要がある。そこで、AOCU で ACM からのアナログ電圧出力を A/D 変換する前に、サンプリングによる折り返し雑音を

除くためのアナログローパスフィルタを通すように設計している。上述の時間積分テレメトリの値は、このローパスフィルタを通してA/D変換された値をAOCPで数値積分したものである。

5.11 リアクションコントロールシステム (RCS)

「ASTRO-E」では、ロケットによる軌道投入後、衛星側で軌道制御(ΔV)を行う必要があるために、二次推進系であるブローダウン式リアクションコントロールシステム(RCS)が搭載されている。RCSは、ペリジアップマヌーバ用の23Nスラスタ4基と、姿勢制御用の3Nスラスタ4基、4個の燃料タンク、および配管系などからなる。燃料タンクには合計約100kgのヒドラジンを搭載できる。燃料フル充填時に23Nスラスタからは最大23N以上の推力を、3Nスラスタからは最大3N以上の推力を発生できる。各23NスラスタはそれぞれA1,A2,A3,A4と呼び、各3NスラスタはそれぞれC1,C2,C3,C4と呼んでいる。A1スラスタとC1スラスタは、噴射の向きが異なるが、スラスタの衛星上での搭載位置が近く、燃料からの配管が同じであり、二つを合わせてAモジュールと呼んでいる。同様にA2とC2はBモジュール、A3とC3はCモジュール、A4とC4はDモジュールと呼んでいる。RCSは、燃料タンクも含めて衛星構体の-Z側の下端近くに搭載されている。各スラスタモジュールの衛星XY面内での位置関係を図5-26に示す。

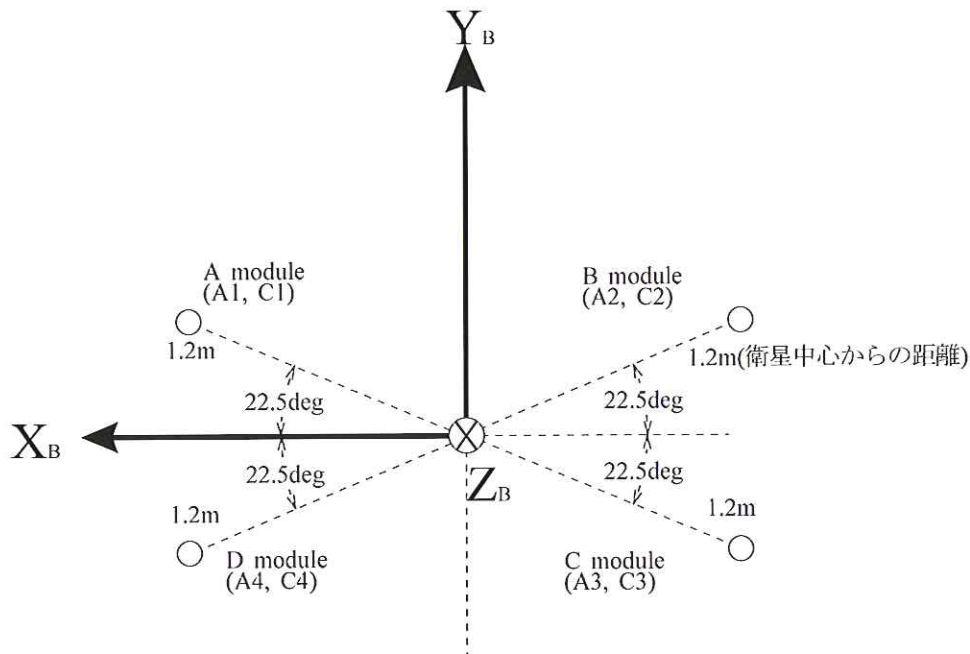


図 5-26 RCS スラスタモジュールの搭載位置

23Nスラスタは主に近地点高度変更 ΔV 制御のために搭載したものであり、衛星の遠地点での進行方向の速度を増加させることにより近地点の高度変更を行うため、4台とも遠地点での進行方向の逆方向である-Z方向に噴射するように取り付けられた。4台揃って噴射することによって衛星に+Z方向の推力を与えることができる。また、2台ずつ噴射することにより衛星にトルクを与えることができる。その組み合わせと発生トルク方向を表5-17に示す。

3Nスラスタは主に姿勢制御のために搭載したものであり、その噴射方向は表5-18のように設定した。23Nスラスタと同様に、3Nスラスタも2台ずつ噴射することにより衛星にトルクを与えることができる。その組み合わせと発生トルク方向を表5-19に示す。

3Nスラスタは、噴射方向を衛星XY面内に配置することでZ軸回りの発生トルクを最大にすることがで

表 5-17 23N スラスタ 2 台による発生トルク方向

スラスタ組み合わせ	発生トルク方向
(A1+A2)	+X
(A3+A4)	-X
(A1+A4)	-Y
(A2+A3)	+Y

表 5-18 3N スラスタ噴射方向

C1: $\begin{pmatrix} +\cos(28\text{ deg})\cos(45\text{ deg}) \\ -\cos(28\text{ deg})\cos(45\text{ deg}) \\ -\sin(28\text{ deg}) \end{pmatrix}$	C2: $\begin{pmatrix} -\cos(28\text{ deg})\cos(45\text{ deg}) \\ -\cos(28\text{ deg})\cos(45\text{ deg}) \\ -\sin(28\text{ deg}) \end{pmatrix}$
C3: $\begin{pmatrix} -\cos(28\text{ deg})\cos(45\text{ deg}) \\ +\cos(28\text{ deg})\cos(45\text{ deg}) \\ -\sin(28\text{ deg}) \end{pmatrix}$	C4: $\begin{pmatrix} +\cos(28\text{ deg})\cos(45\text{ deg}) \\ +\cos(28\text{ deg})\cos(45\text{ deg}) \\ -\sin(28\text{ deg}) \end{pmatrix}$

表 5-19 3N スラスタ 2 台による発生トルク方向

スラスタ組み合わせ	発生トルク方向
(C1+C2)	+X
(C3+C4)	-X
(C1+C4)	+Y
(C2+C3)	-Y

きる。しかし、スラスタからの噴射プルームの広がりには噴射中心方向から広い角度範囲に及ぶため、噴射中心を衛星 XY 面内に向けると、衛星構体の -Z 側外側面へのプルームの衝突が大きく、構体表面を汚すのみならず不要なトルクを衛星に与えてしまうことになる。これらの悪影響を避けるため、「ASTRO-E」では噴射中心方向を -Z 方向に 28deg 傾けて配置している。

RCS の性能諸元を表 5-20 に示す。

図 5-27 および図 5-28 に RCS の一部の外観写真を示す。

図 5-27 は、RCS の燃料タンクと配管がモジュール構造かつ一体となっている部分の写真である。この部分は、衛星の -Z 側の端 (ロケットとの結合部付近) に組み付けられる。

図 5-28 は、RCS のスラスタへ向かって突き出ている配管付近の写真である。縦に二つ並んで突き出て見えるところがそれであり、写真の下側が 23N スラスタに、上側が 3N スラスタになる。最終的にはこの配管の先に、それぞれの噴射方向に向けた噴射ノズルを取り付ける。

図 5-29 は、図 5-28 を更に離れたところから見た衛星の全体像であり、衛星下部にスラスタの配管が突き出ているところが見える。

図 5-30 は、RCS の燃料タンクから各スラスタへ繋がる配管と、燃料の濾過器 (図中では“FLT”と表示)、ラッチングバルブ (図中では“LV”と表示) などの配管系統図である。

表 5-20 RCS 性能諸元

性能項目		数値	
推進系形式		一液式ブローダウン	
推進薬の保有 (ヒドラジン)	推進薬タンク容積	36.6 [リットル] × 4 個	
	全推進薬量 ⁽¹⁾	100 [kg]	
	押しガス	ヘリウムガス	
	押しガス圧力	初期充填圧力 20 [kgf/cm ² abs] @ 20 °C 終期圧力 7 [kgf/cm ² abs] @ 20 °C	
ガスジェットによる推力の発生	スラスト構成	3Nスラスト × 4 基 23Nスラスト × 4 基	
	推力 ⁽²⁾	3N スラスト	3 [N] ±5%
		23N スラスト	23 [N] ±5%
	最小 ON パルス	3N スラスト	0.1 [sec]
23N スラスト		0.05 [sec]	
累積パルス数		150,000 パルス以上	
累積噴射時間	3N スラスト	17,000 [sec] 以上	
	23N スラスト	21,000 [sec] 以上	
再スタート回数	3N スラスト	500 回以上	
	23N スラスト	150 回以上	
トータルインパルス	3N スラスト	50,000 [Ns] 以上	
	23N スラスト	470,000 [Ns] 以上	
連続噴射時間	3N スラスト	1800 [sec] 以上 × 2 回以上	
	23N スラスト	6000 [sec] 以上 × 2 回以上	
初期触媒層温度		95 [°C] 以上	
(1):ヘリウムガス量を含む			
(2):タンク圧 20[kgf/cm ² abs] 時のスラスト 1 基あたりの値			

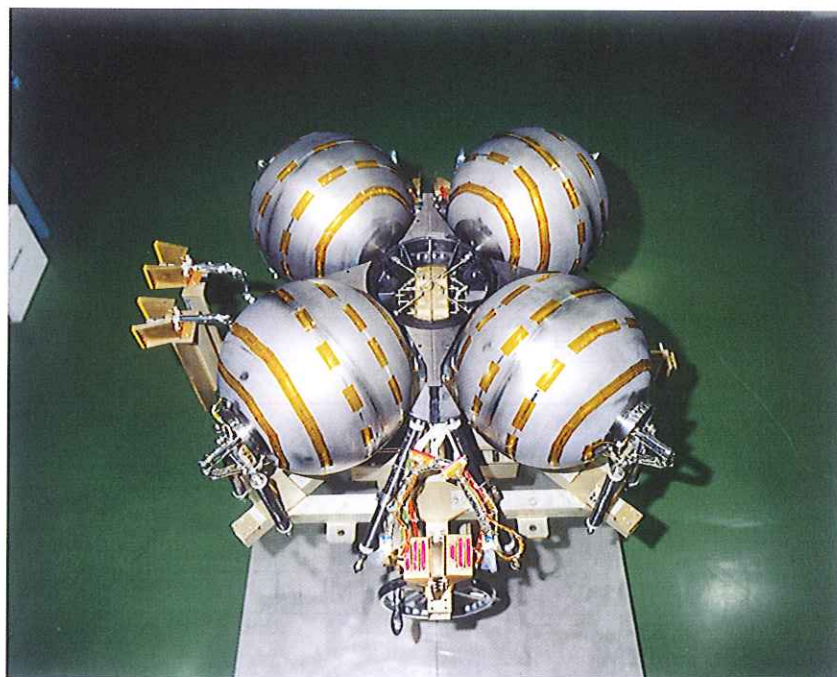


図 5-27 「ASTRO-E」 RCS 外観写真 (燃料タンクと配管)

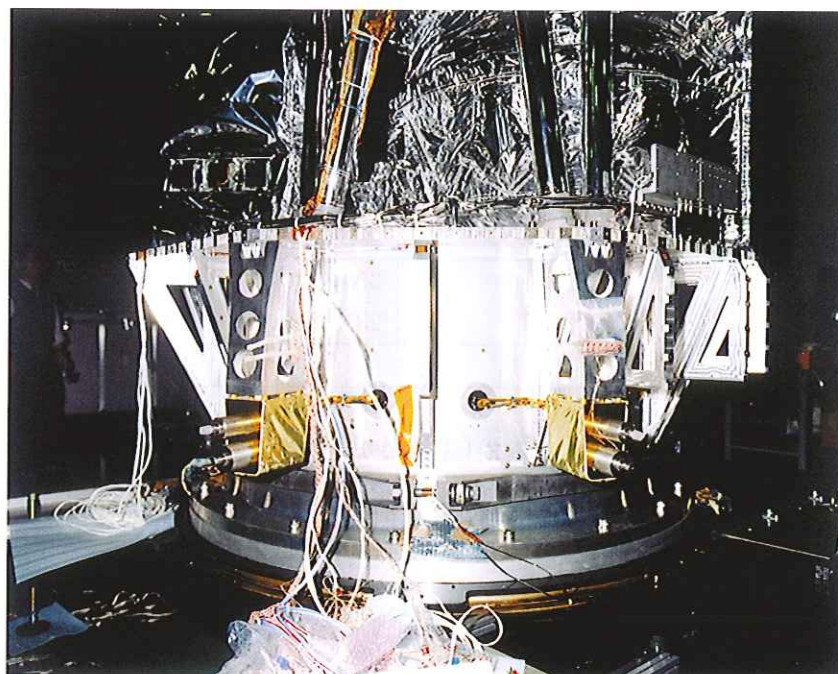
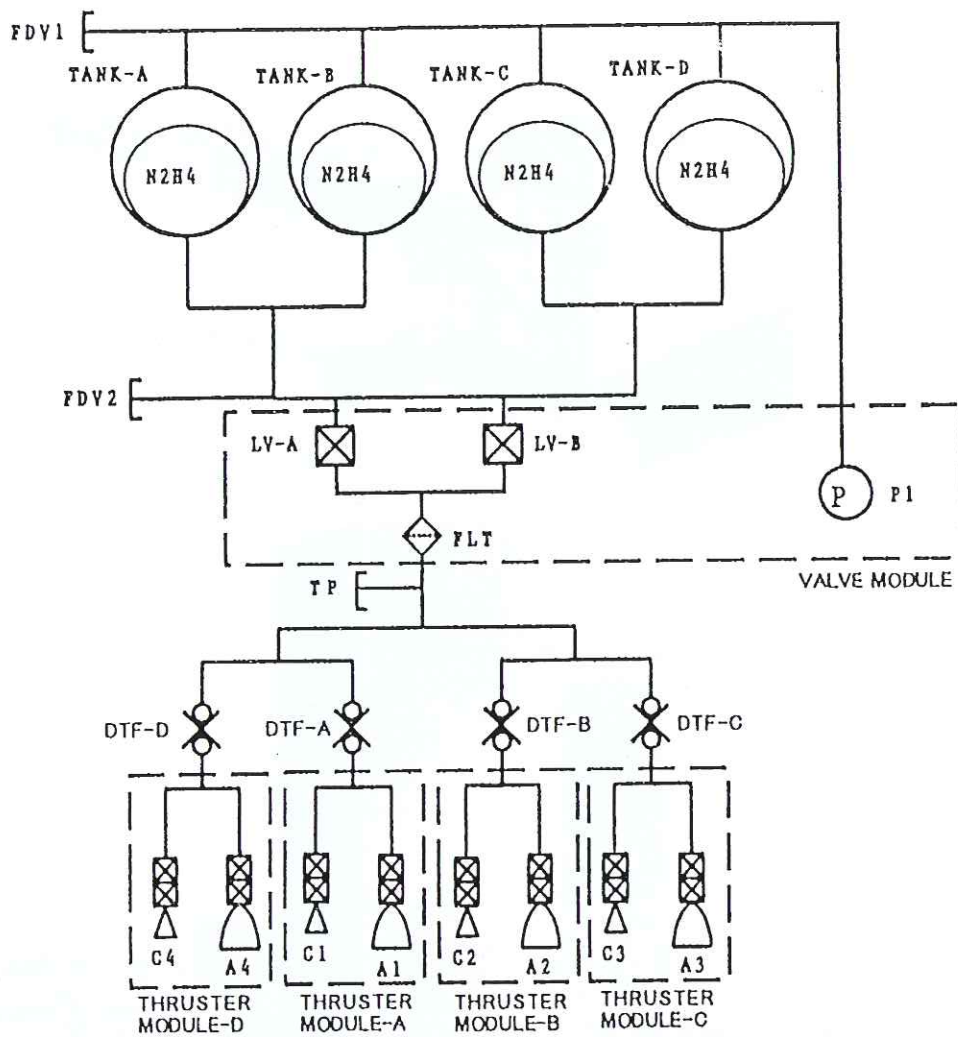


図 5-28 「ASTRO-E」 RCS 外観写真 (スラスタ周辺)



図 5-29 「ASTRO-E」 RCS 外観写真 (衛星下部のスラスタ)



Explanatory Notes

	Pressure Transducer <P1>		Filter<FLT>
	Latching Valve<LV>		3N Thruster<C1~4> (with Propellant Valve)
	Fill & Drain Valve<FDV>, Test Port<TP>		23N Thruster<A1~4> (with Propellant Valve)
	Dynatube Fitting<DTF>		

図 5-30 「ASTRO-E」 RCS 配管系統図

6. 姿勢軌道制御系の動作実証試験

姿勢制御系全体が設計通りに製作されていることを検証するために、機器製造と単体固有の試験後に、地上で系の動作実証試験を行う。姿勢制御系の制御対象は人工衛星であり、地上の重力が作用する環境下では、実際に軌道上と同じように衛星が運動する状況を作り出して動作を実証することは出来ない。従って、姿勢制御系に対する動作実証試験では、いわゆる end-to-end の動作を検証するのは極めて困難である。そこで動作実証のための試験方法は、個々の機器間のインタフェースをうまく取りながら(重複する部分を持たせながら)各部の動作を個別に実証することによって、系全体の健全動作を保証するという方法になる。

以下では、主として、「あすか」および「ASTRO-E」の姿勢・軌道制御装置である ACE+ACP および AOCU の動作実証試験について述べる。PM 開発時期に行った試験と、FM 開発時期において行った試験について分けて述べる。

6.1 姿勢制御系 PM 機器の機能性能評価試験

(1) 「あすか」

ACE, ACP, ACP 搭載ソフトウェア、ホイール (RW)1 台、および STT (STT-DE) 搭載ソフトウェアを PM 品として製作し、「ぎんが」の IRU (PM) も転用して姿勢系 PM 機能性能評価試験として静的閉ループ試験を実施した。なお、STT は「ぎんが」や「ようこう」に搭載したものより高い精度と性能をもつ新規開発機器であり、CCD を含む光学系、アナログ回路部および計算機部 (STT-DE) の全てについて PM を製作したが、ここで述べる PM 評価試験では、その目的が STT に関しては ACE と STT 間の通信動作の検証にあったため、STT-DE とそれに搭載するソフトウェア部分のみが用いられている。また、その他センサ (SSAS, NSAS, GAS) とアクチュエータ (3 台の RW と MTQ) は後述する「ダイナミクスシミュレータ」上にこれらの数学モデルとして展開することにより実現されている。

この試験の大きな目的は、以下のとおりである。

- ・ 衛星初期運用時における地上用動作検証設備としても利用する試験系の開発
- ・ ACE のハードウェアロジックの動作の検証
- ・ リアルタイム環境下での ACP ソフトウェアの動作の検証
- ・ ホイール制御性能の評価
- ・ ACE と STT 間通信動作の検証

この試験では無事に上記の目的を達成することができた。ここでは、機能性能試験に供した機器や機材を中心に、試験系の紹介を行う。

「あすか」の PM 試験系の構成を図 6-1 に示す。

図 6-1 中の「PC-TLM」とは地上管制卓を模擬するもので、姿勢制御機器に対してコマンドを送信してテレメトリを受信できる試験用機器であり、パーソナルコンピュータ (PC) で実現している。

また「PC-DYN」は、前述した衛星姿勢ダイナミクスのシミュレーションを行い、アクチュエータの動作およびセンサ特性の模擬も行っている「ダイナミクスシミュレータ」であり、やはり PC で実現している。この「ダイナミクスシミュレータ」の開発も PM 試験の重要な目的である。PM 試験では一部の姿勢センサとアクチュエータのみを取り込んでいるが、この試験系は ACE および ACP 以外の機器が無い場合

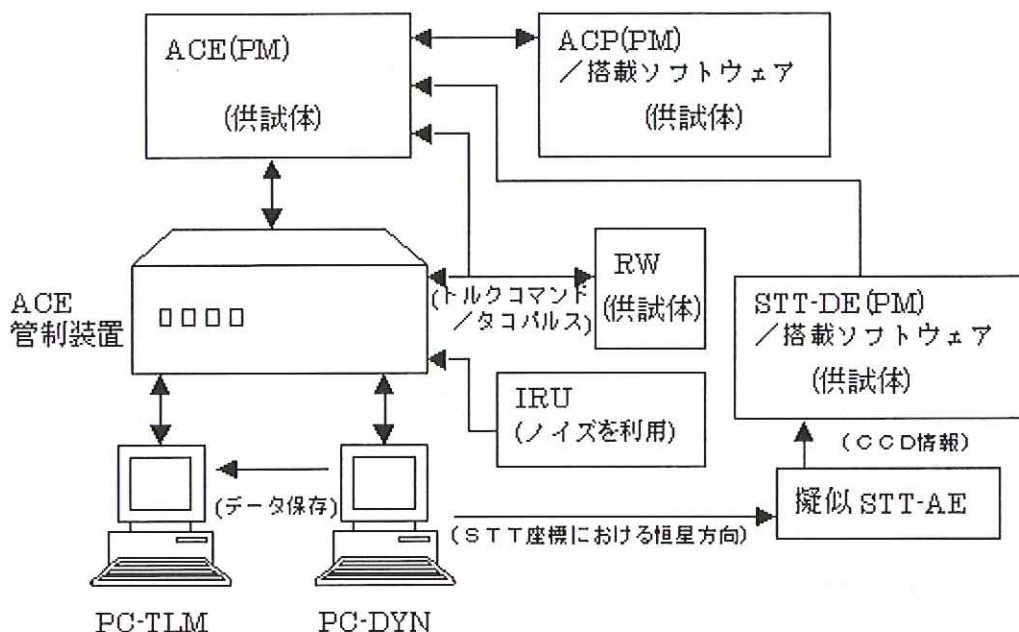


図 6-1 「あすか」姿勢制御系 PM 試験系構成

の地上検証設備としても利用することを考えていたため、「ダイナミクスシミュレータ」にはすべてのセンサ・アクチュエータ動作を模擬する機能を持たせた。これらは、機器メーカーから提示された各機器の動作数学モデルに基づいている。ただし、姿勢センサノイズやアクチュエータの擾乱、あるいは過渡応答特性が姿勢制御に与える影響については、別途、主にオフライン解析やホイール実機を用いた試験(下記)によって評価することとし、「ダイナミクスシミュレータ」のセンサ・アクチュエータ数学モデルは、このレベルでは忠実なモデルではない。

「ダイナミクスシミュレータ」は、一部のセンサおよびアクチュエータが実機である際にも使用する。その場合、衛星姿勢ダイナミクスと実機のセンサおよびアクチュエータのインターフェースの取り方に工夫を行っている。たとえば、センサの場合の例として、静的閉ループ試験における GAS 実機の場合を取り上げてみる。姿勢の動きに応じて実際に変化する磁場環境下に GAS を置くのは容易ではないが、試験では GAS から衛星姿勢に応じて磁場計測値を出力させたい。GAS は、外部から内部の中間端子に印加した電流の大きさに応じて磁場検出値出力を出す機能を備えている。そこで、「ダイナミクスシミュレータ」では衛星の軌道や姿勢に応じて変化する地磁場の衛星固定座標系における三成分を計算し、その値に応じた電流を発生する試験用装置経由で GAS の中間端子に電流を入力できるインターフェースとした。また、アクチュエータの例として、ホイールの実機を用いない試験の場合については、ACE または AOCU からホイールに与えるトルクコマンド電圧を「ダイナミクスシミュレータ」に取り込み、この値に応じたリアクショントルクが衛星とホイール間に作用するものとして、衛星およびホイールの力学モデルに基づいて姿勢とホイールの運動を計算している。しかし、ホイール実機を試験の中で用いる場合、ホイールロータの摩擦トルクが不規則に変化したり、ホイールの過渡的な応答特性が数学モデルでは厳密に反映できない、などの理由により、実機のホイールと「ダイナミクスシミュレータ」内のホイールの動きが乖離してしまうことがある。この問題への一対応策として、ホイール実機の回転数を計測して「ダイナミクスシミュレータ」に取り込み、その回転数の変化からリアクショントルクを求めるという方法も考えられるが、この場合は、差分からリアクショントルクを求める計算に要する時間に起因する時間遅れが生じ、このために姿

勢運動の応答が実際と異なる恐れがある。そこで、筆者らが行った工夫では、ACEまたはAOCUからトルクコマンドを取り込んで、ホイール回転運動方程式を解いて回転数を求めるに際し、実際に計測される実機ホイールの回転数と数学モデルによる回転数との差分を「ダイナミクスシミュレータ」内のホイール数学モデルにフィードバックすることで、応答の遅れを伴わずに実機ホイールと数学モデルホイールとの回転数の乖離が起こらないようにした。

図6-1中の「ACE管制装置」は、「PC-DYN」をACEとインタフェースするための装置である。また、「PC-TLM」で扱うテレメトリおよびコマンドデータを搭載機器対応の信号に変換する機能も持つ。データ信号ラインにノイズが混入しやすいPCと供試体を電氣的に分離するための役割も持っている。

IRUは、その中の各ジャイロのリバランスループ内のトルカに対し、機器外部から電流を印加することにより、対応するレート電圧を出力する機能を持っている。しかし、その入力に対する出力精度は姿勢要求精度に比較して悪いため、この機能を使って衛星レート出力を模擬することは行わず、地球自転レート分のバイアス補正をすることのみこの機能を使用した。それによって実機のIRUからはレートノイズ成分のみ出力させ、PC-DYNによるIRUシミュレータ出力信号とACE管制装置にてマージする。このような方法で、レートノイズを含む軌道上のIRU出力に近い信号を得られるようにすることによって、IRUノイズの影響も調べられるようにした。

「PC-TLM」で収集したテレメトリと「PC-DYN」で計算した衛星姿勢運動に関する諸データは「PC-TLM」に集めて、試験データとして保存できる。試験結果の評価は、この保存された試験データを用いて事後に行った。

「あすか」の試験結果のデータは、試験当時に使用したデータ保存媒体が特殊であるため、現在読み出して利用することが困難な状態にあり、ここには示していない。その代わり、「あすか」の姿勢制御系の性能については、軌道上におけるデータを第7章に示したので、そちらを参照されたい。

(2) 「ASTRO-E」

「ASTRO-E」では、姿勢軌道制御装置であるAOCU(計算機を含む)とそれに搭載するソフトウェア、更に恒星センサ(STT)のAOCUインタフェース部分とSTT搭載ソフトウェア(パーソナルコンピュータに仮搭載)をPMとして製作し、試験を行った。これらは新規開発要素が多い機器であるためである。「あすか」と同様に、これらPM品のリアルタイム動作やデータインタフェースの確認を目的として試験を実施した。

その他の機器(IRU,NSAS,GAS,ACM,MW,MTQ,RCS)の機能はすべて計算機シミュレーションによってPC-DYN上に実現した。「あすか」PMではIRUのノイズによる制御系の振る舞いを調べることも試験項目としたため、IRUノイズデータをシミュレーションデータに重畳して試験を行ったが、「ASTRO-E」AOCU PM試験では、同じ試験を繰り返す必要がないと判断して、これを試験項目には含めなかった。ただし、念のため、IRUからのレートノイズの制御系に対する影響の検討を、「あすか」で得られたIRUレートノイズデータを用いてオフラインでの解析によって実施した。

ここでは、まず試験系の紹介を行っておく。

「ASTRO-E」の地上試験系の構成を図6-2に示す。

図6-2中の「PC-TLM」とは「あすか」と同様にPCで実現した地上管制卓の模擬装置である。しかし「ASTRO-E」衛星のテレメトリ・コマンドデータ方式は「あすか」のものとは大きく異なり、複雑になっているため、必要な機能の全てをAOCU管制装置に取り込むことが困難であった。そのため、衛星に搭載されるデータハンドリング装置(DHU)を信号レベルで模擬する「DHUシミュレータ」と呼ばれる試験用機器を担当者から借用することとし、「PC-TLM」はこの「DHUシミュレータ」との間で必要データをやり取りするように作ってある。また「PC-DYN」は「あすか」と同様の衛星ダイナミクスシミュレーション装置である。ただし「あすか」では、既に述べたとおりSTTからの星像位置の模擬データを出力する

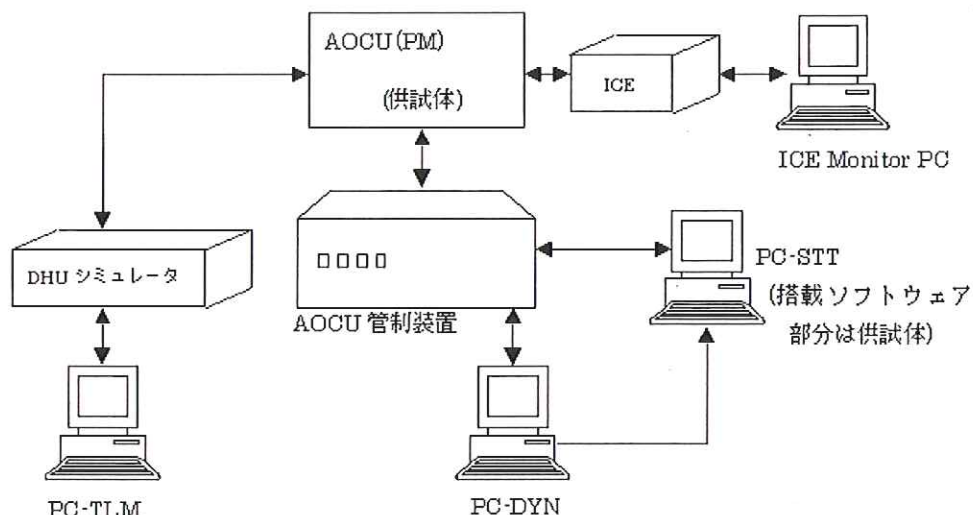


図 6-2 「ASTRO-E」姿勢軌道制御系 PM 試験系構成

機能も「PC-DYN」に持たせたが、「ASTRO-E」では STT 搭載ソフトウェアのリアルタイム動作の確認も試験項目になったこともあり、この STT 模擬の部分は独立した試験装置「PC-STT」の中にそのソフトウェアの一部として移すこととした。この「PC-STT」は、「PC-DYN」より衛星姿勢情報を入力され、衛星姿勢変化に応じて変化する STT 恒星画像データを生成する機能 (STT 光学部の模擬) と、生成された恒星画像データを処理して恒星位置データを求める機能 (STT 搭載ソフトウェア) を持つ。PM 試験で ICE (In-Circuit Emulator) を利用したのは、「あすか」よりも複雑な ACOP 搭載ソフトウェアに試験で問題事項が判明した場合、ソフトウェア動作の検証を詳細に行うためである。この ICE は、AOCU に採用した MPU 用に用意された一般開発ツールである。

「あすか」では試験データはすべてテレメトリ周期に合わせて「PC-TLM」で保存するようにしたが、「ASTRO-E」では、元々収集及び計算周期が異なるテレメトリデータとダイナミクスシミュレーションデータを個別に処理して事後の検討・評価を詳細に行えるように、「PC-TLM」と「PC-DYN」で個別にデータを保存できるようにした。更に、二つの計算機で個別に保存したデータの時刻同期比較が試験終了後にできるように、「DHU シミュレータ」(実際の搭載機器としては DHU) が AOCU を含む全搭載機器に対して送出している時刻情報を、「PC-DYN」でも取り込んでデータと共に保存できるようにした。この時刻情報はテレメトリデータに含まれているため、この時刻情報を頼りにすれば二つの試験データの時刻対応関係を調べることができる。

以上のような試験系を用いて、次のような試験方針で PM 試験を実施した。すなわち、PM 評価試験は、解析のみでは評価が困難な次のような項目を重点的に評価する。1) 科学衛星としては最初に「ASTRO-E」が採用する衛星となる MPU (COSMO16) をベースとする搭載計算機の機能・性能の評価、2) この MPU が持つ機能の一つである DMA を利用した新規 STT インタフェース機能・性能の評価、3) 早い時期にパターンを固定しなければならない ROM 部に搭載する制御機能・性能の評価、4) RCS 駆動インタフェースの機能・性能の評価である。その他にも、機能的には事前に単体動作確認を行っている AOCU RAM 部のソフトウェア動作、STT 搭載ソフトウェア動作についても、リアルタイム動作環境下での動作の検証を行う目的で、一通りの機能の動作試験を行った。

この試験結果は FM 試験結果に準じているため、6.3 項を参照されたい。

6.2 姿勢制御系 FM 機能性能評価試験

「あすか」および「ASTRO-E」では、姿勢制御系機器の全てが揃うのはFM品の製作が完了した時である。そこで、できるだけ数学モデルに頼ることなく、実際の機器を含めた姿勢系全系の機能や性能・特性を確認するために、FM姿勢系評価試験では、可能な限りすべての姿勢系機器を閉ループに組み込むように努めて、「静的閉ループ試験」を実施した。しかし、姿勢センサの光学部や検出器部は、これを閉ループに組み込んで疑似光源などを使った試験を実際に行うことが困難であるため、我々の採用した閉ループ試験法では、検出器部に続く電気回路部へ検出器からの入力を模擬する信号を、ダイナミクスシミュレータで作成して与えるという方法で試験を行った。この閉ループ試験には組み込まなかった光学部や検出器部を含めた試験としては、センサからアクチュエータまでの系全体の極性確認を行うために実施した「静的閉ループ試験」や、初期故障の検出を行う目的で行った試験期間中の「通電動作試験」がある。

(1) 「あすか」

「あすか」のFM評価試験の構成を図6-3に示す。

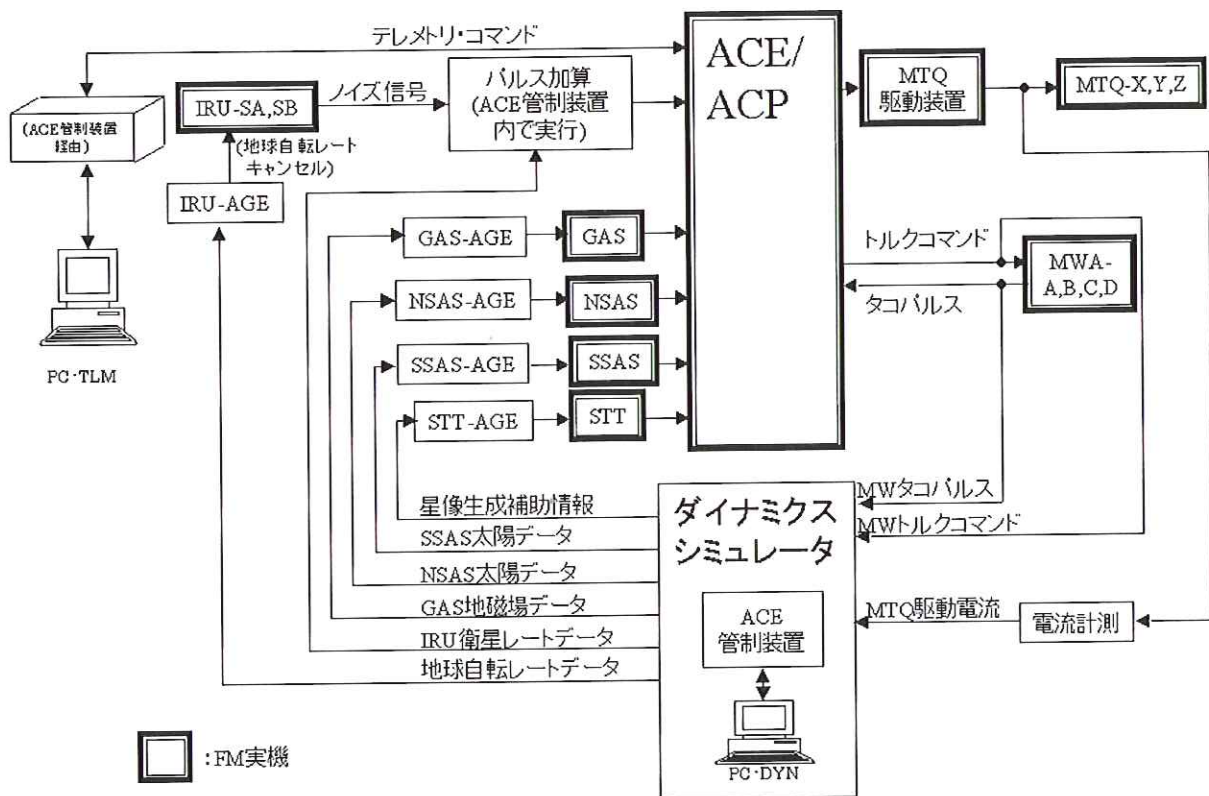


図 6-3 「あすか」姿勢制御系 FM 試験系構成

「あすか」では姿勢系機器で閉ループに組み込めなかったものは、NSASの光学センサ部(NSAS-S)、SSASの光学センサ部(SSAS-SA,SSAS-SB)、STTの光学センサ部及びアナログ機器部(STT-SA/AE,STT-SB/AE)であり、その他の機器はすべて閉ループ試験に組み込んでいる。評価試験に供しなかった光学部を模擬するために、PC-DYN(ダイナミクスシミュレータ)から所定の信号を受け取り、これを各光学部が出力すべき信号に変換して、各センサ(NSAS,SSAS,STT)の電気回路部あるいは計算機部に対し出力する“光学シミュレータ”を用意して、閉ループ試験を行った。光学部も含めた動作検証としては、疑似光源が

らの入射光の方向に応じて変化すべきアクチュエータ駆動極性を調べる「動的開ループ試験」を行うことで、主に極性確認の試験を行った。なお、姿勢センサ単体については、その精度も含めた機能・性能の評価を各センサ単体に対する試験および検査で行っている。

また、GASは磁界検出部(GAS-S)を切り離して電気回路部(GAS-E)のみでは動作しないため、磁気シールドポッドにGAS-Sを入れることによって、試験場所における地磁場を遮蔽した。その状態で、本来はGAS-Sが検出して電気回路部(GAS-E)に出力する信号を模擬する電流を、PC-DYNからGAS試験装置(GAS-BTE)経由でGAS-Eに入力するようにした。

IRUは、PM試験時と同様に、FM実機のジャイロリバランスループに対して電流入力してレート出力を得るのは精度的に不利であるため、実機のIRUからはレートノイズ成分のみ試験系に取り込んでいる。

MDRVの動作も含めてMTQの機能性能試験を行うため、MTQに流れる電流をモニタする試験具を用意し、この電流値をA/D変換した値をPC-DYNに取り込むようにした。

RWの機能性能試験を行うため、PM試験系でPFM実機RWを試験した時と同様に、ACEからWDEへ出力されるトルクコマンドとRWから出力されるタコパルスにPC-DYNへ取り込み、実機のホイールの動きによって生じるはずの衛星へのトルクを求め、姿勢ダイナミクスを計算している。この計算に関する工夫については、6.1項の(1)にて詳述したので、そちらを参照されたい。

このような系で閉ループ試験を行い、実機の応答特性も含めた各制御機能の性能評価、動作確認を行い、設計通りに機能性能が実現できていることを確認した。

また、「軸変更制御」など一部の制御機能に関しては、実際にIRUを一軸回転テーブル上で一定回転させ、IRUが回転レートを検出して出力した信号に応じて変化するホイール回転数の様子を調べた。この「動的開ループ試験」により、制御極性も含めてセンサからアクチュエータまでのend-to-end試験(開ループ)を行ったことになり、極性の考え違いが無いことを確認した。

以上にて主に試験系および試験法につき説明した「あすか」姿勢制御系(FM)の地上における動作実証試験結果については、PM試験の場合同様に試験データ保存媒体の特殊性により現在読み出し困難な状態にある。従って、その性能については第7章の軌道上データを参照されたいが、設計どおりの機能・性能が得られていることを上記試験により確認した上で打ち上げに臨んだ。

(2) 「ASTRO-E」

「ASTRO-E」のFM評価試験の構成を図6-4に示す。

「ASTRO-E」でFM閉ループ試験に組み込めなかった機器は、「あすか」同様にSTTの光学部と、NSAS、ACM、およびRCSである。

STTは光学部動作を模擬する試験装置(STT-AGE)を用意し、ダイナミクスシミュレータから得た姿勢を用いて恒星の像を作り、STTの搭載計算機部(STDE)に渡すようにした。

NSASは「あすか」では光学部と電気回路部が分かれた機器構成であり、光学部出力を模擬した信号を電気回路部に入力する端子があったが、「ASTRO-E」で小型化を目指して一体化され、光学部出力の模擬信号を入力する機能は信頼性の点で省かれてしまった。そのため、NSAS実機を用いた閉ループ試験は実行できなくなってしまった。しかし、初期故障の洗出しを行う意味で動作試験を長時間行うことを目的として、2台あるNSASからの信号を受けるAOCU上のコネクタのうち的一方には閉ループ試験用のダイナミクスシミュレータ信号を、もう一方のコネクタには実機のNSASを接続して、実機のNSASには太陽光シミュレータからの擬似太陽光を入射しつつ、閉ループ試験のかたわらで出力データをモニタし続けた。

ACMはIRUと同じようにトルカに外部から入力電流を印加することによって、これに対応する加速度信号を出力する機能を持っているが、軌道上で制御に使う加速度センサとしては用いておらず、地上局で ΔV 動作をモニタするためのセンサであるため、閉ループ試験の対象とする必要は無かった。しかし、NSAS同様に初期故障の洗出しのために地球重力加速度が作用した状態で、長時間モニタをし続けた。

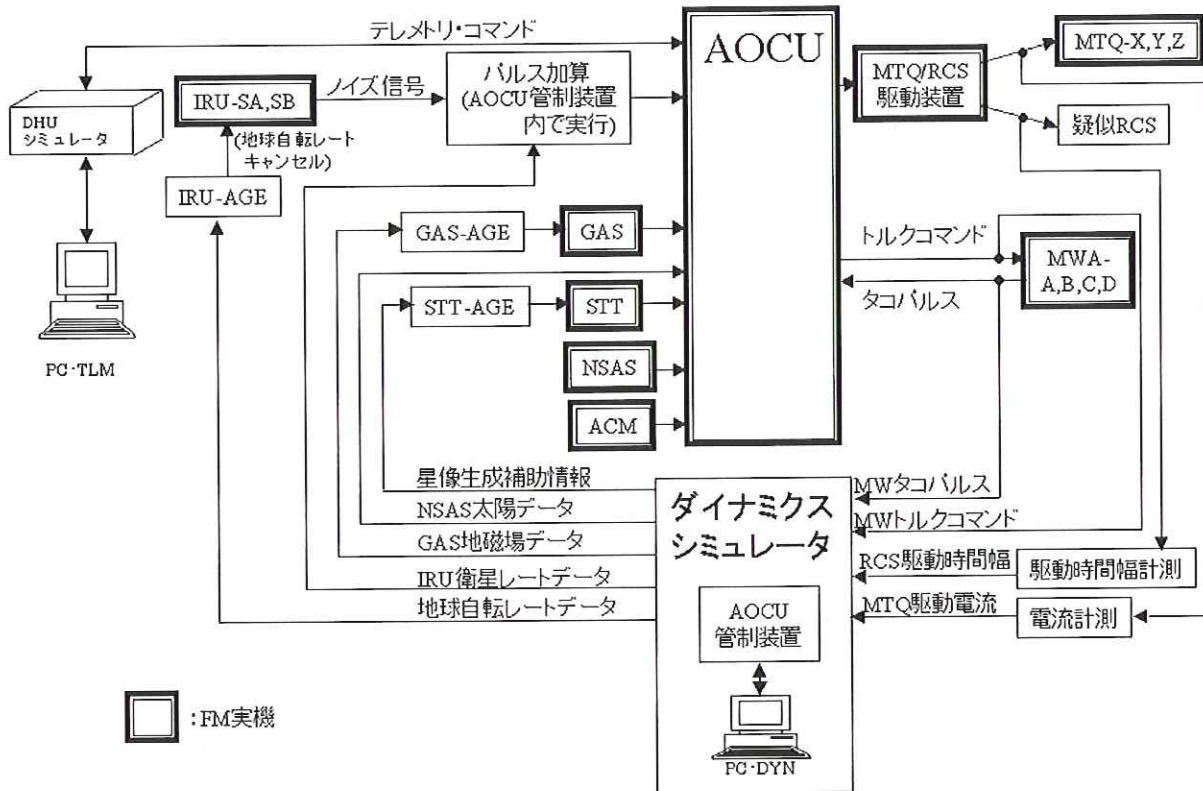


図 6-4 「ASTRO-E」姿勢軌道制御系 FM 試験系構成

RCSは重要なアクチュエータであるが、機器の信頼性や安全上の理由などから地上での動作には非常に制限事項の多い機器であり、地上における閉ループ試験には取り込んでいない。閉ループ試験にはRCS駆動装置のみを用いており、AOCUから指示された駆動時間をRCS駆動装置(DRV)を経てダイナミクスシミュレータに入力し、そこではRCSスラスト動作の単純な数学モデルに基づいて衛星ダイナミクスを計算している。RCSスラストの特性として、駆動電流から実際の推力発生が遅れる効果(スラストの時間遅れ)が制御に与える影響の解析等は、スラストの詳細数学モデルを用いて別途行っている。また、駆動装置が指示したスラストと実際のスラストの対応付けは、システム試験において擬似燃料(窒素などで代用)を使った開ループ試験の中で短時間のパルス噴射を用いて確認をした。

また、IRUを一軸回転テーブル上に載せて実際に回転させ、制御則に従ってホイールの回転数が変化するか否かを確認する試験は、「あすか」同様に「ASTRO-E」でも行った。「あすか」ではホイール回転数の変化は、回転周期計測テレメトリによって確認したが、「ASTRO-E」では力・トルク検出試験装置(force table)にホイールを載せて、ホイールが発生するリアクショントルクを実際に確認することで、更にend-to-end試験に近い形の試験を行った。

6.3 姿勢制御系評価試験結果の事例

本節では、地上における姿勢制御系機能・性能評価試験の事例として、「ASTRO-E」FM動作実証試験を取り上げ、いくつか典型的な試験結果を示す。

以下、試験で得られた結果を示すグラフのタイトルに「<TLM>」が含まれているものは実際のAOCUが出力するテレメトリデータを示しており、「<DYN>」が含まれているものは「ダイナミクスシミュレータ」が模擬した結果を示している。例えば、テレメトリ出力として得られた衛星角速度や衛星姿勢オイラー

パラメータなどは、衛星搭載姿勢制御系の中の姿勢決定系が求めた値であり、姿勢決定誤差が含まれた情報である。これに対して、「ダイナミクスシミュレータ」出力の衛星角速度や衛星姿勢オイラーパラメータなどは、衛星姿勢ダイナミクスシミュレーションの結果得られたデータであり、試験環境における衛星の真の角速度および姿勢を意味する。また、「ダイナミクスシミュレータ」の出力するホイール回転数は、6.1節で述べたように、トルクコマンド電圧値を入力としてホイール数学モデルに従って得られた計算値に対して、ホイール実機の回転数情報であるタコパルスを計測して得た実機回転数をフィードバックするフィルタによって算出した値である。

このように、テレメトリと「ダイナミクスシミュレータ」のデータを比較することにより、姿勢制御系の各機能や性能を評価することができる。

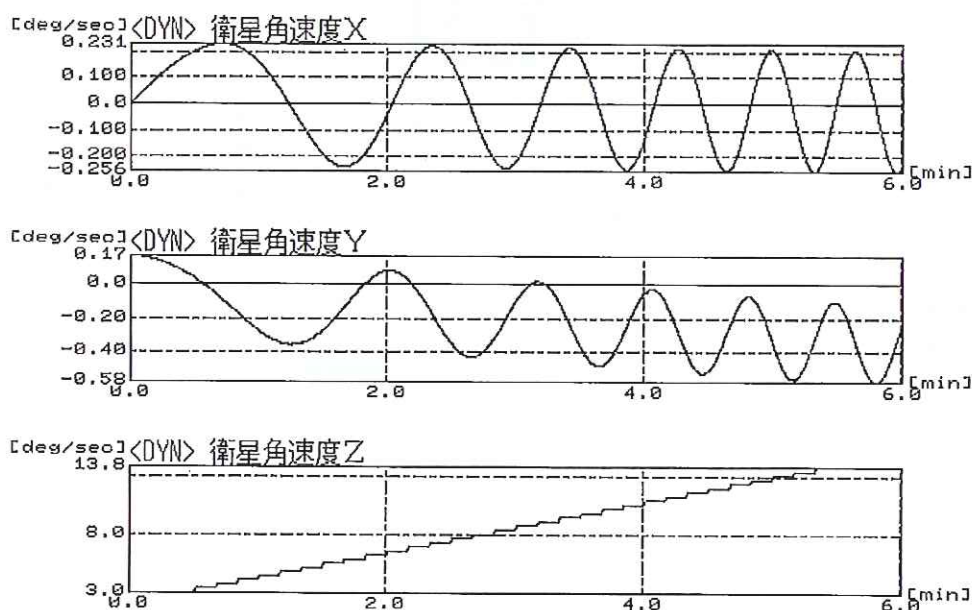


図 6-5 「ASTRO-E」 RCS スピンレート制御の確認 (スピンレート増速制御)

(1) RCS スピンレート制御機能の確認

図 6-5 と図 6-6 のグラフは、「初期運用時制御モード」に含まれる“RCS 衛星スピンレート制御機能”を試験したケースの中から、二ケースの試験時の「ダイナミクスシミュレータ」衛星角速度を示している。図 6-5 は、衛星 Z 軸回りのスピンレートを増速させる指示をした試験ケースの結果、図 6-6 は、減速させる指示をした試験ケースの結果である。本制御機能は、コマンドで指示したスラスト駆動幅、駆動周期、駆動回数に従って RCS に指示を与える開ループ制御である。二つの図のケースについてはいずれも、各試験時にコマンドで指示したとおりにスラスト駆動が行われていることを確認でき、本機能が正しく働いていることが分かった。

(2) 磁気スピンレート制御機能の確認

図 6-7 から図 6-10 までは、上述の“RCS スピンレート制御”のバックアップ制御である、“磁気スピンレート制御機能”の試験ケースの中から、4 個のケースにおける「ダイナミクスシミュレータ」出力中の衛星角速度を示している。磁気スピンレート制御は MTQ-X または MTQ-Y を用いて実行することができるように設計しており、図 6-7 は MTQ-X を用いたスピンレート増速制御試験ケース、図 6-8 は MTQ-X を

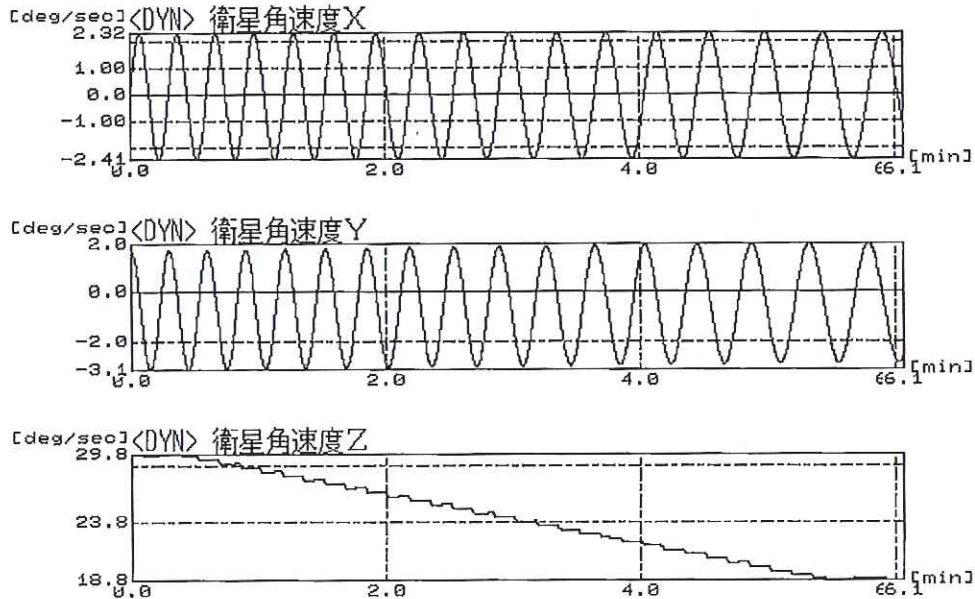


図 6-6 「ASTRO-E」 RCS スピンレート制御の確認 (スピンレート減速制御)

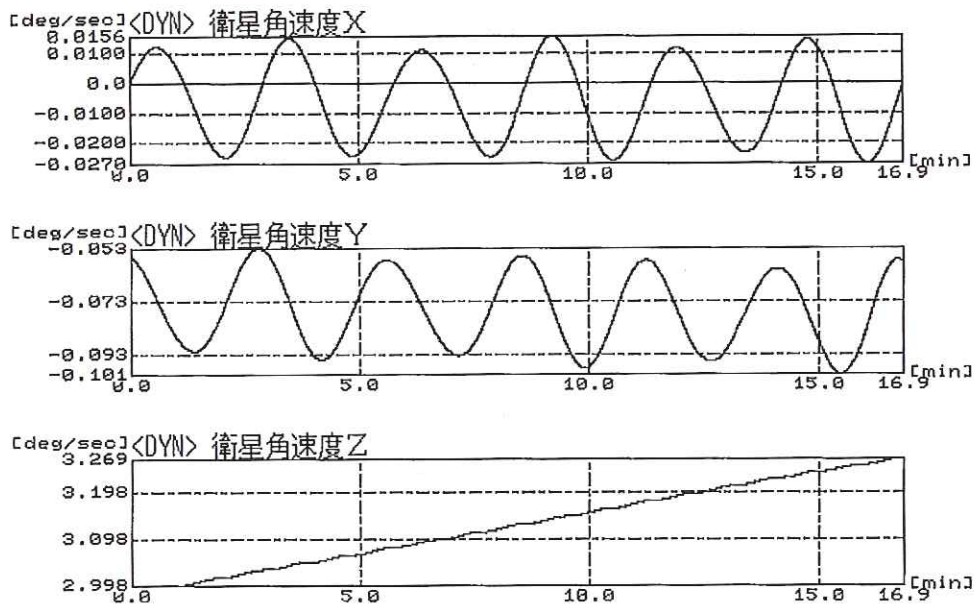


図 6-7 「ASTRO-E」 磁気スピンレート制御の確認 (MTQ-X を用いたスピンレート増速制御)

用いたスピンレート減速制御試験ケース、図 6-9 は MTQ-Y を用いたスピンレート増速制御試験ケース、図 6-10 は MTQ-Y を用いたスピンレート減速制御試験ケースを示している。図 6-9 と図 6-10 のケースでは、試験後半の時期にスピンレートがほとんど変化していない時期があるが、これは地磁場ベクトルとスピン軸の向きの関係で、磁気制御効率が悪くなる時期を試験条件として与えているためである。いずれのケースも設計どおり正しく動作していることが確認できた。

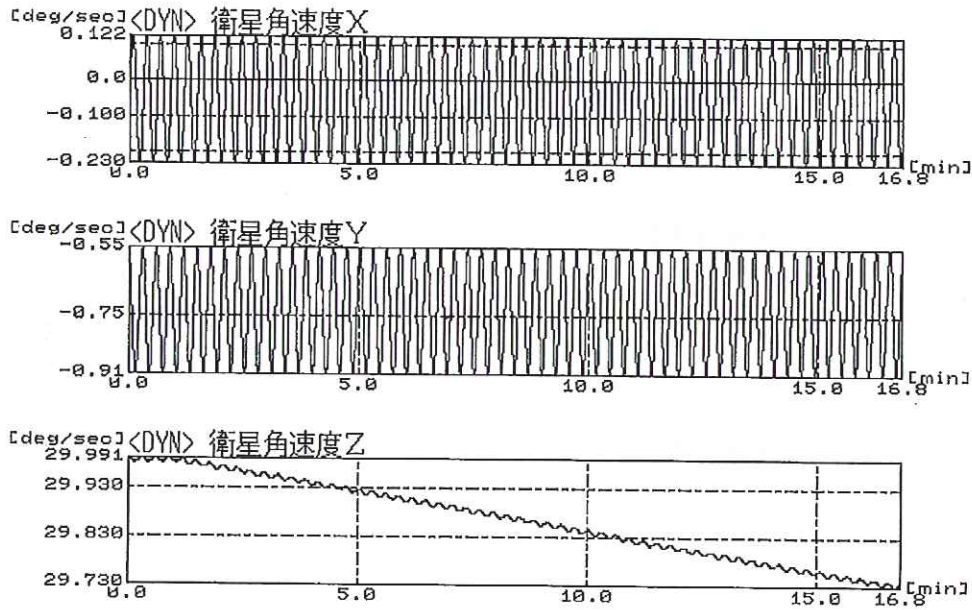


図 6-8 「ASTRO-E」磁気スピンレート制御の確認 (MTQ-X を用いたスピンレート減速制御)

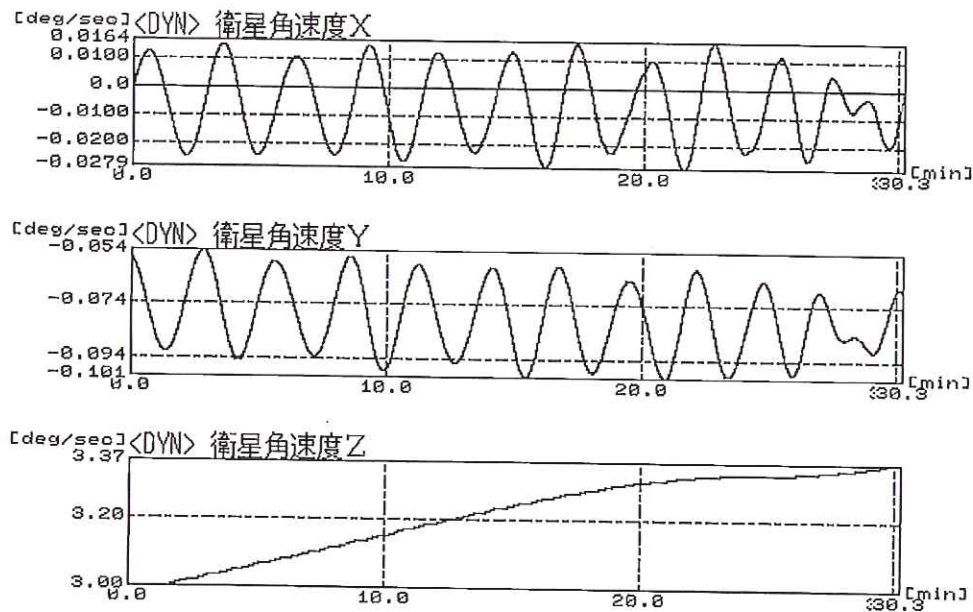


図 6-9 「ASTRO-E」磁気スピンレート制御の確認 (MTQ-Y を用いたスピンレート増速制御)

(3) RCS 自動太陽捕捉制御機能の確認

図 6-11 と図 6-12 は、「初期運用時制御モード」において、衛星スピンの状態から始まり、このスピンを停止させる結果として到達する (慣性系に対しほぼ静止した) 姿勢から、Y 軸が太陽を指向する姿勢へと姿勢を変更するために用いる “RCS 自動太陽捕捉制御機能” を試験したケースの一例を示す。この制御を行っている時期にテレメトリで示される姿勢情報は、衛星姿勢が大きく動くために、センサ視野やダイナミッ

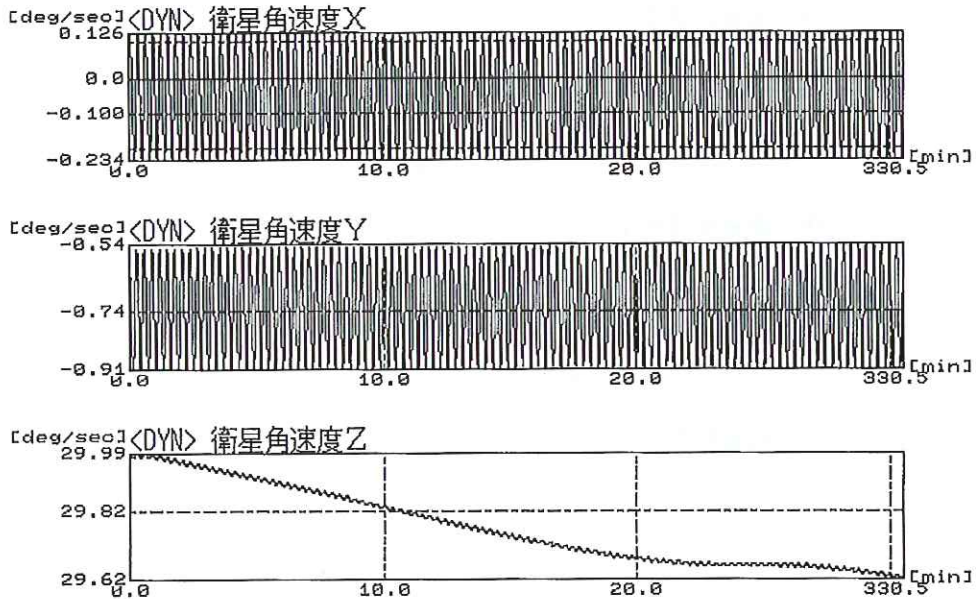


図 6-10 「ASTRO-E」磁気スピンレート制御の確認 (MTQ-Yを用いたスピンレート減速制御)

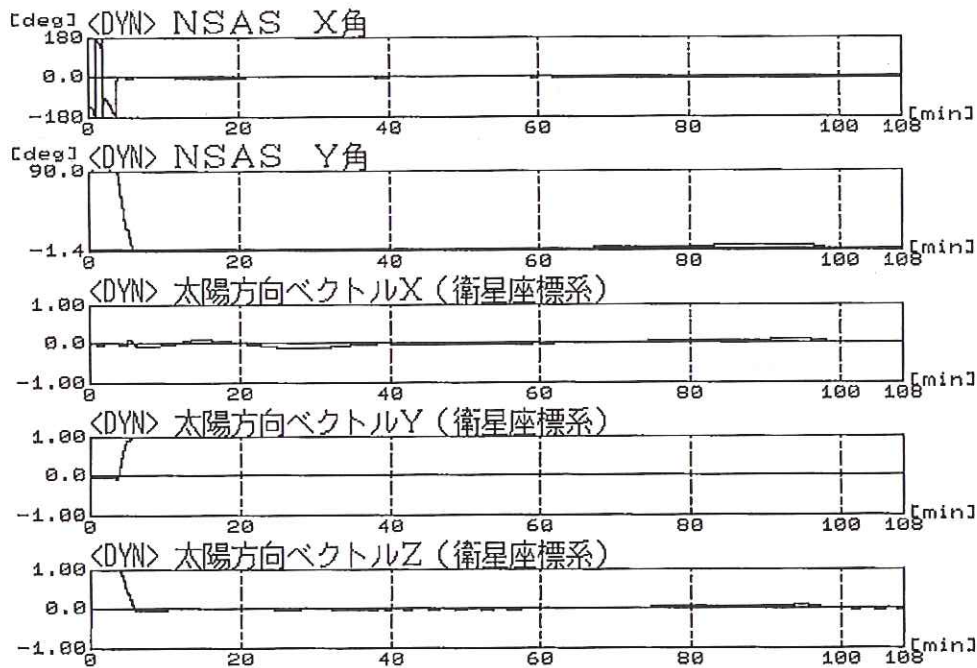


図 6-11 「ASTRO-E」RCS 自動太陽捕捉制御の確認 (太陽関係情報)

クレンジの制限などから連続的に得られず(すなわち“切れ切れ”になるため)、テレメトリだけでは姿勢変化の状況を理解しづらい。そのため、図 6-11 および図 6-12 は、センサの制限によらず連続的な姿勢情報が得られる「ダイナミクスシミュレータ」の計算出力を示している。

初期運用中に衛星の姿勢に特に異常が発生しなければ、この“RCS 自動太陽捕捉制御”を実行する直前

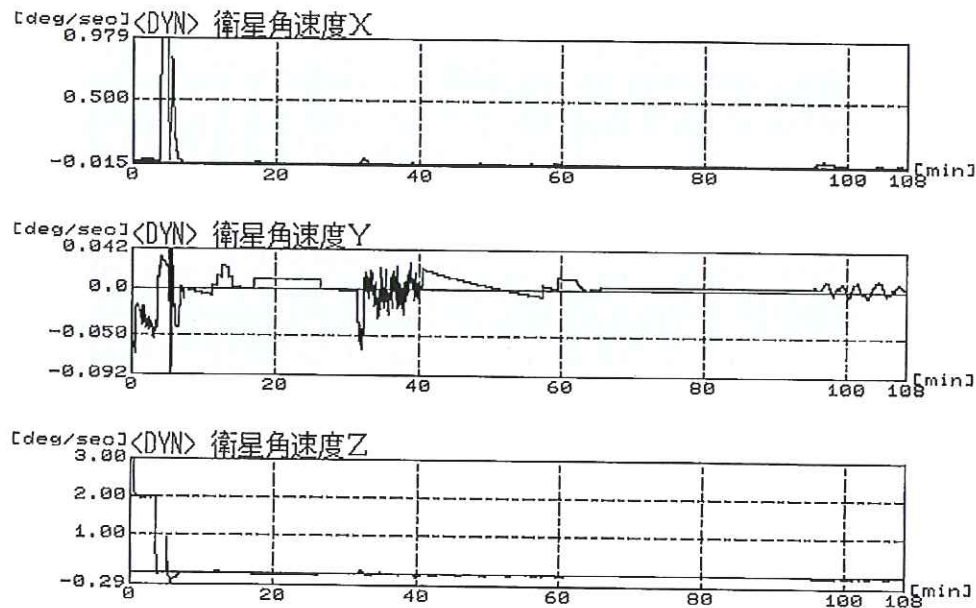


図 6-12 「ASTRO-E」 RCS 自動太陽捕捉制御の確認 (衛眼角速度)

の姿勢は、スピン軸である衛星 Z 軸に太陽方向が直行するような姿勢である。しかし、既に 2.2.2 項で述べたように、“RCS 自動太陽捕捉制御”は、衛星が一スピンしても NSAS に一度も太陽光が入射しないような初期姿勢の場合、太陽方向を探索して NSAS に太陽光が入射するようになるまで姿勢を変更する機能も持つ。図 6-11 と図 6-12 の試験ケースは、図 6-11 より明らかであるように、太陽方向が衛星 Z 軸方向であるような初期姿勢から試験を開始しており、太陽方向を探索して NSAS 視野内に太陽光が入射するまで姿勢を変更してから、さらに、NSAS 視野中心方向、すなわち衛星 Y 軸方向が太陽方向となる姿勢まで姿勢を変更し、三軸姿勢を保つ制御を行っている様子が分かる。この動作は設計から予想される通りであり、“RCS 自動太陽捕捉制御”が正しく機能していることが確認できた。

(4) MW 自動太陽捕捉制御機能の確認

図 6-13 と図 6-14 は、“RCS 自動太陽捕捉制御”のバックアップ制御である“MW 自動太陽捕捉制御機能”の試験を行ったケースの一例を示す。

この制御は、MTQ を用いて磁気トルクによって角運動量方向を慣性空間で移動させる制御を含んでおり、制御を開始してから最終状態に至るまでに長時間を要する。従って、実時間で動作確認を行う閉ループ試験では、運動の遷移が顕著な制御開始当初の動作を確認する目的で試験しており、運動方程式に従って角運動量が緩やかに変化する様子などは試験の目的にしていない。そのため、図 6-13、図 6-14 の試験ケースは制御開始から 2 時間強までを実行したものであり、最終状態には到達していない。(本制御の最終状態は、衛星角運動量が衛星座標系では Y 軸を向き、かつ、慣性座標系では太陽方向を向いた状態で、そのまま太陽指向姿勢制御が継続している状態である。)

図 6-13 は、制御開始後一時間以内に衛星姿勢はほぼ衛星 Y 軸を太陽方向に向けた姿勢となるが、衛星角運動量はまだ太陽方向を向いておらず、Y 軸を太陽に向けた姿勢を保ったまま角運動量が徐々に太陽方向へ向いていく様子を示している。図 6-14 は、始めの約一時間で衛星のスピンは停止し、その後はほとんど慣性空間に対しほぼ一定の姿勢を保っている様子を示している。これらの試験結果は設計時に数値シミュレーションなどで予想したとおりであり、“MW 自動太陽捕捉制御”が正しく動作していることが確認で

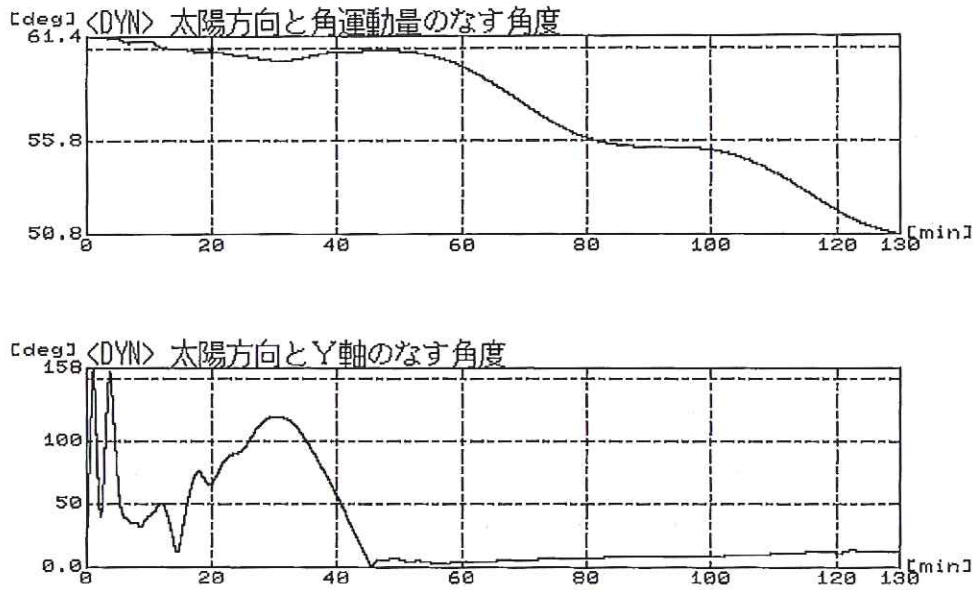


図 6-13 「ASTRO-E」MW 自動太陽捕捉制御の確認 (太陽方向)

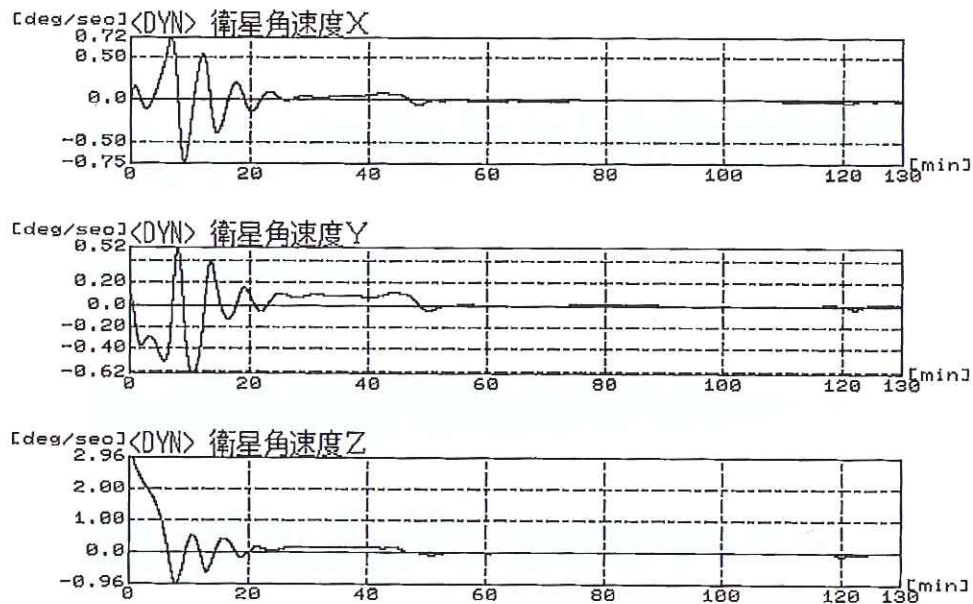


図 6-14 「ASTRO-E」MW 自動太陽捕捉制御の確認 (衛星角速度)

きた。

(5) RCS スピン太陽探索制御機能の確認

図 6-15 から図 6-18 は、初期運用時に姿勢が異常になった時に起動されるバックアップ制御系の一つである“RCS スピン太陽探索制御機能”を試験したケースの中から二例を示している。図 6-15 と図 6-16 は、図 6-16 の衛星から見た太陽方向を示すグラフから分かるように、初期のスピンの軸である衛星 Z 軸方向に太

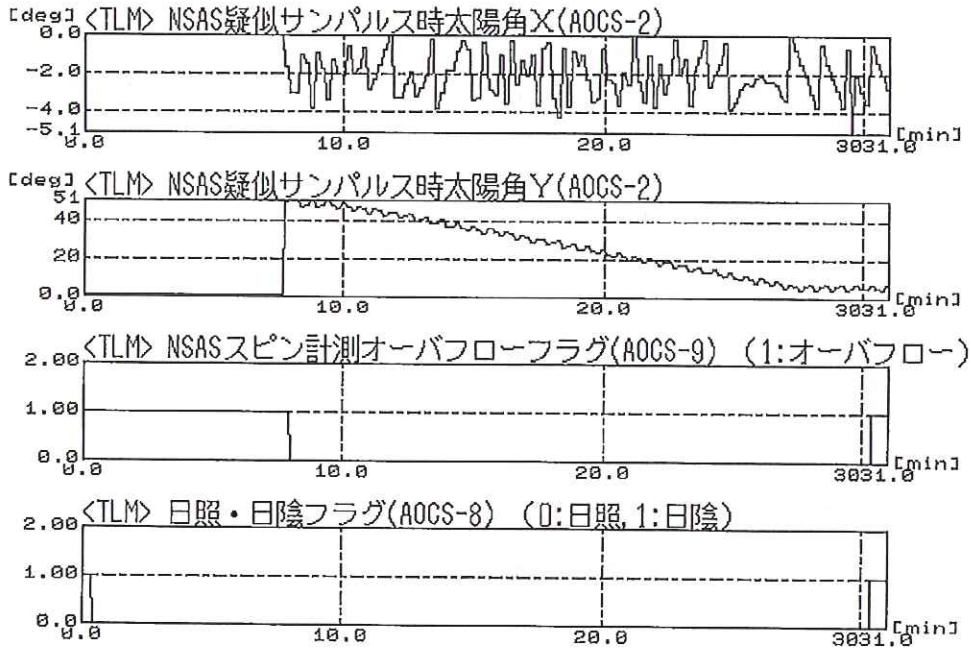


図 6-15 「ASTRO-E」 RCS スピン太陽探索制御の確認例 1 (テレメトリ太陽関係情報)

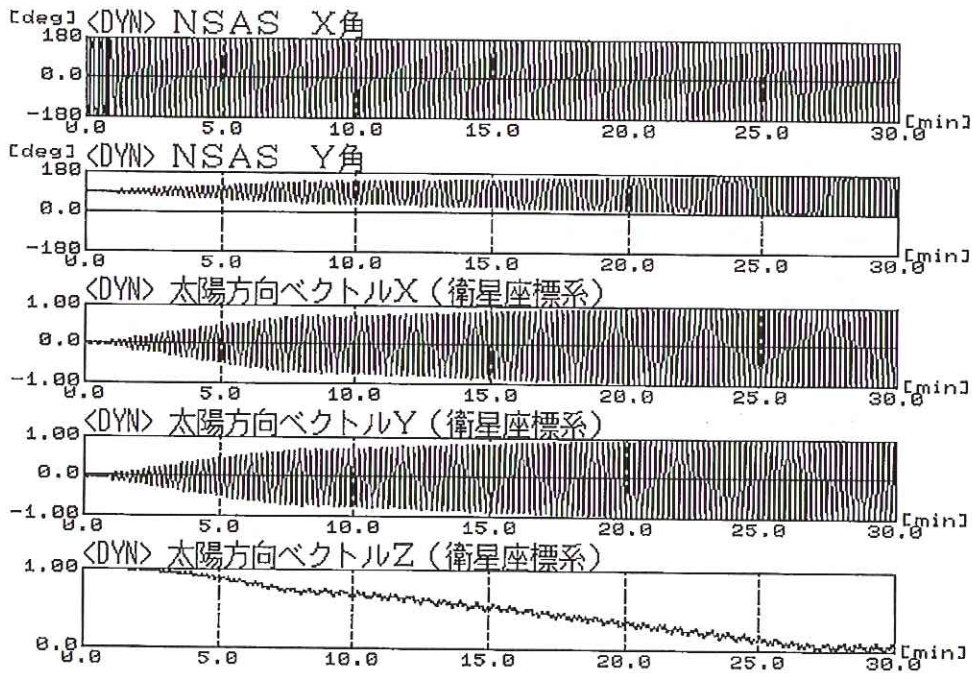


図 6-16 「ASTRO-E」 RCS スピン太陽探索制御の確認例 1 (ダイナミクスシミュレータ太陽関係情報)

陽が向いている姿勢 (衛星座標系の太陽方向ベクトル成分: $S_x = S_y = 0, S_z = 1$) から探索を開始したケースであり、図 6-17 と図 6-18 は逆に $-Z$ 軸方向に太陽が向いている姿勢 ($S_x = S_y = 0, S_z = -1$) から制御を開始したケースである。

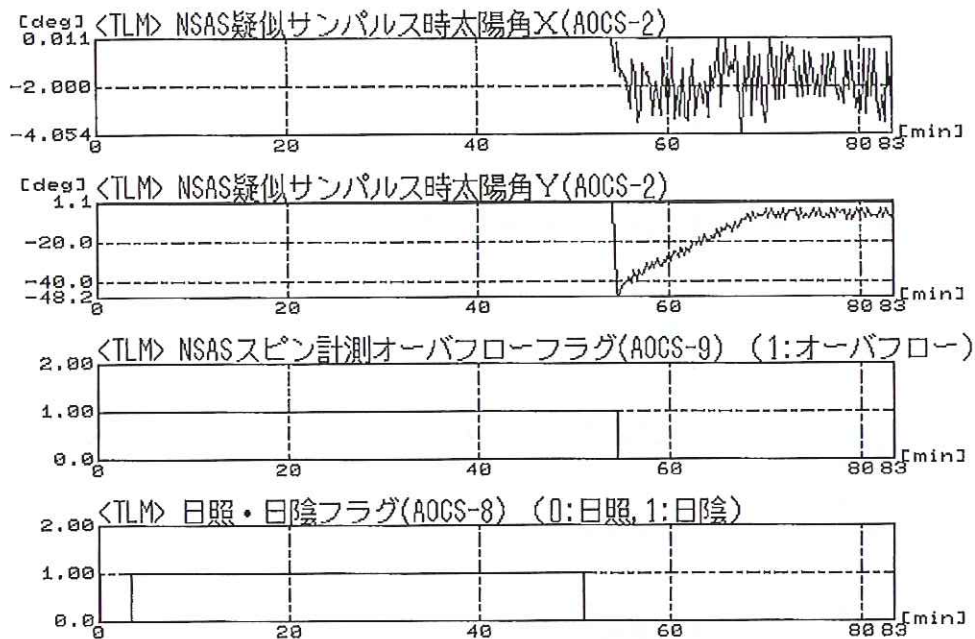


図 6-17 「ASTRO-E」 RCS スピン太陽探索制御の確認例 2 (テレメトリ太陽関係情報)

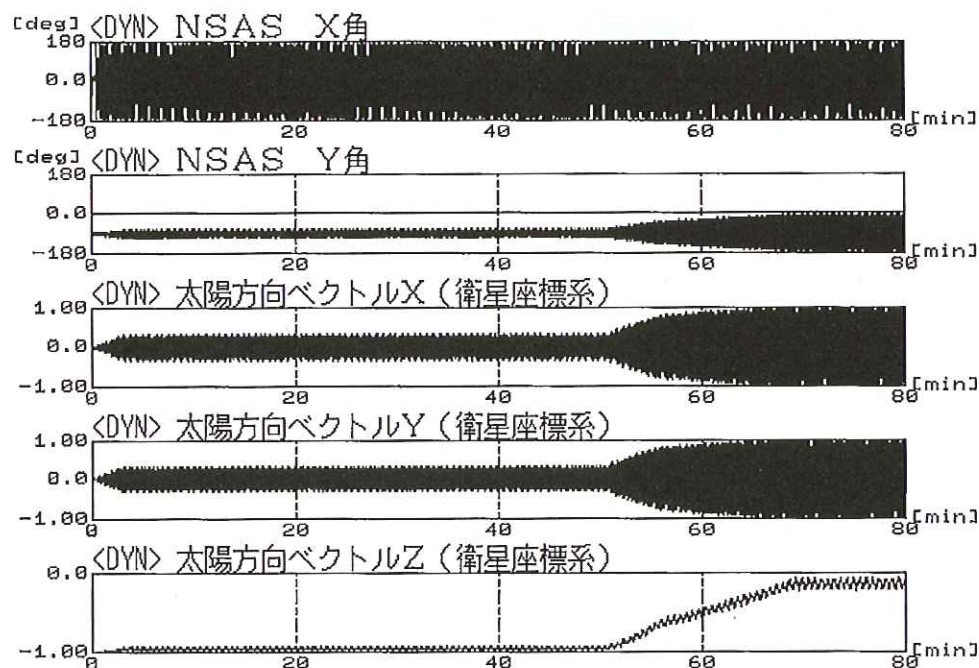


図 6-18 「ASTRO-E」 RCS スピン太陽探索制御の確認例 2 (ダイナミクスシミュレータ太陽関係情報)

上の二つのケースについての最終状態は、衛星 Z 軸と太陽方向のなす角が 90deg に近い姿勢で、衛星が Z 軸回りにスピンしている状態である。この最終状態では、日照中であれば衛星が一回転する間に必ず太陽光が NSAS 視野に入射することになる。

ここに示した二つのケースのうち、前者のケースでは、試験時間の最後の方 ($t=30\text{min}$ 過ぎ) で日陰となり太陽探索できない状態となるが、それまでに太陽探索が終了している様子が分かる。後者のケースでは、試験開始後に日陰になった状態から制御を開始するコマンドを送信するという試験条件で行ったので、日照の間に太陽を探索し始めて、太陽探索を終了しているところまでの様子が分かる。いずれも設計通りの動作をしていることが確認できた。

(6) 姿勢決定系の姿勢更新機能の確認 (星同定機能確認を含む)

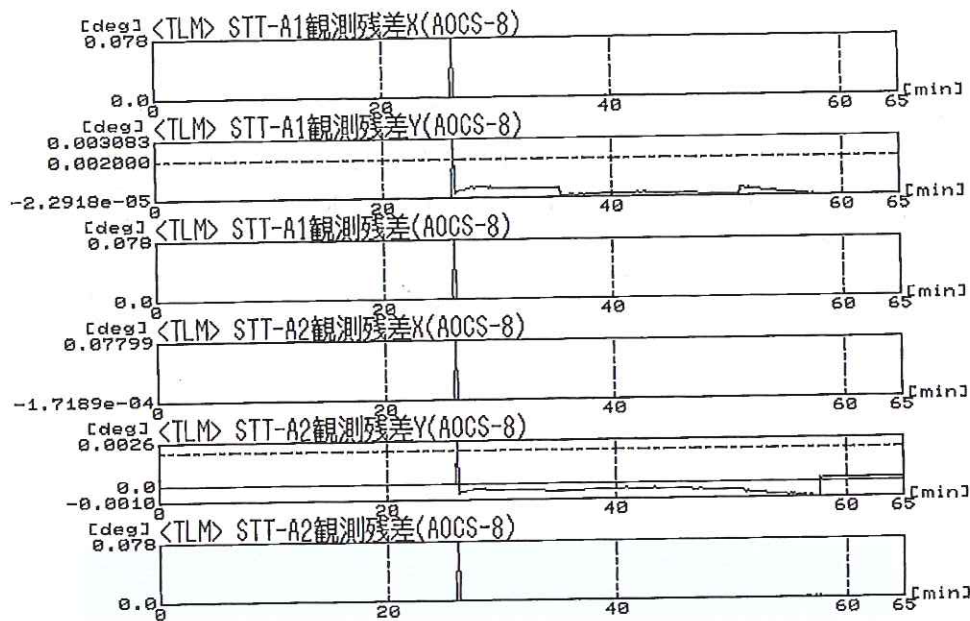


図 6-19 「ASTRO-E」姿勢更新機能の確認 (STT-A 観測残差)

図 6-19 から図 6-21 までは、「定常運用時制御モード」における“姿勢決定系の姿勢更新機能”の確認を行った試験ケースの中から一例を示す。この試験ケースでは、姿勢制御の動作から切り離して姿勢決定系の動作のみを検証するために、ホイール制御の如何に関わらず、「ダイナミクスシミュレータ」にて衛星姿勢を完全に慣性空間に対して固定した状態で試験を行った。

図 6-19 と図 6-20 は、姿勢決定系で推定された衛星姿勢から計算される星方向ベクトルと、その星に対応する STT 出力の星方向ベクトル (スターカタログ値を“固定姿勢系”に変換した値) を、STT 単体座標系で比較した結果であり、観測方程式における観測残差を示している。この姿勢決定系では機上で恒星の同定処理が行われており、これらの残差は同定処理により対応付けられた星同士で比較されている。この試験ケースの始めには 0.08deg 程度の姿勢誤差を与えている (「ダイナミクスシミュレータ」の真の姿勢から 0.08deg 程度ずれた初期姿勢を衛星にコマンドで設定した) ため、試験を開始してから初めて STT のデータが得られた試験開始後約 25 分頃に大きな残差が観測され、姿勢更新機能によって姿勢が更新されたため残差が非常に小さくなっていることが分かる。この試験ケースでは、STT に観測される恒星同士はお互いに数度程度も離れた恒星であるため、星同定が誤っていれば観測残差も非常に大きくなるはずである。しかし得られた残差は、試験条件として与えた姿勢誤差角以下である。従って、この残差計算結果から星同定機能は正しく動作していることが確認できる。

図 6-21 は姿勢決定系により推定された IRU のバイアスレートである。この試験系には実機の IRU(FM) を組み込んでおり、先に述べた通り IRU の外部入力機能を用いることで IRU が感じる地球自転レートを

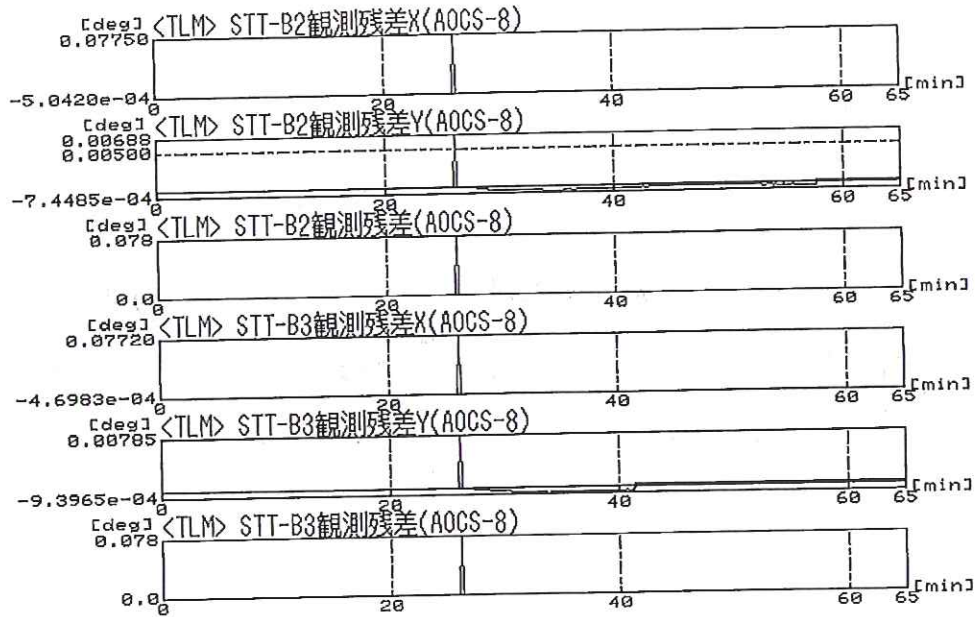


図 6-20 「ASTRO-E」姿勢更新機能の確認 (STT-B 観測残差)

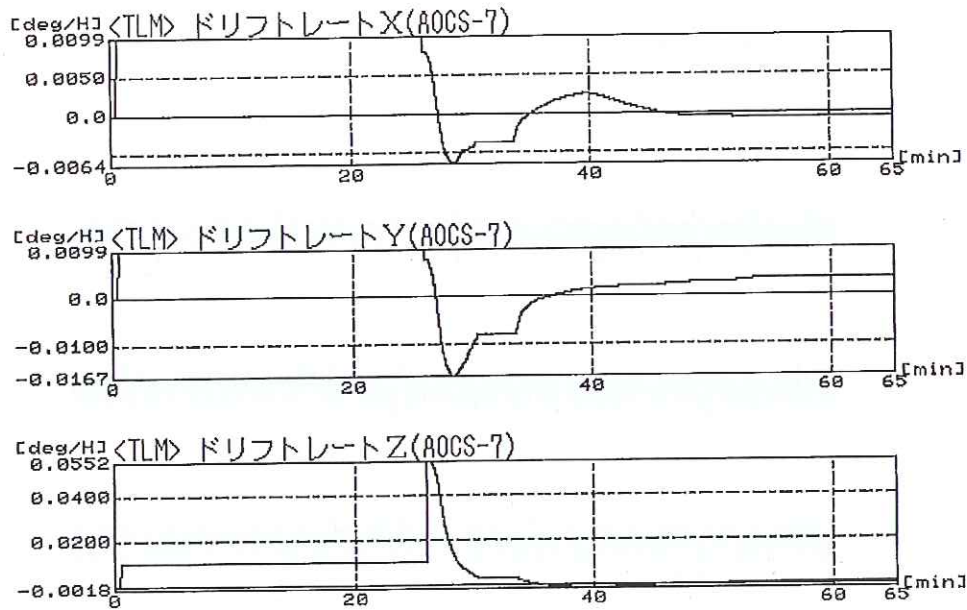


図 6-21 「ASTRO-E」姿勢更新機能の確認 (IRU レートバイアス推定値)

(できるだけ) 相殺し、ジャイロのレートノイズ成分のみをジャイロ数学モデルのレート出力に重畳して試験に使用する意図である。当試験では、地球自転レートは各試験ケース毎に開始直前の IRU 出力から求めた値とし、これを相殺する一定電流を外部入力として印加することによって地球自転レートの補償を行っているが、IRU の外部入力はアナログ電流値であるために完全に地球自転レートを補償することは難しく、わずかながら相殺し損ねた地球自転レートが IRU バイアスレートとして AOCU に入力されることになる。

また、IRUのバイアスレートは時間とともにドリフトして変化する。そのため、この試験ケースでは、「ダイナミクスシミュレータ」のIRU数学モデルとしてはバイアスレートがゼロを真値としているが、実際にはわずかながらバイアスレートが生じていることになる。図6-21の最後に収束した値がゼロではないのは、このような事情によって実際にレートバイアス(地球自転レートを補償しきれなかった分+IRUジャイロの本来のレートバイアス変動分)が生じているためである。

なお、図6-19を見ると顕著であるが、試験開始後50分頃から観測残差が若干増え始め、60分経過前(約57分頃)に再度大きく修正されているが、これはコマンドにより、STTから星データが得られている時間帯(本試験ケースでは約25分以降)より短い時間帯(約55分から約50分の間と約57分以降)で姿勢更新機能が働くように指令していることによるものである。試験開始後50分経過頃は姿勢更新が禁止状態で行われないために、IRUのバイアスレートの推定値に若干誤差が残っていたことが原因と考えられる観測残差が生じ、姿勢更新を可能な状態とした約57分経過のところで姿勢が更新されたために観測残差が減少したと解釈できる。

この試験ケースでは姿勢決定系の機能的な動作を確認することを主眼として、STAEの動作を模擬しているSTT-AGEにおいてその出力にランダムやバイアスのノイズを与えていないケースであり、そのために姿勢決定系が収束した最後の時点での観測残差は一秒角程度まで減少している。しかし実際にはSTTの光学部やアナログ回路部などでノイズが混入されるため、ここまで性能が高くなるわけではない。STTノイズも含めた性能評価は数値シミュレーションなどにより別途行っており、ここで取り上げた試験ケースでは、姿勢決定系として実装したアルゴリズムのレベルでの動作の妥当性を評価している。本節でその一例を示した試験の結果、姿勢決定系の機能は妥当であることが確認された。

(7) 姿勢ポインティング制御機能の確認

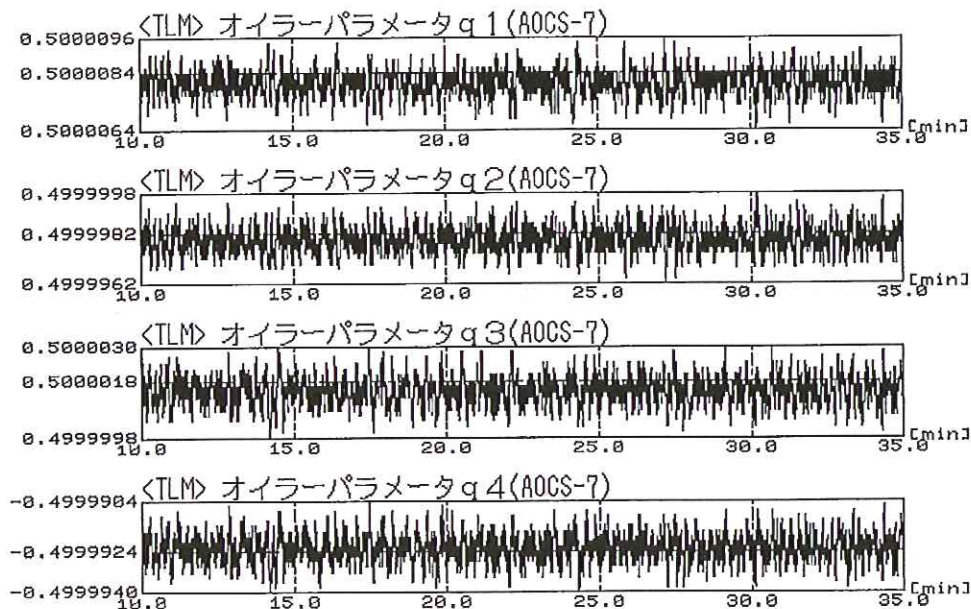


図6-22 「ASTRO-E」姿勢ポインティング制御の確認(衛星姿勢オイラーパラメータ—機上決定値)

図6-22と図6-23は、「遷移動作時制御モード」と「定常運用時制御モード」における慣性空間固定指向姿勢制御機能である“ポインティング制御機能”の動作確認を行った試験のうちの一例を示す。

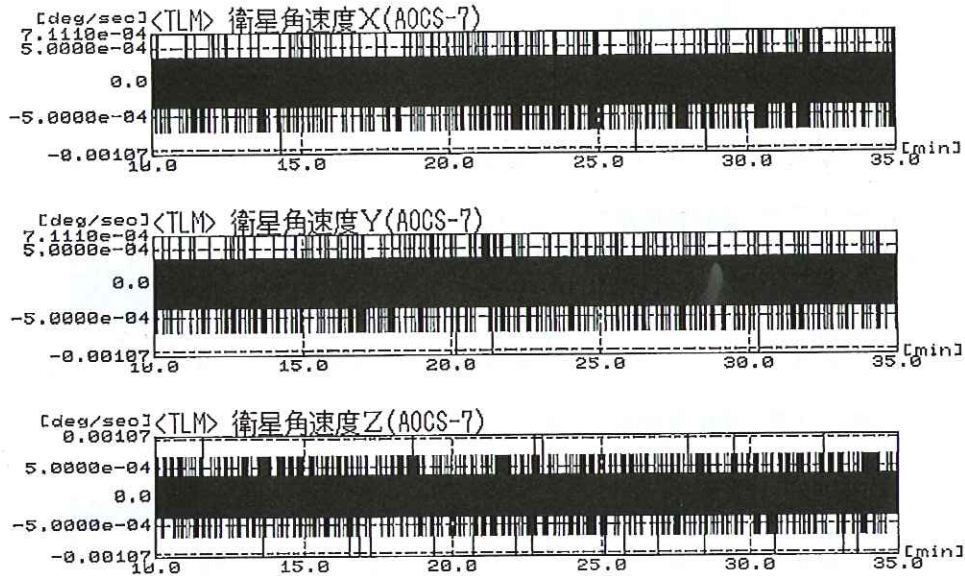


図 6-23 「ASTRO-E」姿勢ポインティング制御の確認(衛星角速度)

この試験ケースでは、コマンドにより、姿勢決定系による姿勢更新機能が働かないように設定しており、姿勢決定系はIRUによる姿勢伝播処理のみを行っている状態での姿勢制御性能を調べたものである。IRUの数学モデルには実機のレートノイズ(および補償しきれなかった地球自転レートおよびIRUレートドリフト変動分)を含めているため、本試験結果は、ほぼ、軌道上でのSTTによる姿勢更新の動作を除いた姿勢制御系の制御性能を示していると言える。図6-22から、この定常姿勢ポインティング制御時の姿勢変動量は、peak-to-peakで2秒角弱(各軸とも)、平均姿勢からのずれ量としての標準偏差値としては 1σ で1秒角以下(各軸とも)が実現できていることが分かる。この性能はミッションから姿勢制御への要求値を十分に満たしている。しかし、実際の姿勢制御精度には、この姿勢制御のみの性能に姿勢決定系の精度も加わる。STT単体の性能は7秒角(1σ)であり、2台のSTTを組み合わせて得られる衛星三軸の姿勢精度は最悪軸回りでは14秒角(1σ)となるため、姿勢制御精度のほとんどは姿勢決定系の精度で決まることになる。

なお、ここに図で示したテレメトリの姿勢オイラーパラメータは非常に安定して慣性空間に固定した姿勢であることを示しているかに見えるが、姿勢更新処理が行われていないためこれは真実ではない。事実、「ダイナミクスシミュレータ」の真の姿勢は慣性空間でゆっくりと流れている結果となっている。これは、前述のとおり、IRUが感じる地球自転レート(およびバイアスレート変動)の外部入力機能による相殺が完全ではなく、IRU出力にバイアスが残っているためである。しかし、STTによる姿勢更新を実行していないため、AOCUは慣性空間で姿勢が流れていることを検出できないためである。この姿勢の流れは主にIRUのバイアスレートの補正誤差によるものであり、上に示した制御能力としての姿勢変動量は変わらない。

(8) 姿勢マヌーバ制御機能の確認

図6-24から図6-29までは、「遷移動作時制御モード」と「定常運用時制御モード」における“姿勢マヌーバ制御機能”を確認した試験の中から二例を示したものである。

図6-24から図6-26が衛星X軸回りに50deg回転させたケース、図6-27から図6-29が衛星(1,1,1)方向軸回りに30deg回転させたケースである。

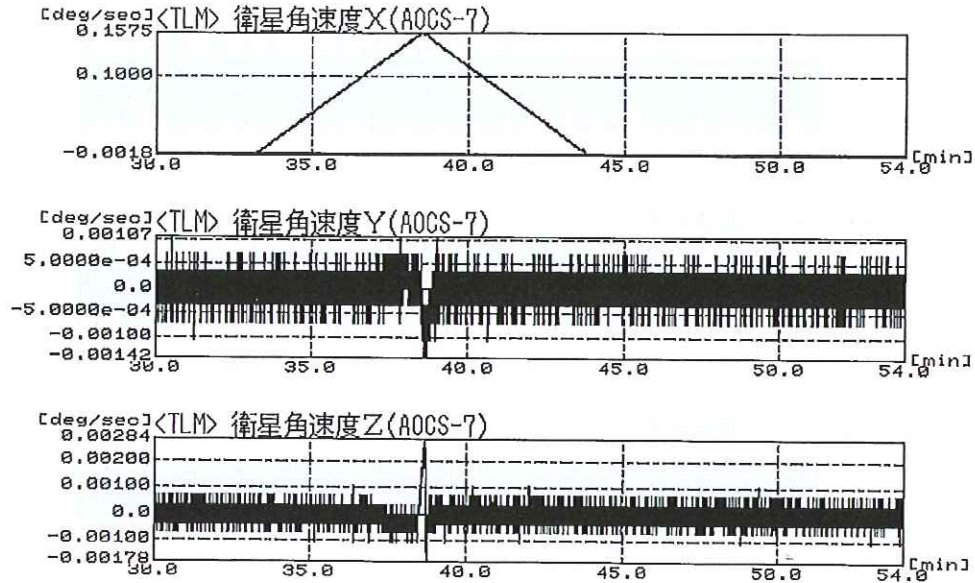


図 6-24 「ASTRO-E」姿勢マヌーバ制御の確認例 1 (衛星角速度)

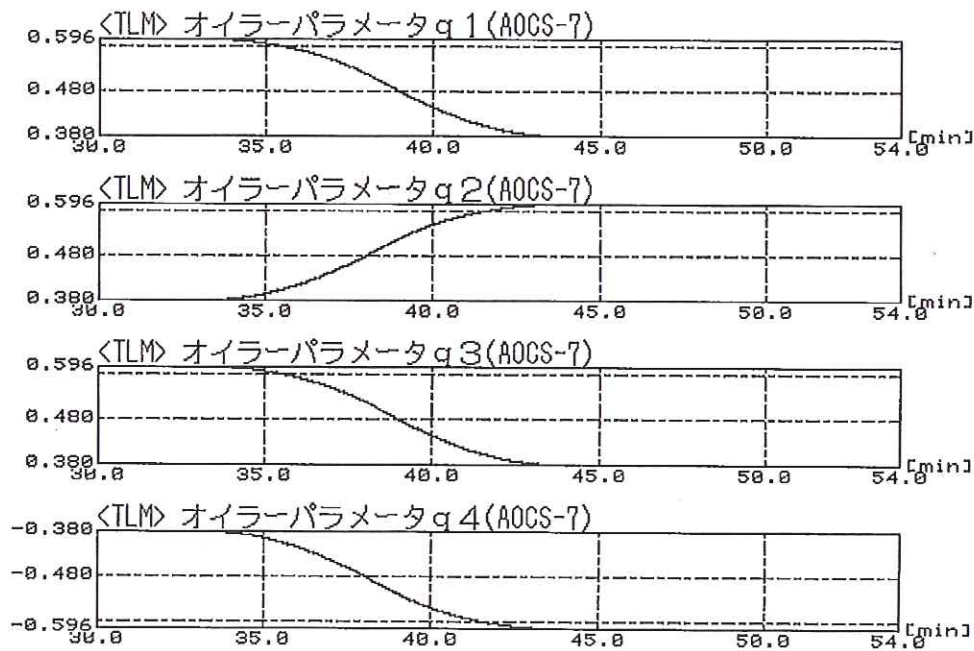


図 6-25 「ASTRO-E」姿勢マヌーバ制御の確認例 1 (衛星姿勢オイラーパラメータ)

ASTRO-Eの姿勢マヌーバ制御は、4.4.2項で述べたように、姿勢マヌーバ開始前に立てた目標姿勢レートの計画に従ってレートフィードバックサーボ系として制御を行う方式である。図6-24や図6-27から、姿勢マヌーバ制御中の衛星角速度の動きは正しく計画どおりに実行できていることが分かる。図6-24の衛星角速度Y,Z軸成分を見ると、姿勢マヌーバレートの加速から減速に変化するところでごくわずかに乱れが生じていることが分かる。この乱れは、始めのケースでは分かりにくいですが、二番目のケースのホイール回

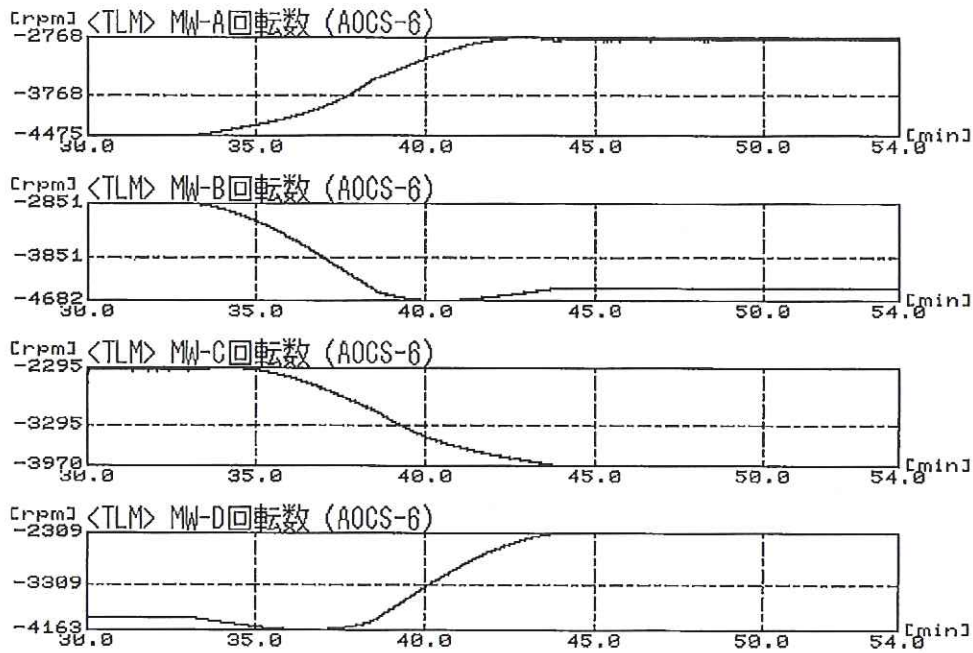


図 6-26 「ASTRO-E」姿勢マヌーバ制御の確認例 1 (ホイール回転数)

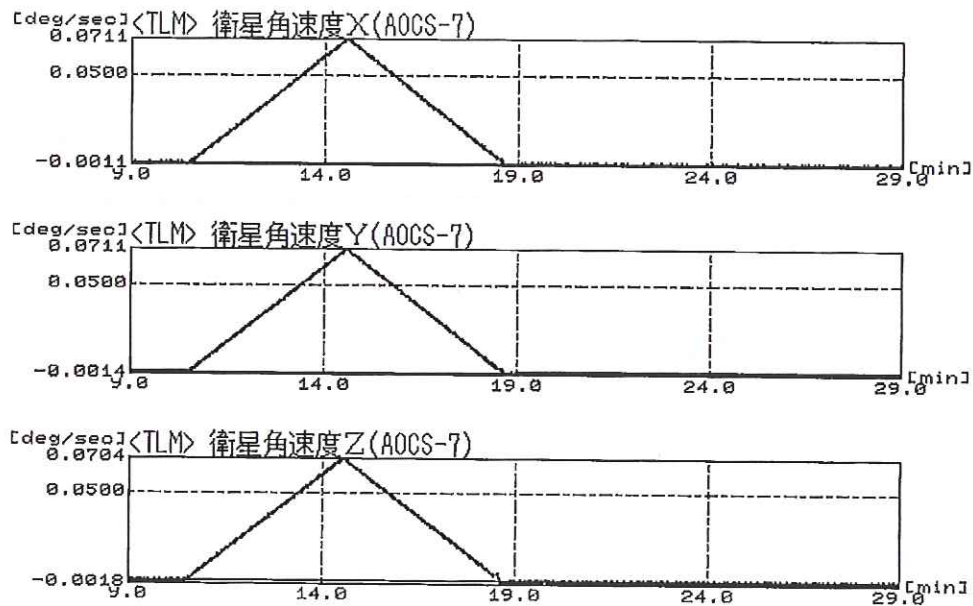


図 6-27 「ASTRO-E」姿勢マヌーバ制御の確認例 2 (衛星角速度)

回転数の図 6-29 から分かるように、姿勢マヌーバレートの加速と減速の境界で、非常に短い時間内にホイール自体をも加速から減速に変更する指示を与えることになる。この場合、ホイール駆動回路に加速と減速の切替えなどの応答時間の遅れが生じ、またホイールの慣性もあって理想的な指示通りにホイールの運動が追従できないため、このような乱れを生じさせていると考えられる。また、制御則そのものからも時間遅れは生じるが、ホイール応答遅れの方が支配的であると考えられる。

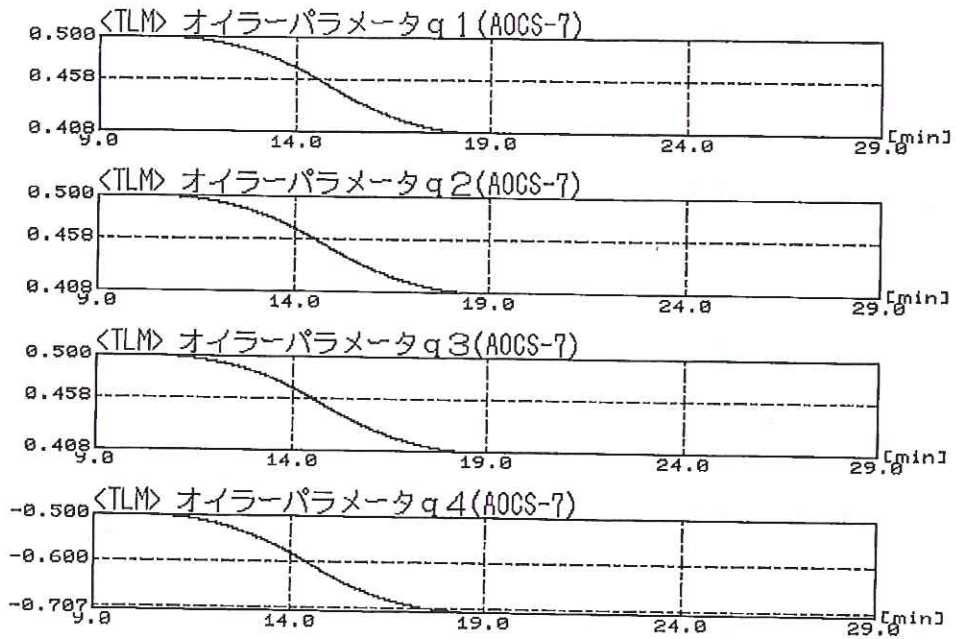


図 6-28 「ASTRO-E」姿勢マヌーバ制御の確認例 2 (衛星姿勢オイラーパラメータ)

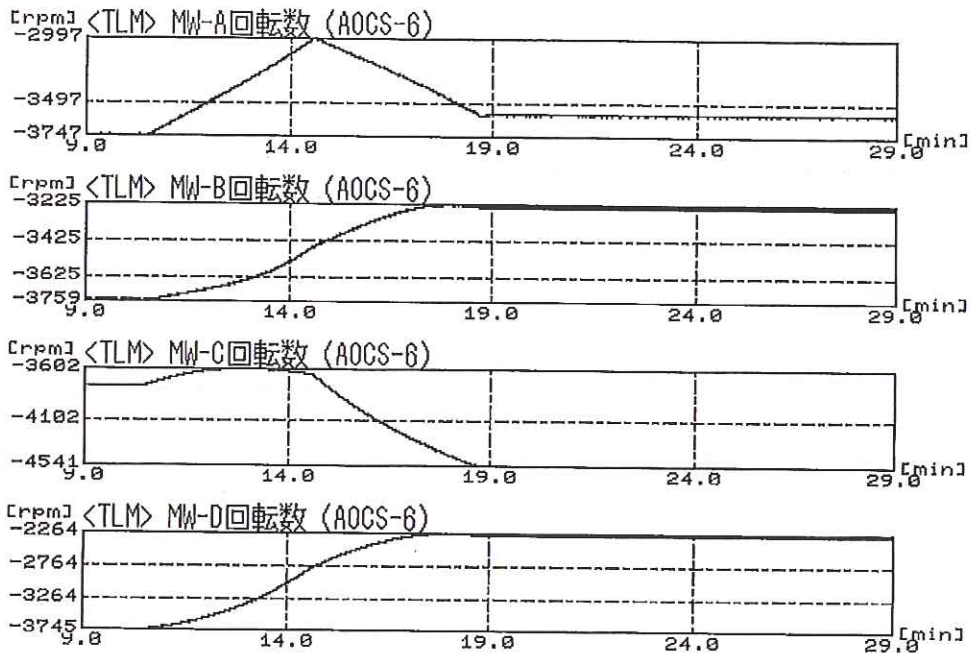


図 6-29 「ASTRO-E」姿勢マヌーバ制御の確認例 2 (ホイール回転数)

この乱れが姿勢マヌーバ後の最終姿勢に与える影響は小さく、姿勢マヌーバ後に姿勢誤差を補正するために用いる STT の慣性空間に対する向きにはほとんど影響を与えず、従って、STT で検出される恒星の方向と、予想してコマンドで指示する恒星の方向とが大きく異なることは無いと言える。この誤差よりは IRU スケールファクタの誤差による姿勢制御誤差が支配的であると考えられる。更に「あすか」とは異なる

り、「ASTRO-E」では姿勢マヌーバ後にSTT視野内にて検出される恒星を同定してから、同定された恒星の中から地上で指定された恒星の星像中心を中心とするトラックウィンドウを設定して星を追尾して目標姿勢を捕獲することから、ジャイロスケールファクタ誤差の影響が少々残っても、姿勢マヌーバによる目標姿勢到達への影響はほとんど無いと言ってよい。

試験では、ここに示したケース以上にたくさんのケースについて姿勢マヌーバ制御を実行し、姿勢マヌーバ制御が設計どおり正しく動作していることを確認した。

(9) 磁気角運動量調整制御機能の確認



図 6-30 「ASTRO-E」磁気角運動量調整制御の確認 (衛星角運動量)

図 6-30 は、「定常運用時制御モード」における“磁気角運動量調整制御機能”の確認を行った試験の一例を示す。この制御機能の設計目標は、衛星角運動量の方向を太陽から 5deg 以内の範囲に保ち、角運動量の絶対値を 40 ± 5 Nms 内に収めることである。この試験ケースでは、初期条件として衛星角運動量の方向に 15deg の誤差を、絶対値には 10Nms の誤差を与えたところから動作を開始している。その結果、別途数値シミュレーションで予想していた通り、一時間以内に目標値に到達し、その後も目標範囲を維持している様子を見ることが出来た。

その他のケースも含め、“磁気角運動量調整制御機能”は正しく設計どおりに動作していることが確認できた。

(10) セーフホールド制御機能の確認

図 6-31 から図 6-33 は、「定常運用時制御モード」から、コマンドにより「姿勢異常時制御モード」の“セーフホールド制御機能”を起動して制御モードを移行させた試験ケースの一例を示す。この例は、ホイール A,B を停止させ、ホイール C,D を用いて制御を行うケースである。

図 6-32 のホイール回転数は「ダイナミクスシミュレータ」におけるホイール回転数である。前述のとおり、C,D に関しては実際のホイールのタコパルスを計測して数学モデルにフィードバックしているため、表

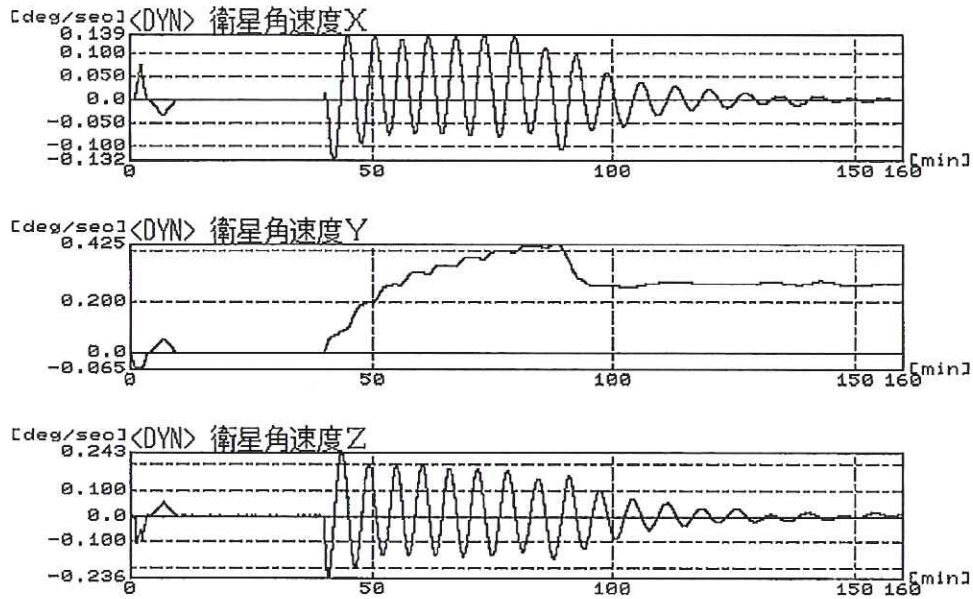


図 6-31 「ASTRO-E」セーフホールド制御の確認(衛星角速度)

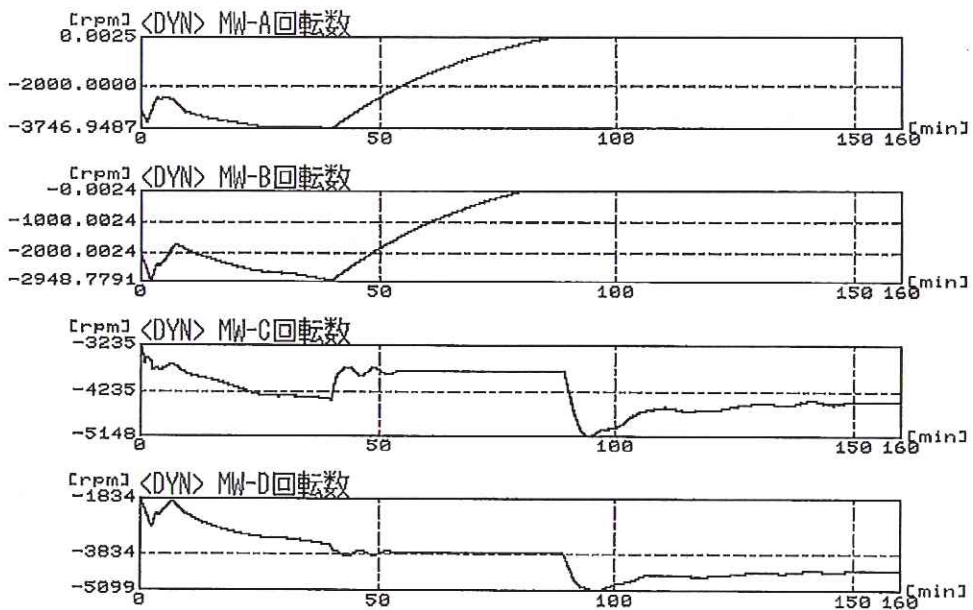


図 6-32 「ASTRO-E」セーフホールド制御の確認(ホイール回転数)

示した回転数はホイールモデルの回転数ではあるが実機の回転数と大きくは異なる。しかし、セーフホールド制御では AOCU が使用しない二台のホイールに対して電源をオフするコマンドを送るため、A,Bのホイールからはタコパルスが出力されない。従って、ホイール A,B はロータの摩擦によりその回転がコストダウンするのであるが、その様子をタコパルスによって知ることができない。そのため、図 6-32 の A,B のホイール回転数は、セーフホールド移行後は完全に数学モデルが示す回転数である。

各図から分かるように、試験開始直後数分間は姿勢が大きく動いているが、これはこの試験ケースでは

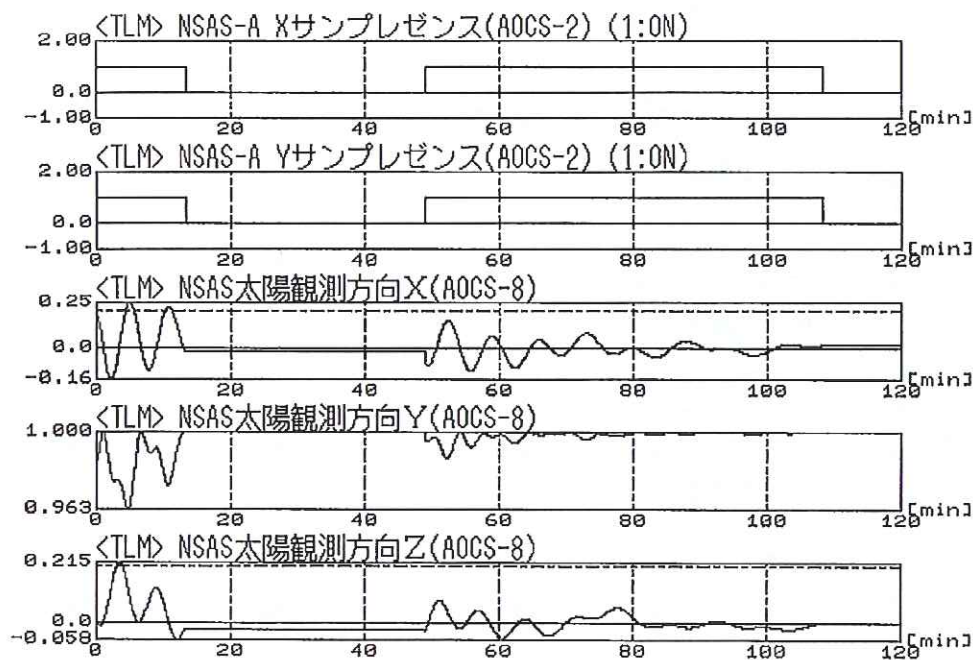


図 6-33 「ASTRO-E」セーフホールド制御の確認(太陽方向)

制御系の動作が始まってから、まず「定常運用時制御モード」の姿勢ポインティング状態へ移行するように指令しているためであり、この後のセーフホールド制御移行のための準備期間の動作である。

試験開始後約40分でコマンドによりセーフホールド制御を起動させた。その後、「ダイナミクスシミュレータ」のホイールモデルA,Bの二台がコストダウンを始め、完全に二台とも回転が落ちるまでは若干姿勢の乱れがあるが、二台が停止した後は姿勢の乱れも収まり、衛星Y軸回りに静かに(ハイブリッド)スピンしている状態に移行していることが分かる。NSASにより観測された太陽方向から、衛星Y軸が太陽方向を向くセーフホールド制御の目標姿勢になっていることも分かる。これらはいずれも設計通りの動きである。

このケースを含め、複数ケースについて試験を実施し、“セーフホールド制御機能”が正しく動作していることを確認した。

(11) 姿勢外乱環境下でのホイール制御動作の確認

図 6-34 は、ASTRO-E の主な姿勢外乱源である重力傾斜トルクが衛星に働いている条件下で、「定常運用時制御モード」における“姿勢ポインティング制御”を実行している時の実機ホイール回転数の変化を示している。この試験ケースでは、衛星姿勢はミッション要求を十分に満たし、姿勢制御の設計目標も満たす精度で慣性系に固定しているが、ホイールはMTQによる磁気角運動量制御機能とも連携して、外乱を吸収しつつ磁気制御によって角運動量をアンロードされ、図に示すような動きをすることになる。軌道上においても、ホイールはこの図のような動きをすることが予想される。

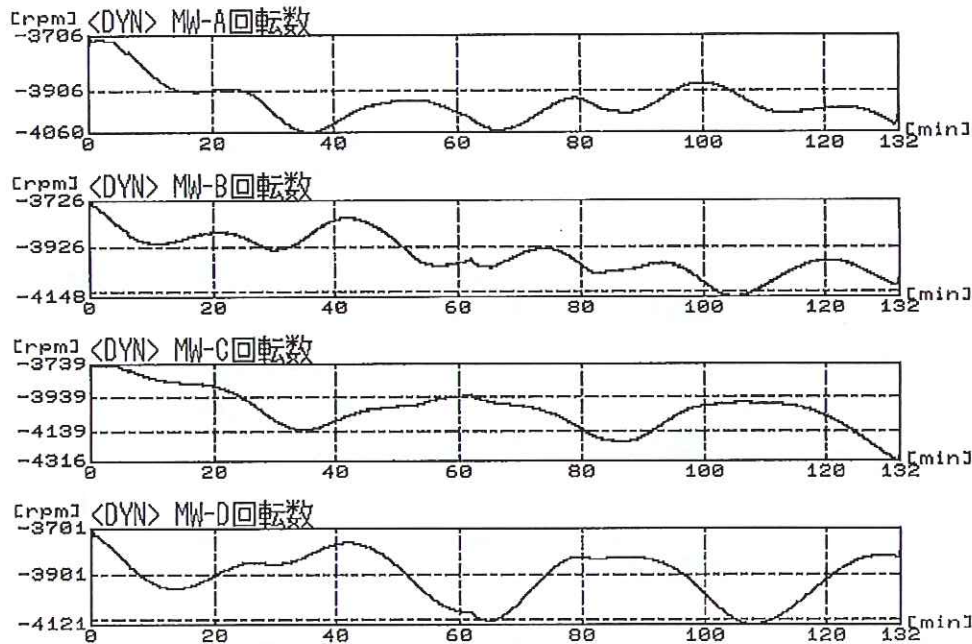


図 6-34 「ASTRO-E」姿勢外乱環境下での姿勢ポインティング制御の確認(ホイール回転数)

7. 飛翔結果

本章では、「あすか」の飛翔データを用いて「あすか」姿勢制御系の動作を評価した結果を述べる ([29],[30],[31],[32])。

7.1 初期運用時制御モード

「あすか」の打ち上げ日から定常運用状態に移行した日までに実施された主なイベントの流れを図 7-1 に示す。

衛星初期運用期間中の姿勢制御系に関する上記イベントの詳細な実績を表 7-1~7-2 に示す。

図 7-2 は、衛星がロケットで打ち上げられた直後からの SSAS のテレメトリデータである。ロケットのノーズフェアリングが開頭されてから、SSAS のデータが出力されているが、ノーズフェアリング開頭からロケットのスピナアップ(リフトオフ+約 210 秒)まではロケットは有意なスピンを行っていないため、SSAS の視野を太陽光が横切らず、従ってこの時期は SSAS の出力は無意味である。

ロケットによるスピナアップ後は SSAS のデータは正しい太陽情報を出力している。SSAS の周期データから、ロケットスピナアップによりほぼ 120rpm (スピン周期 0.5sec) になっていることが分かる。これはロケットインタフェース条件として定めたスピンレートの設計値通りの値を実現している。

その後、衛星がロケットから分離され、タイマーにより設定された時刻に YoYo デスピナが展開された。SSAS 周期データより、YoYo デスピナ展開後のスピン周期は約 7.4sec、つまりスピンレートが 8.1rpm となったことが分かる。この時の SSAS 太陽角データにより、YoYo デスピナ展開により約 3deg 程度のニューテーションが生じ、スピン軸方向が約 1deg ほどプリセスしたことが分かる。この YoYo デスピナ展開後の状態は、4.2.1 項で述べた設計値表 4-3 の目標を十分に満たしている。これは、衛星分離時のニューテーション及びプリセッションの量が、ロケット系に対して仮定した最大値よりもかなり小さかったことによる。

なお、図 7-3 に、図 7-2 と同じ時間帯の GAS のテレメトリデータを示した。GAS のデータはノーズフェアリングの存否にはあまり影響を受けないため、打ち上げ直後から有効なデータである。これより、打ち上げ後約 200 秒頃に衛星がスピンを始めたことが分かるが、ここでのスピンは非常に速いため、GAS のテレ

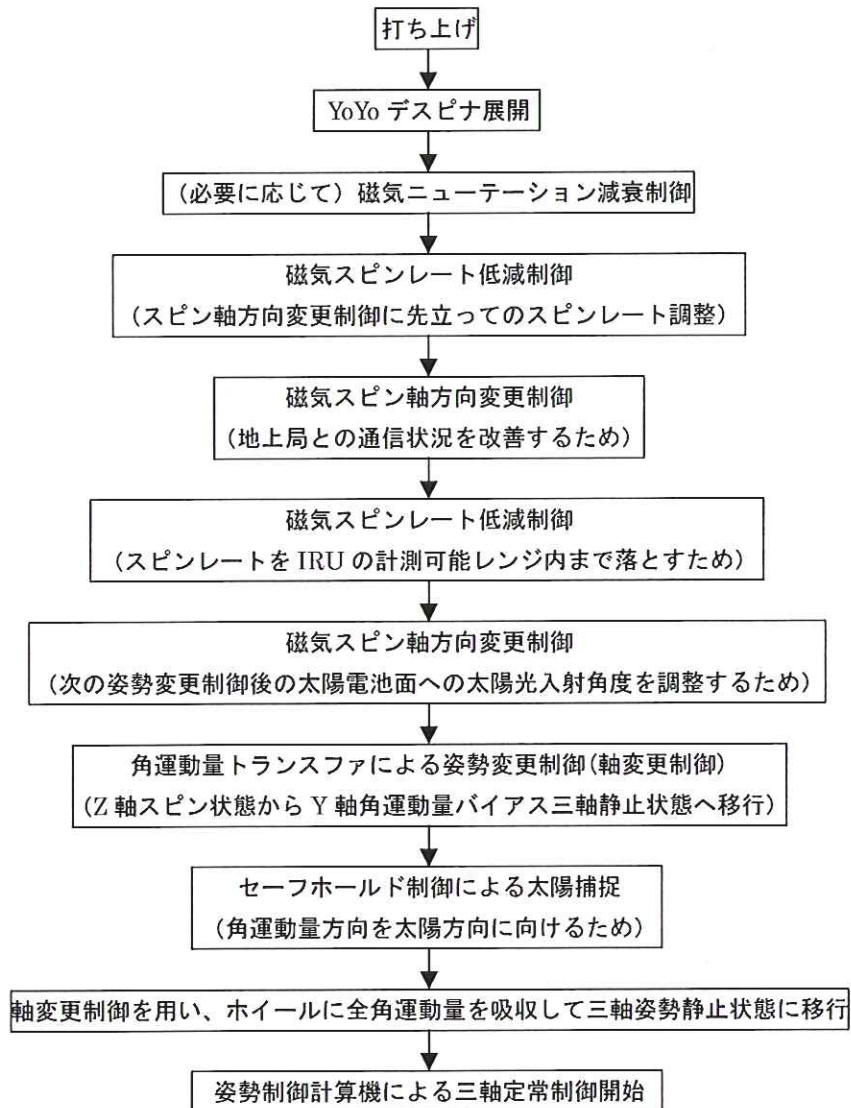


図 7-1 初期運用イベントシーケンス

メトリのデータサンプル周期毎の離散的出力では正しいスピートの状態が分からない。打ち上げ後約 250 秒付近から約 450 秒付近までは、一見ゆっくりしたレートで回っているかのように表示されているが、これはこの時間帯ではテレメトリのデータサンプリング周期が衛星スピート周期よりも長いために、エイリアシングの影響で擬似的にそのように見えているだけである。YoYo デスピナ展開後もまだ GAS テレメトリデータのサンプリング周期は衛星スピート周期に比べて長いために、結局 GAS データからは YoYo デスピナ展開前後の様子を調べることは困難である。

ただし、唯一 GAS のデータから分かることは、打ち上げ後約 210 秒以降は、ゼロを中心に正負等振幅の正弦波動的な動きをしていることから、少なくとも X, Y 方向の衛星残留磁気バイアスはほとんど無いということである。

図 7-4 に示す SSAS スピート周期 (テレメトリデータ) は、地上との通信リンクを確保するための磁気スピート軸方向変更制御に先立って、スピート軸を動かしやすくするために、角運動量を低下させる磁気スピレート低減制御を行った時のものである。図が二つに分かれているのは、テレメトリファイルがサイズの都合

表 7-1 「あすか」初期運用(姿勢制御関係)実績(1)

X+	可視	姿勢制御系運用概要	イベント時刻 (1993年,UT)	衛星状態
0	—	打ち上げ前の設定： ・ACE,NSAS,GAS,SSAS-SA オン ・SSAS クロック High ・IRU-SA,SB ヒータオン/ループオン (打ち上げ中の衝撃対策)	2/20	
	0	打ち上げ YoYo デスピナ展開 IRU-SA,SB ループオフ/ヒータオフ (by OP)	2/20 02:00 2/20 02:09 2/20 02:31	Z 軸スピン 120rpm Z 軸スピン 8.1rpm
	1	MDRV オン 磁気ニューテーション制御開始 (非可視中に終了)	2/20 03:44 2/20 03:45 2/20 05:10	
1	1	磁気ニューテーション制御開始 磁気スピンレート制御(スピンドアウン)開始	2/20 22:41 2/20 22:41	Z 軸スピン 8.1rpm
	3	磁気スピンレート制御(スピンドアウン)中断 磁気スピンレート制御(スピンドアウン)再開 (非可視中に終了)	2/21 02:05 2/21 02:07	Z 軸スピン 2.8rpm
2	1	磁気ニューテーション制御終了 磁気スピン軸方向制御開始 (非可視中に終了)	2/21 21:01 2/21 21:07	Z 軸太陽角 92deg スピン軸マヌーバ量 77deg
3	1	磁気スピン軸方向制御開始	2/22 21:07	Z 軸太陽角 60deg
4	1	磁気スピン軸方向制御終了	2/23 21:00	スピン軸マヌーバ量 37deg Z 軸太陽角 70deg
		磁気スピンレート制御(スピンドアウン)開始 IRU-SA ヒータオン	2/23 21:05 2/23 21:05	Z 軸スピン 2.8rpm
	2	SSAS クロック Low	2/23 22:45	
	3	磁気スピンレート制御(スピンドアウン)終了 磁気スピン軸方向制御開始 IRU-SA リバンスループオン IRU-X,Y,Z オン(ワイドモード)	2/24 00:22 2/24 00:27 2/24 00:28 2/24 00:28	Z 軸スピン 1.3rpm Z 軸太陽角 59deg
		4	磁気スピン軸方向制御終了 磁気スピンレート制御(スピンドアウン)開始 磁気スピンレート制御(スピンドアウン)終了	2/24 02:04 2/24 02:07 2/24 02:17
	5	磁気スピンレート制御(スピニアップ)開始 磁気スピンレート制御(スピニアップ)終了	2/24 3:46 2/24 3:52	(微調整用制御) Z 軸スピン 0.85rpm

表 7-2 「あすか」初期運用(姿勢制御関係)実績(2)

X+	可視	姿勢制御系運用概要	イベント時刻 (1993年 UT)	衛星状態
5	1	磁気スピン軸方向制御開始 (非可視中に終了)	2/24 21:00	Z軸太陽角 110deg Z軸太陽角 80deg
	2	WDE-A,B,C,D オン 軸変更制御開始	2/24 22:41 2/24 22:42	三軸姿勢
	3	SSAS-SB へ切換 セーフホールド制御	2/25 00:22 2/25 00:23	Y軸太陽角 83deg RW-C,D 使用
	4	太陽電池パドル展開	2/25 02:05	Y軸太陽角 52deg Y軸スピン 0.17rpm
6	1	SSAS-SA へ切換 ACP オン/動作チェック	2/25 19時台	
8	1	STT-A,B オン	2/27 19時台	
	2	WDE-A,B オン 軸変更制御開始 IRU-Y,Z,S1(ナロウモード) へ切換 ACP 定常制御へ切換	2/27 21:00 2/27 21:01	Y軸太陽角 8deg Y軸スピン 0.16rpm 三軸姿勢
9	1~5	STT 動作確認 NSAS 姿勢更新動作確認	2/28 17時台 ~ 3/1 0時台	
10	2	EOB 伸展	3/1 19時台	定常観測運用形態

で適当な時間毎に分けられており、制御期間中の時刻でファイルが二つに分かれているためである。これは一連の制御である。このデータは、地上で予測したものと数値的によく一致しており、磁気スピンレート低減制御は正しく動作したことが分かった。

なお、図 7-5 に示す SSAS スピン周期計測結果は、角運動量トランスファによる姿勢変更制御に先立って、衛星スピンレートを IRU ダイナミックレンジ内まで低減させるために、磁気スピンレート低減制御を行ったときのデータである。この時も先と同様、計画通りに正しく動作していたことが分かった。

図 7-6 は、地上局との通信リンクを確保しやすい姿勢へとスピン軸を向けるために行った磁気スピン軸方向変更制御の様子を、天球図上のスピン軸変化として示したものである。この図で ZS と示しているところが、本制御を開始した時点でのスピン軸方向であり、そこからのスピン軸の軌跡は地上での制御計画立案時に行ったシミュレーションで得られた軌跡であり、×印は実際のテレメトリデータに対して地上で行った姿勢決定によって得られたスピン軸方向である。本制御は、制御則実装時の簡略化や外乱の近似誤差などからシミュレーションなどによる予測と実際の間には ± 10deg 程度の一致があれば十分と期待されるが、図 7-6 に示した結果から、本制御系はほぼ計画通りの動きをしていたことが分かる。

<<ASTRO-D ASGM(FRF)>> || UTC: 1993/02/20 02:00:00 --> 1993/02/20 02:19:58 | TLM: LAUNCH | Bit: HI

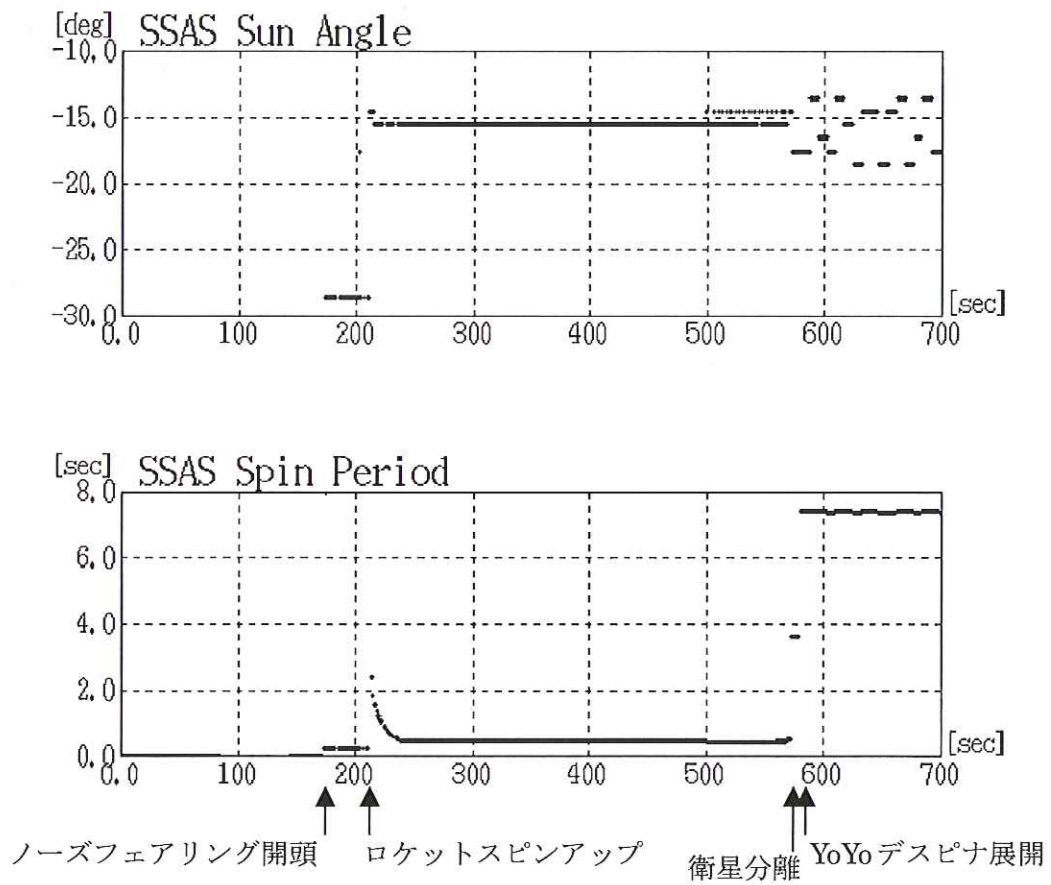


図 7-2 ロケット打ち上げ直後からの SSAS 出力：太陽角とスピン周期

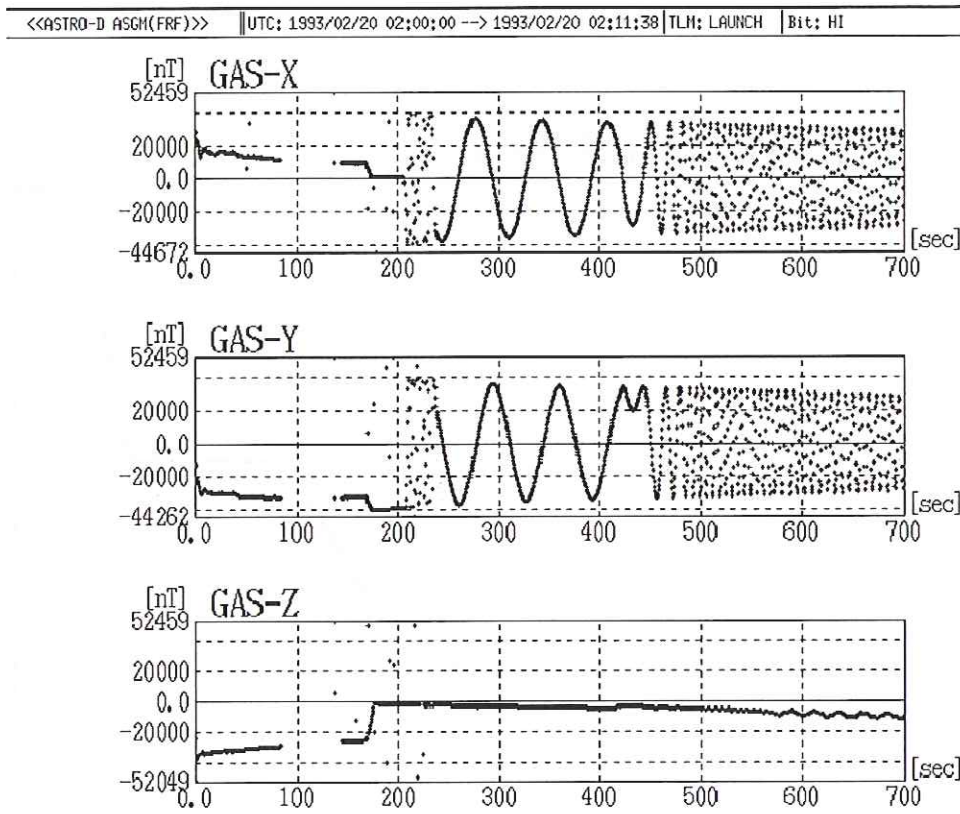


図 7-3 ロケット打ち上げ直後からの GAS 三軸出力

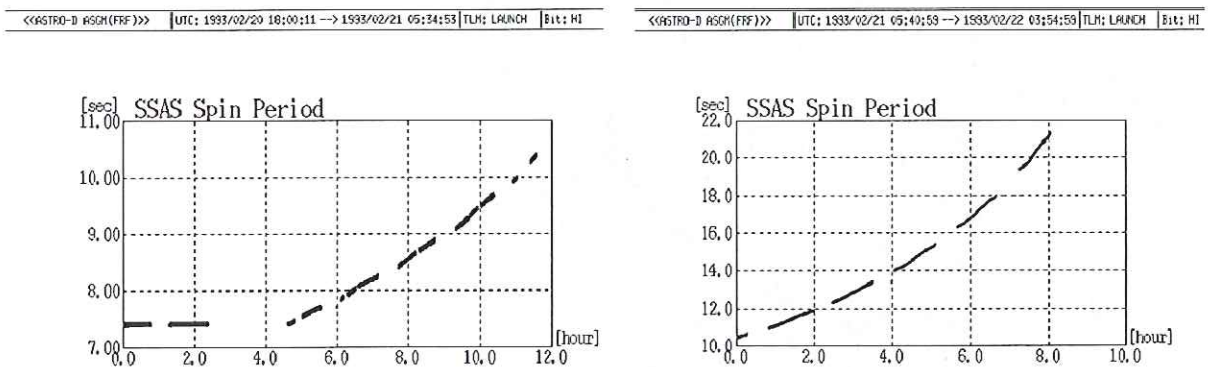


図 7-4 磁気スピン軸方向変更制御前の磁気スピンレート低減制御

<<ASTRO-D ASGM(FRF)>> || UTC: 1993/02/23 15:50:03 --> 1993/02/24 03:55:09 | TLM: LAUNCH | Bit: HI

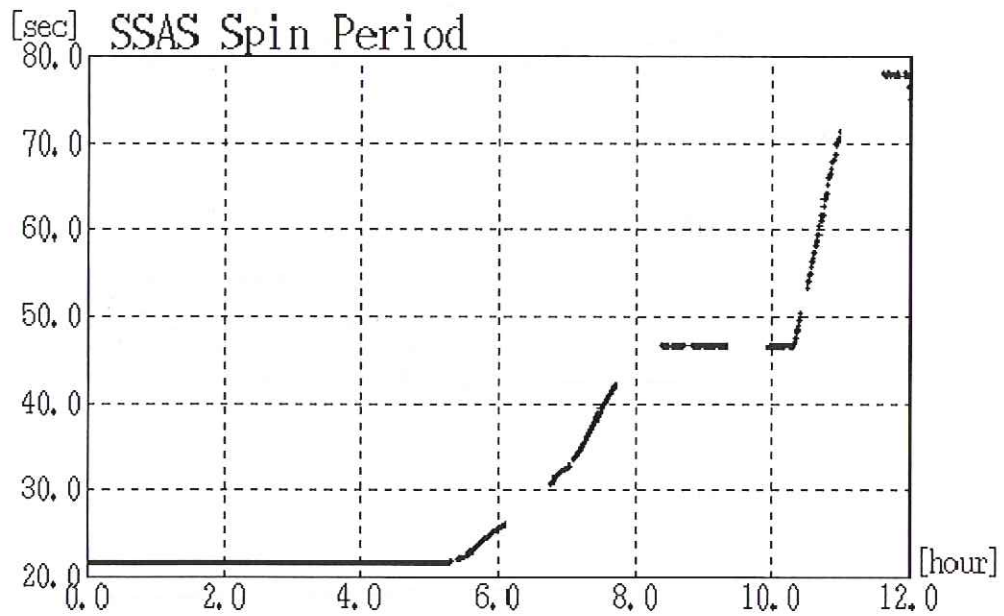
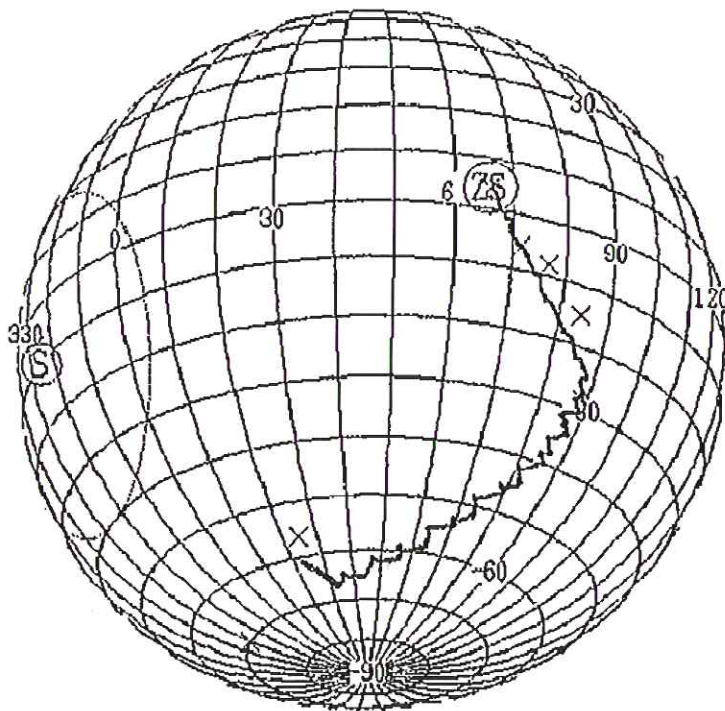


図 7-5 軸変更制御前の磁気スピンレート低減制御



この図は天球図であり、赤道に示す数値は赤経を、赤経 90deg の縦線上に示す数値は赤緯を意味する。

赤緯+90deg は天の北極を、赤緯-90deg は天の南極を示す。

図中のⓈは、1993年2月21日の太陽方向を意味する。

図 7-6 磁気スピン軸方向変更制御

7.2 姿勢異常時制御モード

セーフホールド制御は、本来は定常観測運用を行っていた際に何らかの異常が発生して定常姿勢が保てない状態になった場合に起動される制御である。しかし、既に説明した通り、初期運用時において、角運動量トランスファによる姿勢変更制御後に角運動量方向を太陽方向に向けるための太陽捕捉の目的でこのセーフホールド制御を実施する。「あすか」の運用の中でセーフホールド制御によって角運動量方向を最も大きく動かしたのはこの初期運用時であるので、ここでは初期運用の中で実施したセーフホールド制御のテレメトリデータを示し、セーフホールド制御の動作の様子を示すこととする。

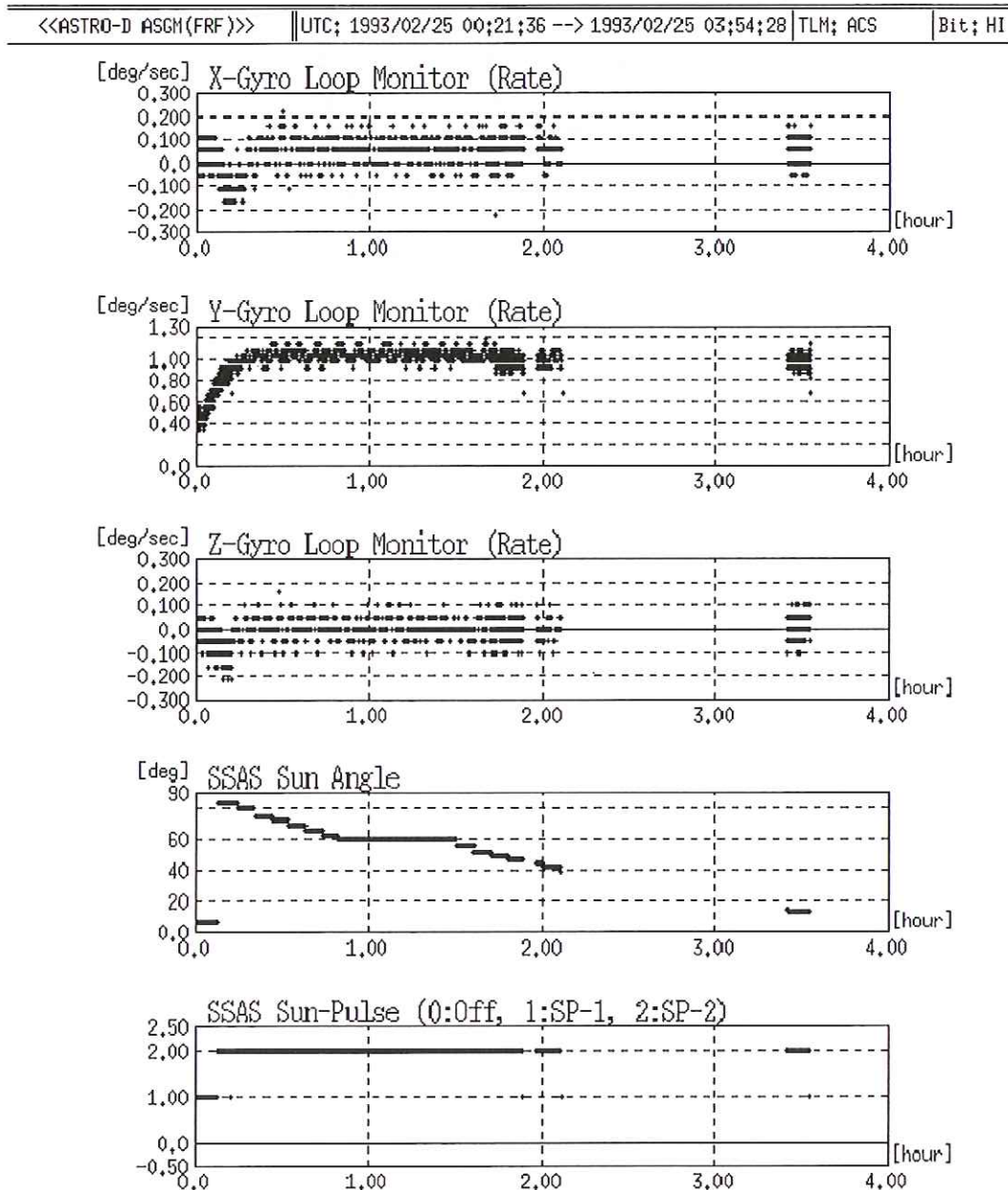


図 7-7 セーフホールド制御による太陽捕捉 (IRU 出力,SSAS 出力)

図 7-7 は、初期運用の中で角運動量トランスファによる姿勢変更制御後に、セーフホールド制御を開始し

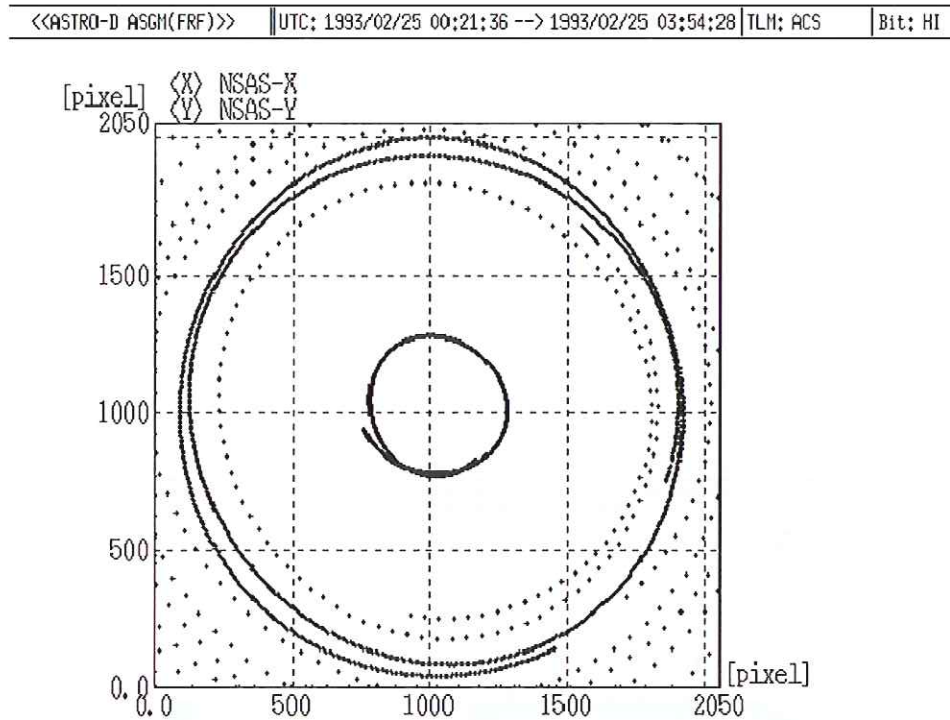


図 7-8 セーフホールド制御による太陽捕捉 (NSAS から見た太陽方向の時間的軌跡)

た時の IRU ジャイロのリバンスループモニタテレメトリと SSAS 太陽角テレメトリデータである。角運動量トランスファによる姿勢変更制御によりほぼ慣性系に固定されていた姿勢が、本制御によってホイール 2 台の回転を止め、その相当角運動量分によって衛星 Y 軸回りにスピンを始め、そのスピンによって発生する SSAS サンパルス信号を元に、衛星 Y 軸が太陽方向に向かうように磁気トルク制御でスピン軸の方向を変更する。図 7-7 の IRU データにより、衛星がホイール 2 台分の角運動量を吸収して Y 軸回りにスピンを始めたことと、SSAS 太陽角データ (衛星 Y 軸から太陽方向への角度を示している) から衛星 Y 軸が太陽方向に向かっていることが分かる。この結果から、本制御も設計通り正しく動作していることが分かる。(なお、図 7-7 で、途中データの存在しない時間帯があるのは、機上でテレメトリデータを蓄積するデータレコーダ (DR) の容量の制限によるものである。この運用を行った際に、姿勢の動きが大きいと予測された制御初期の時間帯のデータを詳細に調べるため、初期に高いビットレートで記録したために途中で記録できなくなった。)

図 7-8 は、図 7-7 のセーフホールド制御を実施している時の NSAS の太陽方向を示す画素データを二次元的にプロットしたものである。この図に示したデータだけでは分からないが、太陽方向を示すデータは時間が経つにつれて NSAS の視野外周から内周に向かって螺旋状に変化している。このデータも、セーフホールド制御が正しく動作していることを示している。

図 7-9 は、前記のセーフホールド制御中の NSAS と GAS のテレメトリデータから (ハイブリッド) スピン軸 (衛星 Y 軸) 方向を決定し、そのスピン軸方向を天球図上にプロットしたものである。図で YS と示しているところは、セーフホールド制御による太陽捕捉を開始した時点の Y スピン軸方向を示しており、S と示している太陽方向に向かってスピン軸が動いている様子が分かる。この図もセーフホールド制御の動作が正しく行われていることを示している。

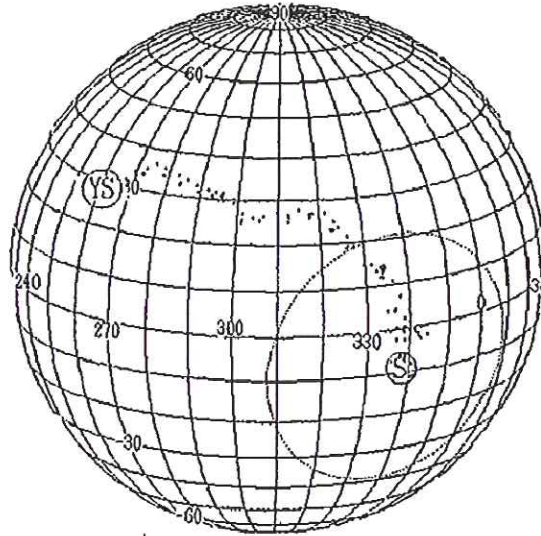


図 7-9 セーフホールドによる太陽捕捉 (姿勢決定結果)

7.3 遷移動作時制御モード

遷移動作時制御モードに属する制御機能は、角運動量トランスファによる姿勢変更制御 (ここでは軸変更制御と呼ぶ) であり、初期運用の中で衛星を Z 軸スピン状態から Y 軸方向に角運動量を保持する三軸姿勢状態へ移行させるために実施する場合と、セーフホールド制御で Y 軸スピンしている状態から三軸姿勢状態へ移行させるために実施する場合がある。

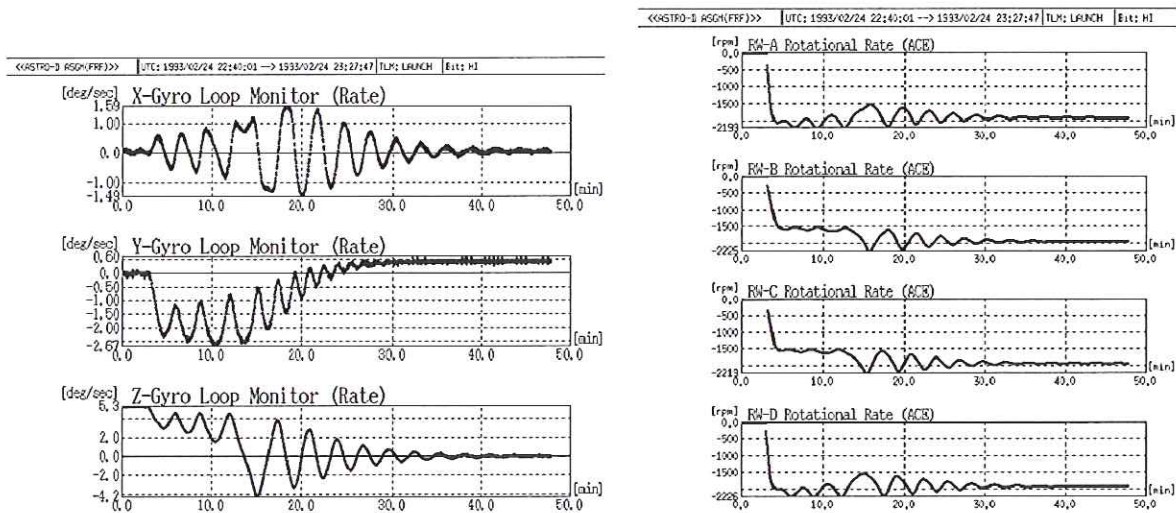


図 7-10 初期運用時の軸変更制御 (左:IRU, 右:ホイール)

図 7-10 は、初期運用の中で Z 軸スピン状態から三軸姿勢状態に移行するために行った軸変更制御実施時の、IRU リバンスループモニタのテレメトリ (衛星角速度を示している) とホイール回転数の様子を示している。この動きは、地上での運用計画立案時のシミュレーション結果と非常によく合っており、この制御が設計通り正しく動作していることが分かる。

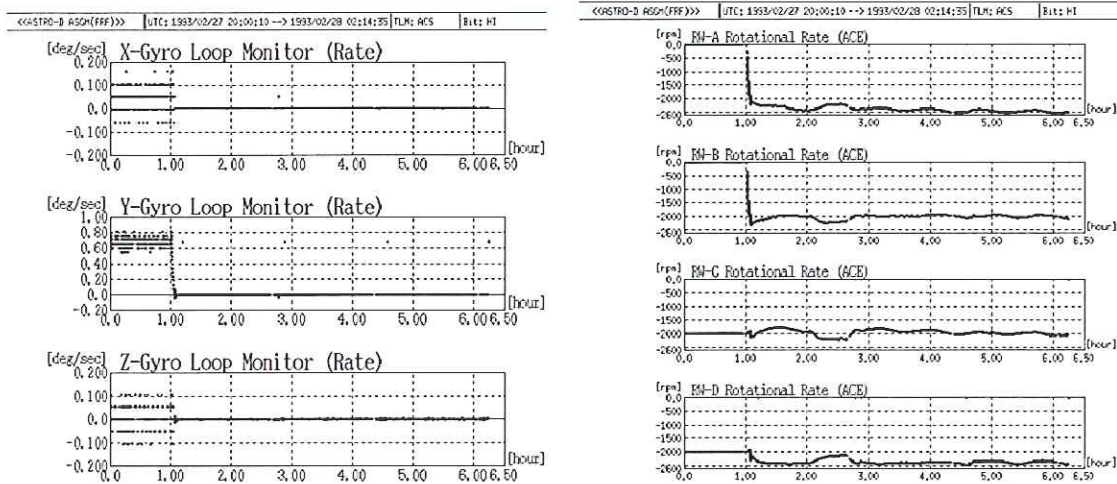


図 7-11 セーフホールドから定常制御移行時の軸変更制御 (左:IRU, 右:ホイール)

図 7-11 は、セーフホールド制御の Y 軸 (ハイブリッド) スピン状態から三軸姿勢へ移行するために実施した軸変更制御時の IRU ループモニタのテレメトリとホイール回転数である。この図では、軸変更制御はホイール回転数がほぼ 4 台揃った状態で衛星角速度がほぼゼロになるまでの数分間のみであり、その後は姿勢制御計算機による定常制御を行っている時のデータである。

この図より、軸変更制御によって衛星に大きなニューテーションを誘起することなく 4 台のホイールを立ち上げられていることから、本制御が設計通りに動作していることを確かめることが出来る。

7.4 定常運用時制御モード

ここでは、機上の姿勢制御計算機による定常制御実行時の飛行データを示す。

図 7-12 は、三軸姿勢ポインティング制御動作時の衛星角速度を示す。この衛星角速度は、姿勢決定系により推定されたジャイロバイアス値を差し引いた値である。ポインティング制御はこの角速度のフィードバック制御として行われる。この角速度の振幅から求められる姿勢の動きは、姿勢制御に要求されている姿勢制御精度に比べて小さく、安定していると言える。なお、図中ではデータ点の密度の粗いところと密集しているところがあるが、これはテレメトリの伝送レートが時間帯によって異っているためであり、時間帯によって姿勢の安定度が異っていることを意味しているのではない。

図 7-13 は、姿勢マヌーバ制御動作時の衛星角速度を示す。途中からデータ間隔は変化しているのは、制御途中でテレメトリの転送レートが変更されたためである。制御開始直後と終了付近で角速度の変化に過渡的な乱れが見えるが、これは「あすか」の姿勢マヌーバ制御則の設計によるものであり、この乱れも含めて全体の動きは、地上においてオフラインで数値シミュレーションしたものによく一致している。

図 7-14, 7-15 には、NSAS を用いた姿勢更新を行った時の NSAS 観測残差 (推定姿勢による太陽方向と NSAS 観測太陽方向とのずれ角) を示している。観測残差は両方向ベクトルの各成分の差であるが、ほぼ NSAS 座標系における X 軸回り・Y 軸回りの姿勢ずれ角度を rad で表したものに相当する。図 7-14 は、地上から粗い精度の姿勢を初期値として与えた後で、初めて NSAS によって太陽が検出されて、NSAS による観測更新を行った時間前後の様子で、初めの姿勢更新で大きく残差は減少しているが、ジャイロドリフトレート推定値が未だ収束していないために日陰中に観測残差が大きくなり続けている様子が見られる。図 7-15 は、推定が落ち着いてきた頃の NSAS 観測残差の様子で、変動は非常に小さなレベルとなっている。

図 7-16～図 7-20 は、STT による姿勢更新の様子で、NSAS による姿勢更新を行った後に初めて STT に

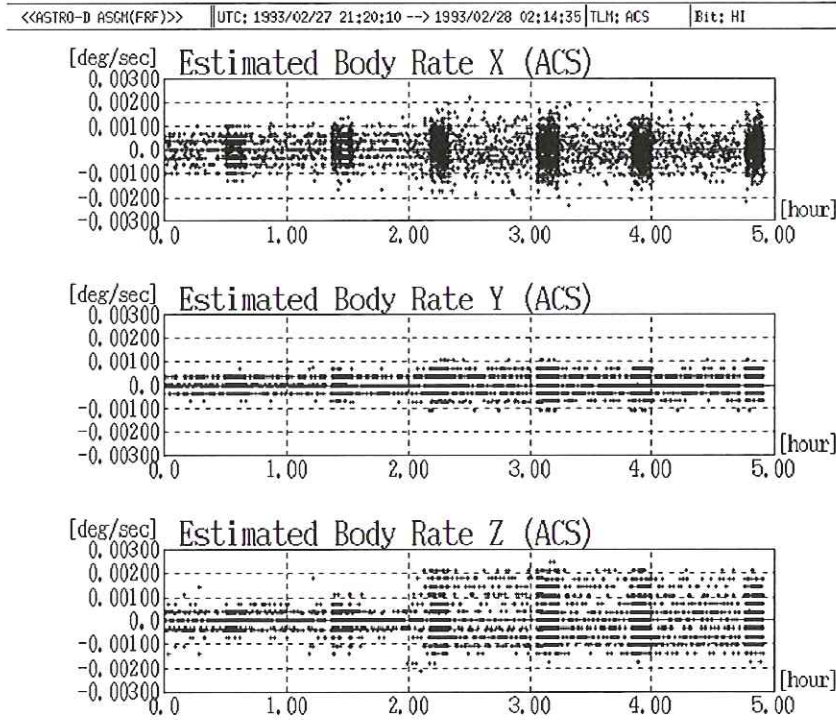


図 7-12 定常ポインティング制御

よる更新を行った時のものである。図 7-20 はジャイロバイアス推定値の変動の様子であるが、まだ初期で落ち着いていない時期のこの動きは地上の試験時のデータなどに基づいて予測される値とよく合っている。図 7-21 は、図 7-16～図 7-20 の後、しばらくの間のジャイロレートバイアス推定値のデータであるが、収束に向かっていく様子が見られる。ジャイロのレートバイアス値はドリフトしていく性質を持っているが、この程度の時間ではほぼ一定値と見なせるため、その一定値に向かっていく様子が見られる。この収束の様子も、地上における数値シミュレーションとよく一致している。

以上からも分かるように、「あすか」の姿勢制御系はミッションからの姿勢要求をほぼ完全に満足できるシステムとして(例外については 7.5 項に示す)、衛星の機能損失直前に至るまで稼働し、その役割を完遂することが出来た。

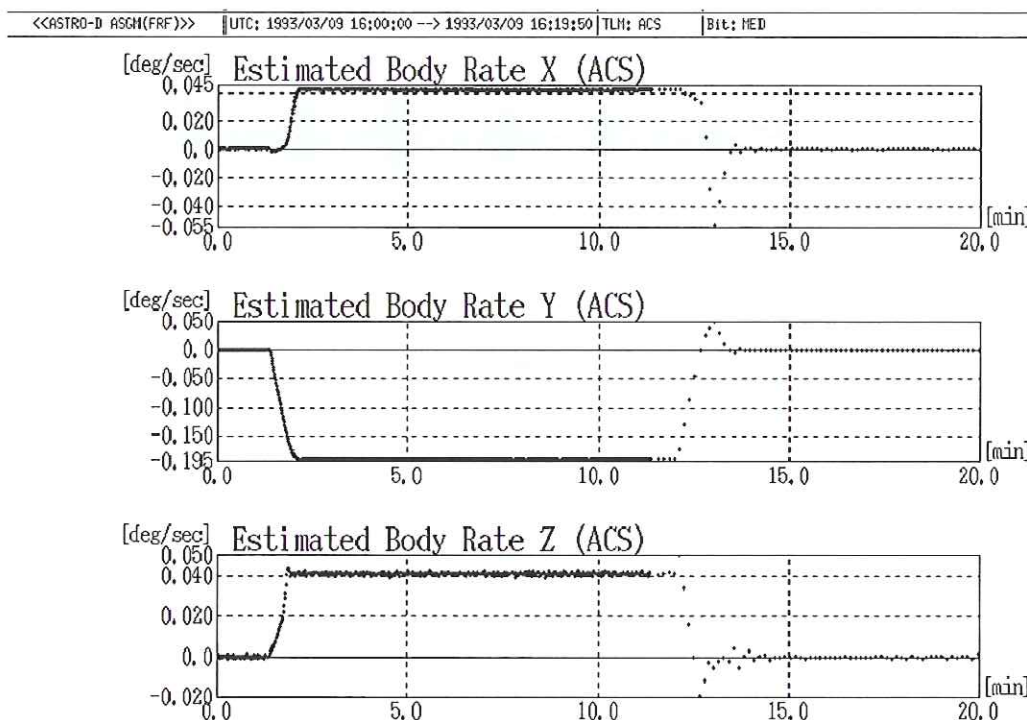


図 7-13 姿勢マヌーバ制御

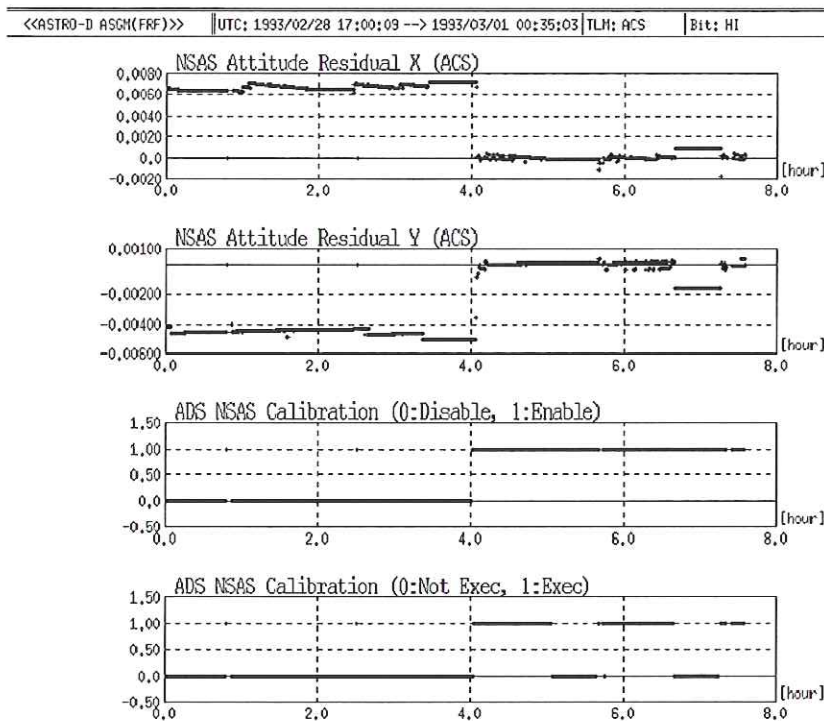


図 7-14 NSAS による姿勢更新 (初期)

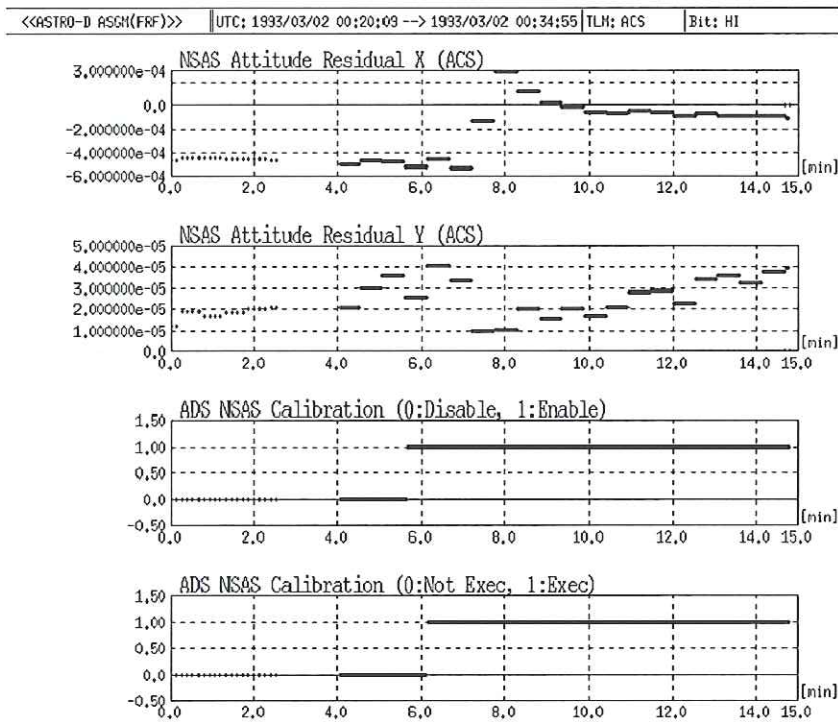


図 7-15 NSAS による姿勢更新 (定常)

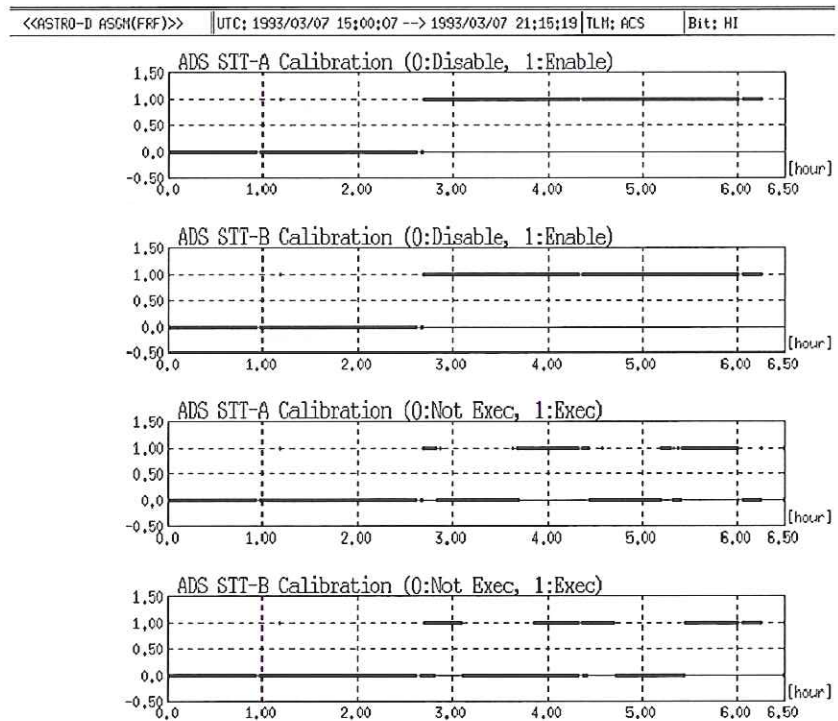


図 7-16 STT による姿勢更新 (ステータス)

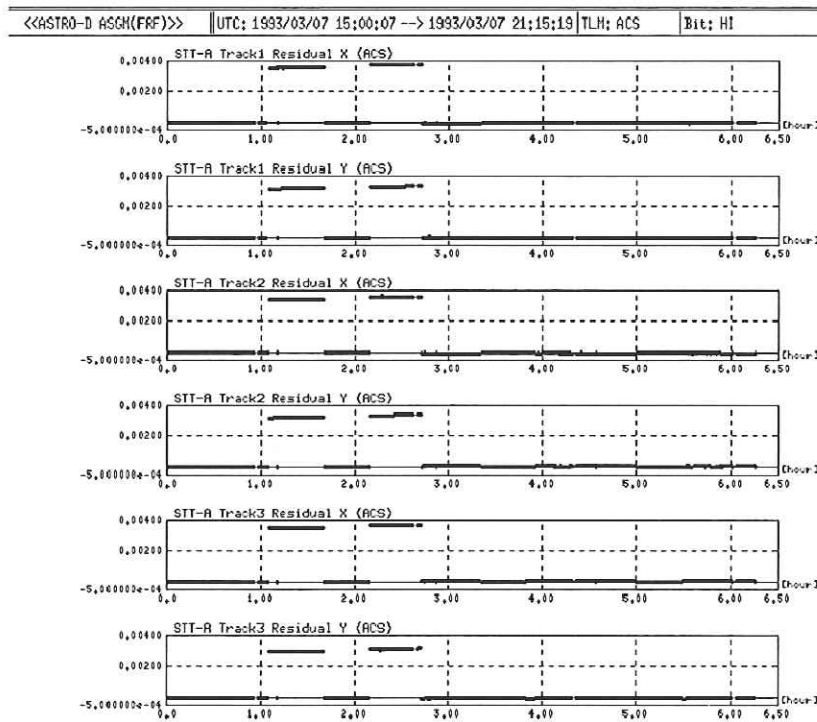


図 7-17 STT による姿勢更新 (STT-A 観測残差)

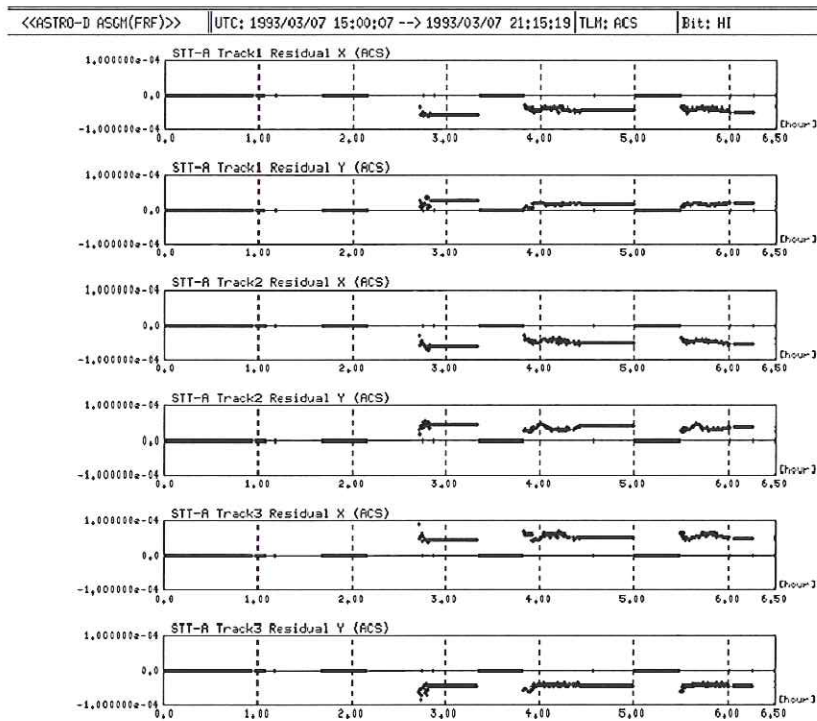


図 7-18 STT による姿勢更新 (STT-A 観測残差：後半部拡大)

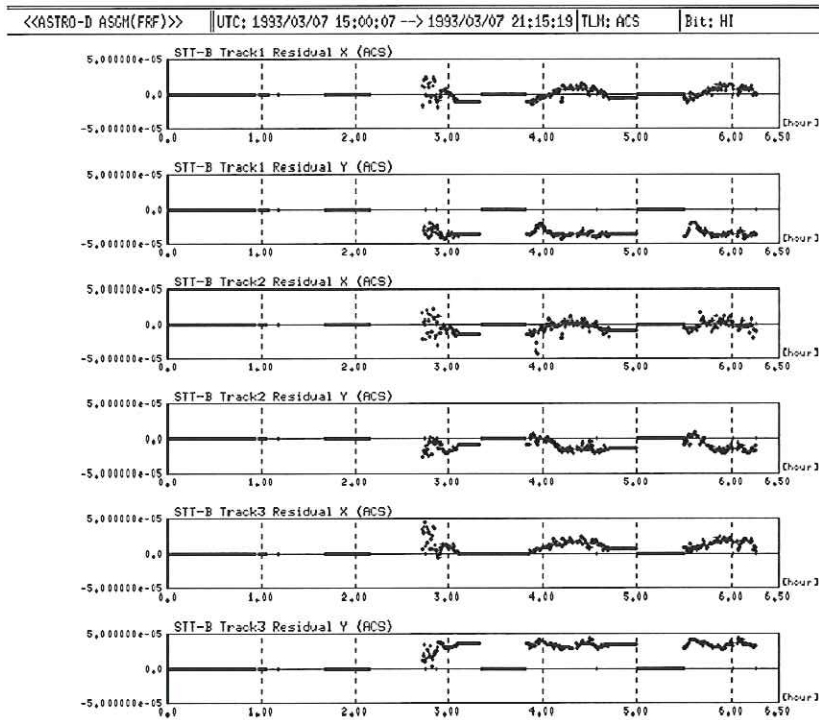


図 7-19 STT による姿勢更新 (STT-B 観測残差)

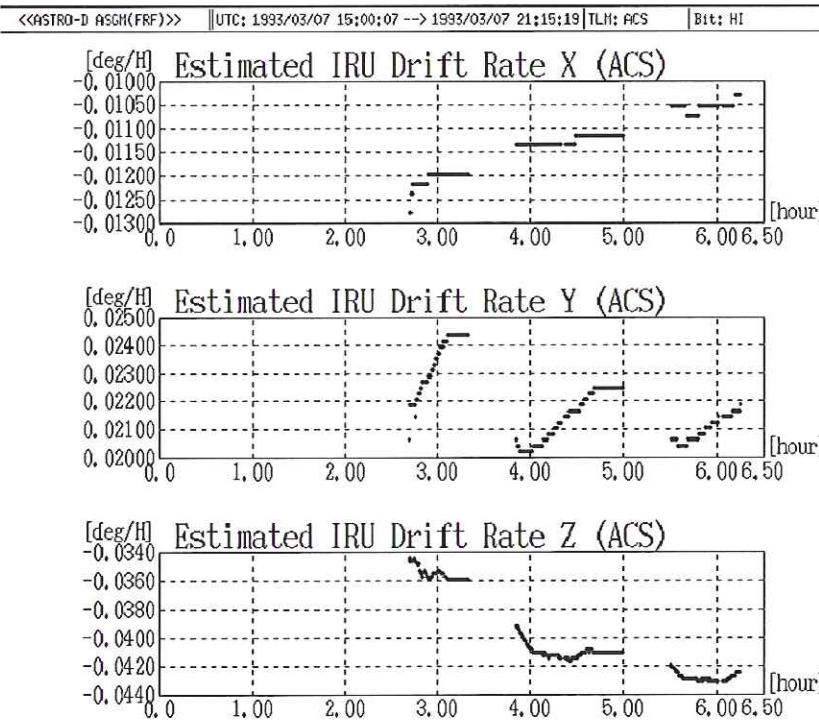


図 7-20 STT による姿勢更新 (ジャイロバイアス推定値)

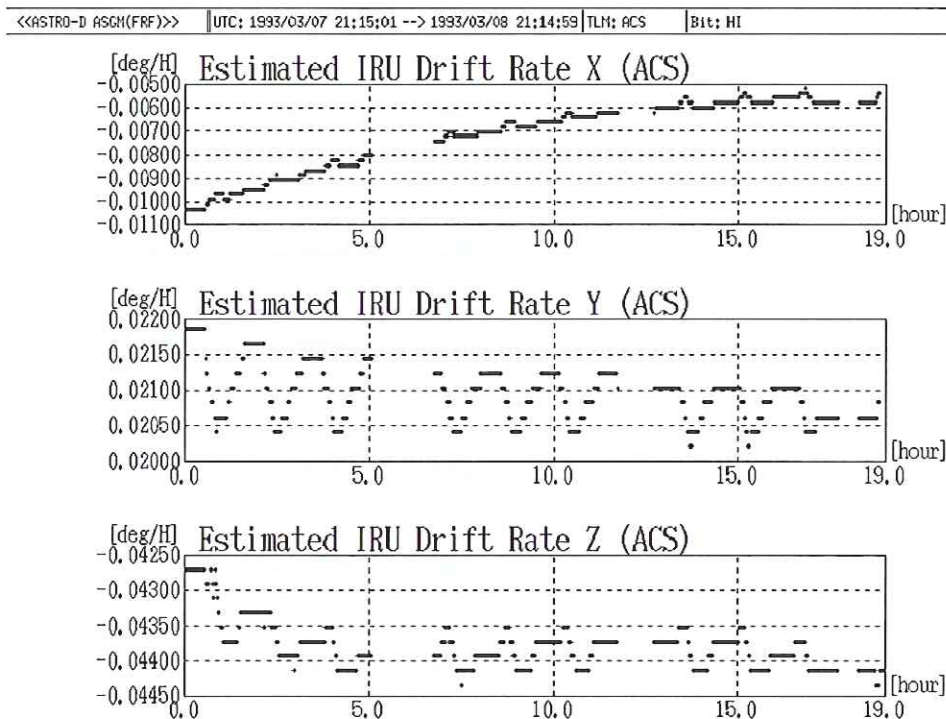


図 7-21 STT による姿勢更新 (ジャイロバイアス推定値)

7.5 軌道上における姿勢センサ動作

(1) IRU

図 7-22 は、「あすか」が打ち上げられてから大気抵抗により軌道高度が低下して運用を停止するまでの、軌道上全運用期間におけるジャイロバイアスレートの推定値を示している。ここに示した値は、地上姿勢決定結果である。推定している値は衛星の直交三軸方向のバイアスレートであるため、ジャイロそのもののバイアスではない。しかし X と Y は終始使用していたため、この二つはジャイロそのもののバイアスであり、打ち上げ当初から数回のセーフホールド制御による動作停止時期があったにも関わらず、ほぼ一定の割合で連続的に変化している様子が分かる。

ジャイロは打ち上げ当初はセーフホールドで使用するジャイロを Z ジャイロとするために S1 を使用していた。しかし打ち上げ約一年後に、ジャイロのスケールファクタが異常変化し、姿勢マヌーバ制御に支障をきたすようになった。そこで S2 ジャイロに切り替えたが、これも約 2 年半後に S1 と同様にジャイロスケールファクタの異常変化が生じて Z ジャイロに切り替えた。幸い、X, Y, Z ジャイロはその後ジャイロスケールファクタの異常変化が生じなかった。

このジャイロスケールファクタの異常変化は、現在推測されている原因としては次のようなことが考えられている。すなわち、ジャイロに封入したガスを「ぎんが」でのドリフトレート異常変化の対策としてヘリウムから窒素に変更した。しかし、モータの励起電圧を変更しなかったため、ガスの比重が増えたことからモータの風損の影響が大きく、モータの回転数を維持できなくなったため、と考えられている。

(2) STT

「あすか」の STT は、過去の科学衛星に搭載したどの STT よりも高い性能を軌道上でも発揮した。しかしながら、STT の光学的な性能とは別の問題が発生した。それは、STT による姿勢更新処理を行わない

あすかドリフトレート

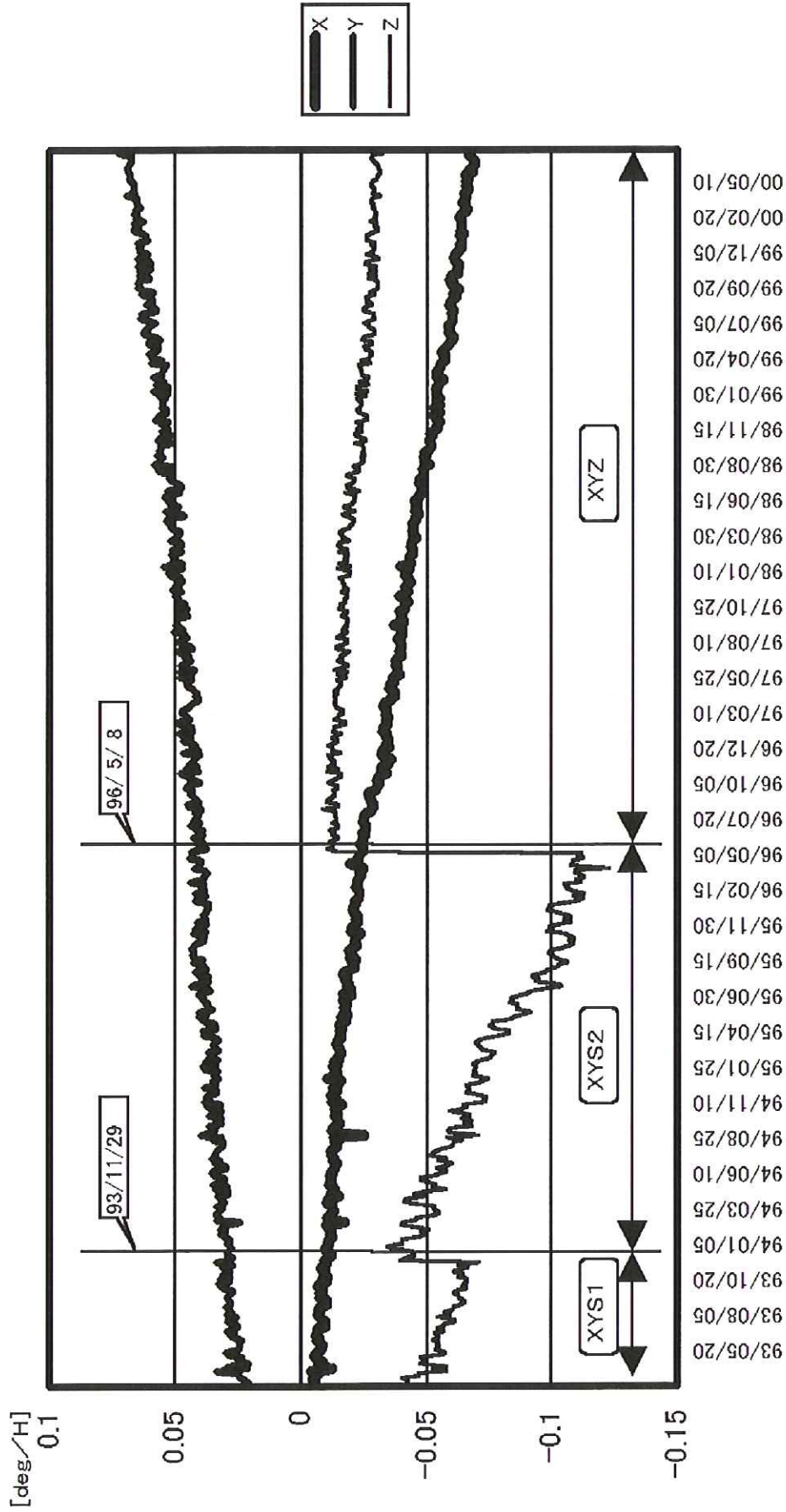


図 7-22 ジャイロドリフトレートの推移

で、IRUのみによる慣性空間固定指向制御を実行していた初期運用時のSTTの出力から明らかになった(図7-23と図7-24参照)のであるが、衛星の軌道運動による日陰・日照の変わり目の時刻によく同期して、STTの出力が約0.015degの幅で周期的に変動することが分かった。

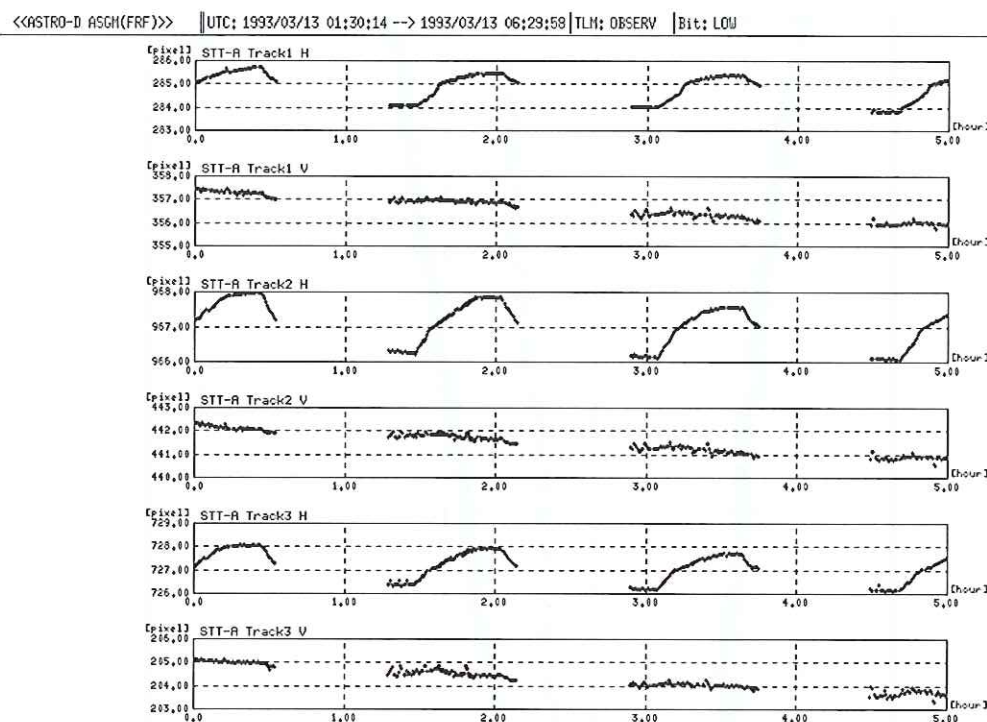


図 7-23 STT 熱歪みによる姿勢の動き (STT-A)

この原因として当初、衛星構体が熱歪みを起こしているのではないかと考えられたが、「あすか」のミッション観測機器のX線天体像の動きと同時に解析することにより、STTの光学部を衛星構体に取り付けるための細長い脚部が熱歪みを生じている可能性が最も高いことが分かった。

STTによる姿勢更新を行って姿勢制御を実行すると、STTの光学部が向く方向が慣性空間に固定するように制御される。従って、STTが衛星構体に対して前述のような一軌道で約0.015degの周期的な変動を生じていると、姿勢制御は衛星の姿勢を、STTとは逆の向きに慣性空間に対して約0.015degの振幅で周期的に変動させることになる。そこで、軌道周期程度の長い時間での慣性空間に対する姿勢精度を考えると、約0.015degに悪化してしまうことになる。幸い、「あすか」のミッションから要求される姿勢の絶対安定度はそれほど長周期ではなく、地上にて事後に決定する姿勢情報を用いてX線天体の観測データを補正することにより対処することができた。

この現象は結局STT単体の構造的な設計に起因すると言えるため、今後のプロジェクトに対する反省材料となった。

また、打ち上げ後初期の運用において、STTが異常なデータを検出し、それを間違っって追尾したために姿勢決定値が異常になり、セーフホールド制御に移行したことが一度だけあった。これは、宇宙放射線がSTT視野に入射し、STTがこれを恒星と見なして出力してしまい、かつ「あすか」では機上における恒星同定の機能を持たないために生じたことであった。この時は、STTの搭載ソフトウェアの恒星像かどうかの判定パラメータを見直して書き換えることにより対処し、その後「あすか」の軌道上運用が終了するま

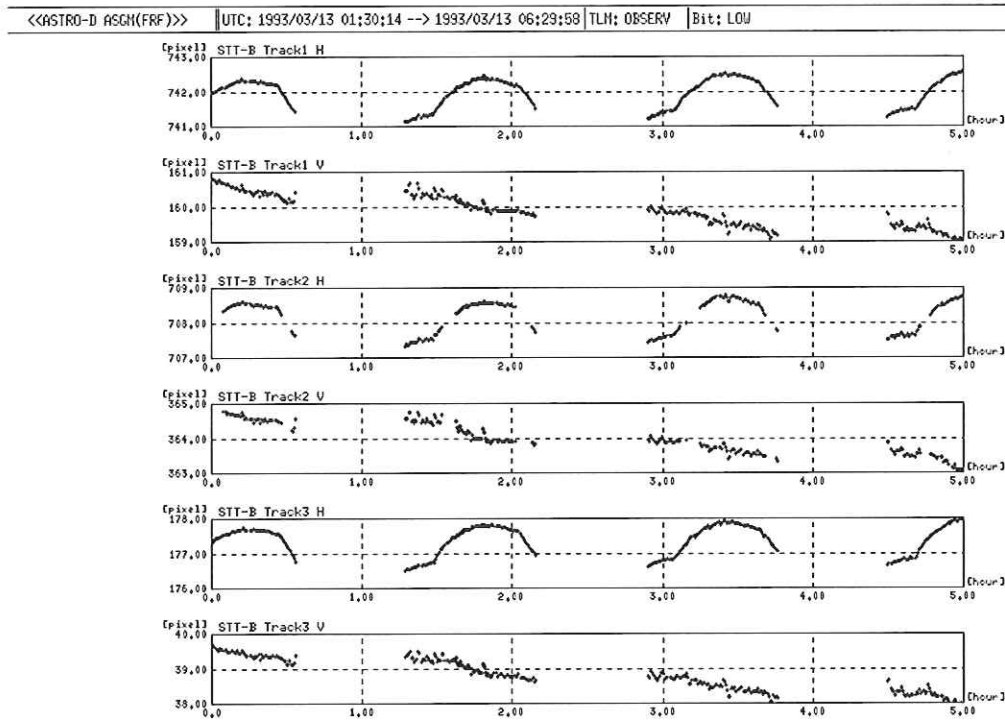


図 7-24 STT 熱歪みによる姿勢の動き (STT-B)

で二度と同様の現象は生じなかった。

本現象は、機上に恒星同定機能を持たせることによって回避できることから、この反省から「ASTRO-E」では恒星同定機能を搭載することにしたのである。

(3) その他

IRU,STT 以外のセンサ (GAS,NSAS,SSAS) は、軌道上で特に異常は発生せず、打ち上げから「あすか」の軌道上運用が終了するまで、性能劣化も認められずに正常動作した。GAS に関しては衛星残留磁場によるバイアスが気になる場所であるが、先の節にて示したデータから、このようなバイアスもほとんど無いことが分かった。

8. おわりに

「あすか」の姿勢制御系は、打ち上げから約 7 年 5 ヶ月余にわたり順調に機能し、科学観測のためにその役目を果たしていたが、2000 年 7 月 16 日に回復不能のセーフホールド制御に移行した。姿勢制御系テレメトリデータを分析した結果、衛星系が持つ全角運動量が大きく変化したことを ACP の異常検出プログラムが検出し、ACE によるセーフホールド制御を起動していたことが分かった。この時の角運動量変化は非常に大きく、セーフホールド制御を安定継続することが出来ない角運動量となったことが分かった。そのため、地上でセーフホールド移行の原因究明を行っている間にも、衛星は系の全角運動量ベクトルをハイブリッドスピンによって衛星 Y 軸近傍に保つことが出来ず、姿勢運動は臨界ニュートーション角を越えて、Z 軸回りの回転運動状態に変化してしまった。「あすか」は Y 軸方向に向けた太陽電池パネルによって電力を賄っているが、Z 軸スピン状態となってしまったために発生電力が下がり、衛星搭載バッテリーの電力を消費する状態となった。電力供給が少ないためにバッテリーの充電が出来ず、そのまま衛星は電力枯

湯状態にまで陥り、衛星電源がオフ状態となってしまう、姿勢制御は完全に止まってしまった。その後も、衛星はZ軸スピンの状態を続け、衛星が日照中で太陽電池面が太陽方向を向いている間は一時的に電力が発生してコマンド受信やテレメトリ送信が可能となったが、その時間は短いために能動的な姿勢制御を開始できるまでに至らず、2001年3月2日に軌道落下・大気圏再突入するまで、衛星の観測運用には復帰できなかつた。

このように大きな角運動量変化がもたらされた原因を究明するために、太陽活動の状況を調査したところ、セーフホールド制御に陥った時間付近で大きな磁気嵐が発生して、大気密度が急激に上昇していたことが分かった。また「あすか」は、そのあと半年後には軌道落下すると予告されていたように、軌道高度が低下した状態であった。そのため、大気密度上昇による大気抵抗トルク増加が非常に大きかったと考えられ、これが角運動量変化の原因であろうと推測された。

「ASTRO-E」の姿勢制御系は、軌道上で実際にその動作をするまでに至らなかつたため、「あすか」の様な軌道上でのデータを得ることはできなかつた。しかし、6章で示した地上試験結果と同等の性能を軌道上でも発揮出来たことと考えられる。「ASTRO-EII」ではこれを実証出来るとともに、我々の地上試験方法が妥当なものであることを示すことが出来るであろう。

謝辞

本報告の末尾に当たり、両衛星の姿勢制御系の開発に関して特に具体的にご指導・ご助言・ご協力を頂いた、小河原嘉明名誉教授を始めとするX線天文グループの方々、村中昇博士((有)コスモロジック、元NEC東芝スペースシステム(株))を始めとする当該技術担当グループの方々に対し、まず深甚の謝意を表す。宇宙科学研究所における科学衛星の開発と運用は、これまで宇宙理学の研究者と宇宙工学の研究者間の緊密な連携・協力のもと、また官と民の密接な協調のもとで行われてきた。また、先行する衛星開発で修得した技術や経験をフルに活用した上で、必要な改良や新しい技術開発を行って応用するという方法であった[33],[34]。「あすか」や「ASTRO-E」もその例外ではない。この点からすれば、謝辞を申し上げるべき方々を列挙するにはいとまがないことになる。纏めて、関係各位に心からの謝意を表したい。

付録 A. オイラーパラメータ

一般に人工衛星の姿勢とは、一つの基準座標系に対する衛星固定座標系の関係を言い、その表現の仕方には色々な方法がある。

基準座標系としては、衛星のミッションに応じて色々な座標系が用いられるが、地球指向衛星の場合は衛星の質量中心を原点とした軌道面座標系、天文観測衛星の場合の多くは衛星の質量中心を座標系原点とする適当な慣性座標系を基準とする。慣性座標系としては、春分点方向と地球の赤道面(同じことであるが自転軸)を基準とする赤道座標系とすることが多い。厳密には地球の自転軸は太陽・月等の影響により歳差運動や章動運動をしているため徐々に変化しており、春分点方向が時間と共にわずかながら変化する。各瞬時の春分点を基準とする慣性座標系(TOD(True of Date)座標系)が用いられることもあるが、遠い天体を数年にわたり観測する衛星の場合は、基準が変化していくのはかえって都合が悪いことになる。そこで、殆どの天文観測衛星では、ある年の平均春分点方向をX座標軸とする赤道面座標系が基準座標系に選ばれる。「あすか」では1950年の平均春分点方向を基準としたB1950赤道座標系を、「ASTRO-E」では2000年の平均春分点方向を基準としたJ2000赤道座標系を基準慣性座標系として採用している。

慣性座標系に対する衛星固定座標系の関係の表現法としては、(1)座標変換行列(=方向余弦行列)、(2)オイラー角、あるいは(3)オイラーパラメータなどがよく用いられる。

(1)は、一番直接的な表現である。慣性座標系から衛星座標系への(3×3)の座標変換行列をAとし、あるベクトル量の基準慣性座標系における表現を \vec{v}_I 、衛星固定座標系における表現を \vec{v}_B とすると、次のよ

うに書くことが出来る。

$$\vec{v}_B = A\vec{v}_I \quad (\text{A.1})$$

姿勢の表現法として別パラメータを採用したとしても、物理量の座標系表現間の変換を行う際にはこの行列を用いることが必要である。しかし、この行列は9個の要素を必要とする上、9個が互いに独立ではないため、姿勢を表現する方法としてはあまり便利ではない。

(2)は姿勢を表現するのに最低限必要な3個の成分を用いた表現方法であるが、オイラー角を定義するための三つの独立な回転軸と回転の順序を規定しなければならない上、表現に固有の特異性の問題が残る。

(1),(2)の欠点を避ける回転表現法としてよく用いられるのが、(3)のオイラーパラメータである。オイラーパラメータ (Euler parameter) は、オイラー対称パラメータ (Euler symmetric parameter)、クォータニオン (quaternion, 四元数)、qパラメータなどと呼ばれることもある。

オイラーパラメータは、四元数という呼び方が示しているように、4個の成分で姿勢を表現するものであり、次のように定義できる。

$$\vec{q} \equiv \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} e_1 \sin \frac{\Phi}{2} \\ e_2 \sin \frac{\Phi}{2} \\ e_3 \sin \frac{\Phi}{2} \\ \cos \frac{\Phi}{2} \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} \vec{q}_v \\ q_4 \end{pmatrix} \quad (\text{A.2})$$

ここで、 $\vec{e} \equiv (e_1, e_2, e_3)^T$, ($e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 = 1$) は、慣性座標系と衛星座標系間の回転の“オイラー軸”を慣性座標系で表現した各成分 (これは衛星座標系で表しても同じ値を持つ) であり、 Φ は、慣性座標系から衛星座標系までのオイラー軸の回りの回転角 (先ほどのオイラー角と混同する恐れがあるが、オイラー回転角と呼ばれることがある) である (右回りの角度を正とする)。

(A.2)式の定義から明らかなように、オイラーパラメータの4個の成分の間には次の関係式が成り立つ。

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (\text{A.3})$$

このように4個の成分に対して一つの制約条件があるため、オイラーパラメータの独立な成分は3個である (冗長性)。しかし、(2)のオイラー角のような特異点は存在しない。また (A.2)式で Φ を $\Phi + 2\pi$ と置き換えれば分かるように、同じ回転であってもこれを表すオイラーパラメータは始めの三成分の符号を異にする2組が存在する (多価性)。更に別の特徴として、運動学的関係式 (kinematics) をオイラーパラメータで表現すると、三角関数などの超越関数を用いず代数演算のみで表すことができる。(2)のオイラー角の場合は三角関数が必要である。このことも、オイラーパラメータを用いる場合の有利な点である。

ここで詳細な説明は避けるが、オイラーパラメータは次の四元数と等価であることが示される。

$$\vec{q} \equiv q_1 \mathbf{i} + q_2 \mathbf{j} + q_3 \mathbf{k} + q_4, \quad (q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1) \quad (\text{A.4})$$

ここに $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ は以下の条件を満足する“三次元複素数”の単位である。

$$\mathbf{i}^2 = \mathbf{j}^2 = \mathbf{k}^2 = -1, \quad \mathbf{ij} = -\mathbf{ji} = \mathbf{k}, \quad \mathbf{jk} = -\mathbf{kj} = \mathbf{i}, \quad \mathbf{ki} = -\mathbf{ik} = \mathbf{j} \quad (\text{A.5})$$

この表現を用いると、複数回の座標回転の合成によって得られるオイラーパラメータは、個々の座標変換に対応するオイラーパラメータを左から並べて四元数として掛け合わせるという代数演算で表現できることを示すことが出来る。このように座標変換の合成が簡単な代数演算で表現できることも、オイラーパラメータのオイラー角に対する優位点である。

以下に、オイラーパラメータに関係したいくつかの公式を導いておく。

一般の三次元ベクトル $\vec{u} = (u_x, u_y, u_z)^T$ の各成分を用いて次の“三次元複素数”を定義する。

$$\vec{u} \equiv u_x \mathbf{i} + u_y \mathbf{j} + u_z \mathbf{k} \quad (\text{A.6})$$

(A.4)式と(A.6)式を用いると、オイラーパラメータとこの新しい三次元ベクトルの積を以下のように書くことができる。

$$\begin{aligned} \vec{q} \vec{u} &= (u_z q_2 - u_y q_3 + u_x q_4) \mathbf{i} + (-u_z q_1 + u_x q_3 + u_y q_4) \mathbf{j} \\ &\quad + (u_y q_1 - u_x q_2 + u_z q_4) \mathbf{k} + (-u_x q_1 - u_y q_2 - u_z q_3) \\ &= \begin{pmatrix} 0 & u_z & -u_y & u_x \\ -u_z & 0 & u_x & u_y \\ u_y & -u_x & 0 & u_z \\ -u_x & -u_y & -u_z & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} \equiv \Omega(\vec{u}) \vec{q} \end{aligned} \quad (\text{A.7})$$

あるいは、次のように書くこともできる。

$$\vec{q} \vec{u} = \begin{pmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{pmatrix} \equiv \Xi(\vec{q}) \vec{u} \quad (\text{A.8})$$

また、(A.2)式のオイラーパラメータに対して、共役オイラーパラメータを四元数の共役パラメータの定義に従い、次のように表すことができる。

$$\vec{q}^* \equiv \begin{pmatrix} -q_1 \\ -q_2 \\ -q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} -\vec{q}_v \\ q_4 \end{pmatrix} \equiv -q_1 \mathbf{i} - q_2 \mathbf{j} - q_3 \mathbf{k} + q_4 \quad (\text{A.9})$$

この共役オイラーパラメータを用いると、オイラーパラメータ \vec{q}_1, \vec{q}_2 および \vec{q}_3 が

$$\vec{q}_3 = \vec{q}_1 \vec{q}_2 \quad (\text{A.10})$$

の関係にある時に、 \vec{q}_1 の共役オイラーパラメータ \vec{q}_1^* を使って、

$$\vec{q}_2 = \vec{q}_1^* \vec{q}_3 \quad (\text{A.11})$$

のような演算が可能となる。

また、

$$(\vec{q}_1 \vec{q}_2)^* = \vec{q}_2^* \vec{q}_1^* \quad (\text{A.12})$$

が成り立つ。

付録 B. 剛体に対する運動学的関係式

剛体の並進運動を考える場合、質量中心に対する運動方程式を解いて速度を求めることが出来れば、その速度を(初期値に注意して)単に積分することで位置を求めることができる。しかし、回転運動の場合は、剛体に固定した座標系に対する成分として与えられる角速度成分を単に積分しても姿勢角にならない。そ

これは角速度と姿勢角を表すパラメータの関係が運動学的関係式(キネマティクス)として与えられることになるからである。

衛星姿勢の表現として、基準となる慣性座標系に対するオイラーパラメータを採用した場合、運動学的関係式は次のようになることを示すことができる。

$$\dot{\vec{q}} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{pmatrix} \vec{q} \equiv \frac{1}{2} \Omega(\vec{\omega}) \vec{q} = \frac{1}{2} \vec{q} \vec{\omega} \quad (\text{B.1})$$

ここで、 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ は、衛星座標系で表した衛星角速度の各成分である。

ところで、真の姿勢 \vec{q} を、その近似値 \vec{q}_{ref} と微小オイラーパラメータ $\Delta\vec{q}$ で表現すると、(A.10) 式により次のように書くことができる。

$$\vec{q} = \vec{q}_{ref} \Delta\vec{q} \quad (\text{B.2})$$

これは、共役オイラーパラメータを用いると次のように変形できる。

$$\Delta\vec{q} = \vec{q}_{ref}^* \vec{q} \quad (\text{B.3})$$

ここで両辺を時間微分すると、次のようになる。

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\vec{q}} &= \dot{\vec{q}}_{ref}^* \vec{q} + \vec{q}_{ref}^* \dot{\vec{q}} = -\frac{1}{2} \vec{\omega}_{ref} \vec{q}_{ref}^* \vec{q} + \frac{1}{2} \vec{q}_{ref}^* \vec{q} \vec{\omega} \\ &= -\frac{1}{2} \vec{\omega}_{ref} \Delta\vec{q} + \frac{1}{2} \Delta\vec{q} \vec{\omega} \end{aligned} \quad (\text{B.4})$$

一方、 $\vec{\omega} = \vec{\omega}_{ref} + \Delta\vec{\omega}$ とおくと、(B.4) 式は次のように変形する事が出来る。

$$\Delta\dot{\vec{q}} = \begin{pmatrix} \Gamma(\vec{\omega}_{ref}) \Delta\vec{q}_v \\ 0 \end{pmatrix} + \frac{1}{2} \Xi(\Delta\vec{q}) \Delta\vec{\omega} \quad (\text{B.5})$$

ここで、 $\Gamma(\vec{u})$ は次の定義である。

$$\Gamma(\vec{u}) \equiv \begin{pmatrix} 0 & u_z & -u_y \\ -u_z & 0 & u_x \\ u_y & -u_x & 0 \end{pmatrix} \quad (\text{B.6})$$

$\Delta\vec{q}$ は微小であるため、これに対応する無限小回転のオイラー角を用いて次のように近似できる。

$$\Delta\vec{q}_v \simeq \frac{1}{2} \Delta\vec{\theta} \quad (\text{B.7})$$

ここに $\Delta\vec{\theta}$ は、今考えている微小回転に対するオイラー角 $(\Delta\theta_1, \Delta\theta_2, \Delta\theta_3)$ を縦に並べてベクトルの形で表示した量を表す(物理量を表すベクトルではないことに注意)。

(B.7) 式を用いて、(B.5) 式は次のように書ける。

$$\Delta\dot{\vec{\theta}} = -\omega_{ref} \times \Delta\vec{\theta} + \Delta\vec{\omega} \quad (\text{B.8})$$

(B.8) 式が、微小姿勢角に対する運動学的関係式であり、姿勢決定系のカルマンフィルタの定式化で採用した式である。

付録 C. 衛星姿勢の運動方程式

衛星の姿勢制御系を設計する際には、姿勢の運動方程式を求める必要がある。姿勢の運動方程式の基本は、剛体の回転の運動方程式(オイラーの運動方程式)である。衛星を剛体と見なし、これに自然(環境)外

乱や外力アクチュエータ (RCS や MTQ) による外力トルク \vec{N} と衛星内部の可動物体 (ホイール等) によるリアクショントルク \vec{T} (ホイール軸受の摩擦トルクなども含める) が作用するものとする。衛星本体の運動方程式は、衛星に固定した座標系を用いると、近似的に次のように書ける。

$$I_B \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times \vec{H}_B = \vec{N} - \vec{T} \quad (\text{C.1})$$

ここで、 I_B は衛星系の慣性行列、 $\vec{\omega}$ は衛星座標系で表した衛星角速度ベクトル、 \vec{H}_B は衛星 (系) の角運動量ベクトルであり、ベクトルの時間微分は衛星固定座標系での微分を表す (微分記号 $\dot{\cdot}$ は慣性座標系における時間微分として示される場合も多いが、ここでは衛星固定座標系における微分の意味で用いていることに注意)。衛星系の角運動量ベクトル \vec{H}_B は、衛星内部に角運動量を保持する物体 (ホイール等) が搭載されている場合には、次のように書くことができる。

$$\vec{H}_B = I_B \vec{\omega} + \vec{H}_{else} \quad (\text{C.2})$$

ここで、 \vec{H}_{else} とは、衛星内部の機器が持つ角運動量の合成ベクトルである。

ある時刻の衛星角速度とそれ以降の内力・外力トルクが与えられれば、(C.1) 式を解くことによって衛星角速度の変化を求めることが出来る。

剛体の衛星本体に柔軟性により小振幅の振動を起こす構造物を取り付けられている場合には、衛星回転の運動方程式は近似的に次のように書けることが示されている。

$$I_B \dot{\vec{\omega}} + \vec{T} + \vec{\omega} \times \vec{H}_B + D^T \ddot{\vec{\eta}} = \vec{N} \quad (\text{C.3})$$

ここに、 D は柔軟構造体の振動モードの衛星本体運動への結合係数であり、(考慮の対象とする振動モードの数) 行 \times 3 列の行列である。これは衛星および柔軟構造物の質量特性が与えられると決まる定数行列である。また、 $\vec{\eta}$ は柔軟振動モードの振動を表す状態ベクトルであり、考慮する振動モードの数だけの要素を持つ。

柔軟構造物に対する運動方程式は、上記仮定のもとで次のように与えられる。

$$\ddot{\vec{\eta}} + \begin{pmatrix} 2\zeta_1\nu_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & 2\zeta_m\nu_m \end{pmatrix} \dot{\vec{\eta}} + \begin{pmatrix} \nu_1^2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & \nu_m^2 \end{pmatrix} \vec{\eta} + D\vec{\omega} = 0 \quad (\text{C.4})$$

(C.4) 式では考慮すべき柔軟振動モードの数を m としており、 ζ_i は i 番目の柔軟振動モードの減衰係数を、 ν_i は i 番目の柔軟振動モードの固有振動数を示している。

柔軟構造物の衛星姿勢への影響が無視できない場合は、(C.1) 式ではなく、(C.3) 式と (C.4) 式を連立させた式を系の運動方程式として考慮する必要がある。

付録 D. RCS の力学モデルと制御系

RCS のスラスタは、噴射をする・しないの二つの状態しか取れないアクチュエータであり、MTQ のバンクバング駆動に似た駆動となる (MTQ の場合は駆動電流の方向の違いによる正・負の極性があるが、RCS の場合は一つのスラスタに対しては極性というものは無い)。

RCS スラスタに対して駆動指示をする駆動装置 (「ASTRO-E」では DRV) は、矩形波状の電圧指示をするが、実際にはスラスタ噴射の開始時には実際の推力が発生するまでにある時間遅れが生じる。スラスタ噴射停止時も同様である。従って、スラスタによる発生推力中間点の時間は、駆動指示電圧の中間点の

時間よりも遅れることになる。スピン位相に対してスラスタ噴射のタイミングをなるべく厳密に設定して制御精度を向上させる必要がある場合は、この遅れ時間も考慮して早めに駆動指示する必要がある。しかし「ASTRO-E」ではRCSを用いた制御では高い制御精度を要求されないため、この遅れによって生じる影響を解析するに留め、姿勢軌道制御系は、スラスタ推力中心(推力発生中間点の時間)は駆動指示電圧中心と一致するという前提で指示を実行するように設計した。

また、RCSスラスタ推力は、RCS推薬(燃料)の残量によって変化する。もしもRCSを用いた制御実行中に消費する推薬量の残量に対する割合が小さければ、その制御実行中のスラスタ推力が一定という近似をすることが可能である。「ASTRO-E」でも、3Nスラスタを用いた姿勢制御の場合は、その消費量が少ないことが見積もられ、推力一定という近似をしている。しかしながら、「ASTRO-E」では、23Nスラスタを用いた近地点高度上昇制御を実行することによって、大きくRCS推薬残量が増える。その軌道制御の前後で行う姿勢制御では、スラスタ推力が明らかに変化することが予想される。そこで、「ASTRO-E」では、地上にてRCS噴射時間を監視することによって推薬残量を推定し、その値から予想されるスラスタ推力をコマンドによって設定し、その値を用いて機上で能動的なフィードバック制御ができるようにしている。

ところで、RCSは推薬が必要であるため、球状の燃料タンクを衛星に搭載する必要がある。ASTRO-Eでは、半径約0.2mのタンクを4機搭載している。タンク内には、粘性を持ったヒドラジンが格納されており、衛星の運動に従ってこの燃料も動かされ(これをRCS燃料スロッシングと呼ぶ)、これによるエネルギー消散が生じる。衛星がスピンしている時の回転軸が最大慣性主軸の場合は、エネルギー消散が生じても回転運動を安定化させることになるため、問題は生じない。しかし「ASTRO-E」の場合は、初期運用時のスピン軸は最小慣性主軸である。この場合にエネルギー消散が発生すれば、ニューテーションを増大させる原因となる。そこで、RCS燃料スロッシングによるニューテーション発散時定数を見積もることが重要となる。

以下では、いくつか知られているモデルによるニューテーション発散時定数の求め方について簡単に述べ、「ASTRO-E」の発散時定数を求めてみる。

(1) Pendulum Model

「ASTRO-E」のRCS燃料は、タンク内に球形のブラダールと呼ばれる袋に充填されている。このブラダールは燃料の量に応じて大きさが変化し、燃料をタンクに繋がった配管へ押し出す役目を持っている。そこでここでは、エネルギー消散のモデルとして次のようなものを考える。すなわち、衛星ニューテーションにより容器壁面に対する燃料の相対運動が生じ、これによって容器壁面との間で摩擦が発生、エネルギーが消散されるとするモデルである。これは“Pendulum Model”として知られている。

衛星上でのRCSタンクのうちの1個の配置を図D-1に示す。実際は衛星初期スピン軸(Z軸)を中心として軸対象に4個のタンクが搭載されているが、始めは1個について着目する。また、ニューテーションを伴う衛星の瞬時角速度を $\vec{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$ と書く。軸対称の衛星の場合、衛星のスピン軸(慣性主軸)をZ軸とすると、角速度 $\vec{\omega}$ は、

$$\begin{cases} \omega_x &= \omega_n \cos(\lambda t + \varphi_0) \\ \omega_y &= \omega_n \sin(\lambda t + \varphi_0) \\ \omega_z &= \text{一定} \end{cases} \quad (\text{D.1})$$

と表すことができる。

ここで、 ω_n はニューテーション角速度の絶対値、 φ_0 はある時刻 $t=0$ の時のニューテーション位相角、 λ はニューテーション角周波数である。 λ は衛星の慣性能率比 σ とスピンレート ω_z を用いて、次のように

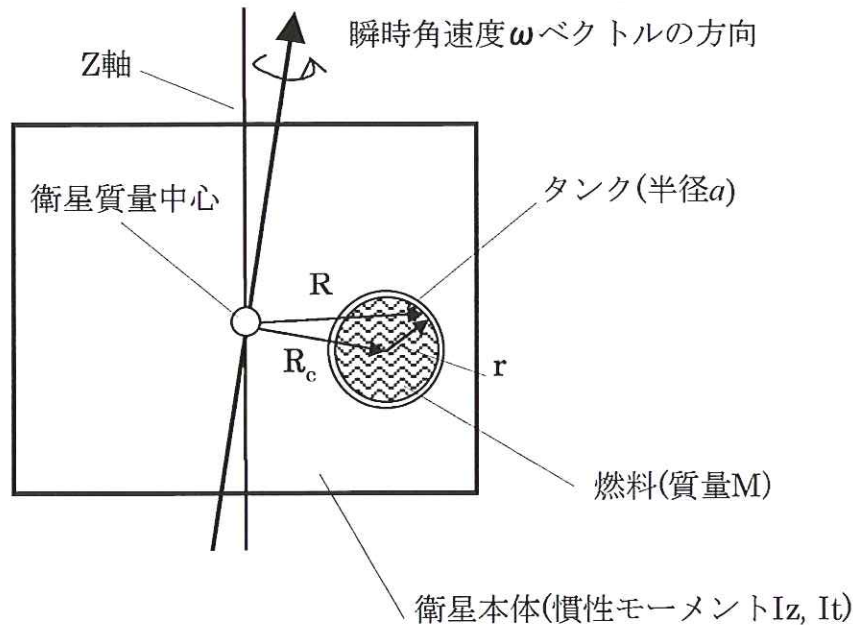


図 D-1 RCS 燃料の相対運動を考えるための衛星上でのタンク／燃料位置の定義

書ける。

$$\lambda = (\sigma - 1)\omega_z \quad (\text{D.2})$$

慣性能率比 σ は、スピン軸回りの慣性モーメント I_z と、スピン軸に垂直な方向の慣性モーメント I_t を用いて、

$$\sigma = \frac{I_z}{I_t} \quad (\text{D.3})$$

と定義される。「ASTRO-E」の場合、 $I_z < I_t$ であるので、 $\sigma < 1$ である。

次に、タンク（容器）の壁面の面要素を考える。衛星が (D.1) 式のニュートーション運動をしている時の面要素の速度は、衛星座標系で、

$$\vec{v} = \vec{\omega} \times \vec{R} = (\vec{\omega}_0 + \vec{\omega}_n) \times (\vec{R}_c + \vec{r}) = \vec{\omega}_0 \times (\vec{R}_c + \vec{r}) + \vec{\omega}_n \times \vec{R}_c + \vec{\omega}_n \times \vec{r} \quad (\text{D.4})$$

と表わされる。ここで、 $\vec{\omega}_0, \vec{\omega}_n$ はそれぞれ、角速度ベクトル $\vec{\omega}$ を、スピン軸方向成分、およびスピン軸直角成分に分解したベクトルであり、その成分は

$$\vec{\omega}_0 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_z \end{pmatrix}, \quad \vec{\omega}_n = \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{D.5})$$

のように表示される。また、 \vec{R}, \vec{R}_c はそれぞれ、衛星の質量中心からタンク容器の面要素への位置ベクトルと、容器中心への位置ベクトルである。 \vec{r} は、容器中心から面要素に向かう位置ベクトルである。

(D.4) 式の最右辺第1項は衛星のスピン運動に起因する速度成分、第2項はニュートーション運動によるタンク全体に共通な運動の速度成分、第3項はニュートーション運動によるタンクの場所によって異なる運動の速度成分である。球形の燃料は、慣性の法則に従って z 軸まわりにスピンし、また完全充填され

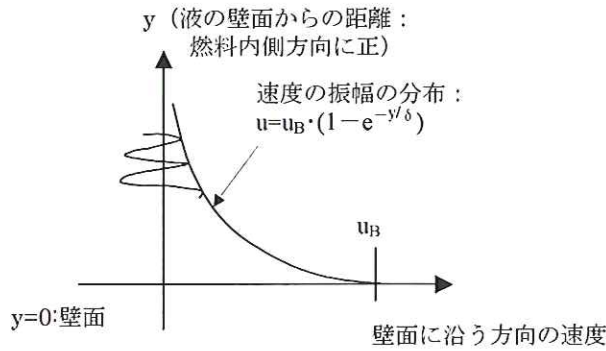


図 D-2 境界層モデルにおける液内の速度分布

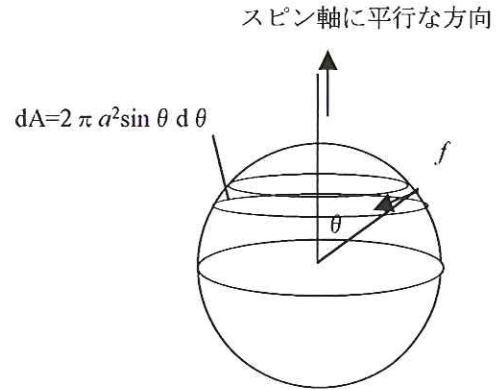


図 D-3 燃料容器壁面における摩擦

ているので、全体として第2項に起因する球全体としての運動が余儀なくされるとして、タンク容器壁との間で第3項に起因する速度差のみ生ずると考える。

この速度は、容器の表面に接し、かつ瞬時のニュートン角速度 ω_n と直角な方向を向いている。ミクロにみた時の境界層モデルにおける容器壁面における燃料の速度分布は、図 D-2 に示す通りであり、壁面の左右の並進運動に対して壁面に接する位置では燃料は壁面とともに運動、壁面から離れるに従って運動は小さくなる。この層 (境界層) の厚み δ は、

$$\delta = \sqrt{\frac{2\nu}{\lambda}} \quad (\text{D.6})$$

と書ける。ここで、 ν は燃料の動粘度 [m^2/sec] である。ここで示すモデルでは、 $\delta \ll a$ (タンク半径) が前提となっているが、実際、後述の「ASTRO-E」のパラメータで計算すると、ニュートン角 5deg の時に $\delta/a \approx 0.005$ であるので、前提条件は十分満足されている。

また、境界層を通しての摩擦密度 f [N/m^2] は、

$$f = \rho \sqrt{\frac{|\lambda|\nu}{2}} u_\infty \quad (\text{D.7})$$

ここで、 ρ は燃料密度 [kg/m^3]、 u_∞ は燃料容器の内壁の速度である。

図 D-3 のようにタンク表面の座標を極座標で表すと、燃料容器の内壁の速度 u_∞ は、

$$u_\infty = \omega_n a \sin \theta \quad (\text{D.8})$$

で表わされる。摩擦力 f と速度 u_∞ を掛け、図 D-3 に示す容器の内側表面にわたって積分 (面積分) することにより、1 軸回りのエネルギー消散量 \dot{E}_1 を計算することができる。

$$\dot{E}_1 = \frac{1}{2} \int \int f u_\infty dA = \frac{1}{2} \rho \sqrt{\frac{|\lambda|\nu}{2}} \int \int u_\infty^2 dA = M a \sqrt{\frac{|\lambda|\nu}{2}} \omega_n^2 \quad (\text{D.9})$$

上式における係数 $1/2$ は、 \sin 振動的に変化する摩擦、速度の積の実効値計算に基づくものである。ニュートン角速度ベクトルの方向は、衛星の XY 平面内で回転し、Y 軸回り角速度に起因する速度差分によっても同量のエネルギー消散が発生し、結局全体の消散速度 \dot{E} は次のようになる。

$$\dot{E} = M a \sqrt{2|\lambda|\nu} \omega_n^2 \quad (\text{D.10})$$

一方、衛星全体のニュートン運動のエネルギーは

$$E_c = \frac{1}{2} (\sigma - 1) I_z \omega_z^2 \theta_n^2 \quad (\text{D.11})$$

と表されるから、以上のモデルによるニューテーション発散時定数は、

$$\tau = \frac{2E_c}{\dot{E}} = \frac{(1-\sigma)I_z\omega_z^2\theta_n^2}{Ma\sqrt{2}|\lambda|\nu\omega_n^2} = \alpha \cdot \frac{I_z}{Ma\sqrt{2}|\lambda|\nu} \quad (\text{D.12})$$

となる。ここで θ_n はニューテーション角を意味しており、その定義は下記のとおりである。

$$\theta_n = \frac{I_t\omega_n}{I_z\omega_z} \quad (\text{D.13})$$

従って、(D.12) 式の α は、以下のような値である。

$$\alpha = \frac{1-\sigma}{\sigma^2} \quad (\text{D.14})$$

発散時定数 (D.12) 式は、ニューテーション角に依存しない形となっている。(D.12) 式は1個のタンク内の燃料による時定数であり、タンクが n 個ある場合はその $1/n$ となる。従って、タンクが4個ある「ASTRO-E」の場合は、(D.12) 式の $1/4$ がニューテーション発散時定数となる。

(2) その他のモデル

タンク内燃料によるエネルギー消散を計算するモデルとして、前述の“Pendulum Model”の他に、“Oscillating Surface Solution”、“Rigid Interior Model”、“Metzer Model”などがある。これらのモデルによるニューテーション発散時定数は、(D.12) 式最右辺の式と同じ形で表され、式中の係数 α が異なった形で表される。以下に各モデルの α を示す。

Oscillating Surface Solution:

$$\alpha = 2 \frac{1-\sigma}{\sigma^2} \quad (\text{D.15})$$

Rigid Interior Model:

$$\alpha = \frac{1}{\sqrt{1-\sigma}} \quad (\text{D.16})$$

Metzer Model:

$$\alpha = \frac{1}{1-\sigma} \quad (\text{D.17})$$

(3) 「ASTRO-E」の場合のニューテーション発散時定数

「ASTRO-E」の慣性モーメント、燃料搭載量などのパラメータ(下記)を使って、衛星の軌道投入直後で RCS 噴射をしておらず、燃料が満杯の状態における、スピン速度を変数とした各モデルでのニューテーション発散時定数を求めた結果を図 D-4 に示す。

衛星慣性モーメント : $I_z=810.97[\text{kg}\cdot\text{m}^2]$, $I_t=\sqrt{2423.17 \times 2318.13}=2370.07[\text{kg}\cdot\text{m}^2]$

燃料密度 ρ : $1000[\text{kg}/\text{m}^3]$

燃料の動粘度 ν : $0.97 \times 10^{-6}[\text{m}^2/\text{sec}]$

燃料質量 M : $25[\text{kg}]$

タンク半径 a : $0.18[\text{m}]$

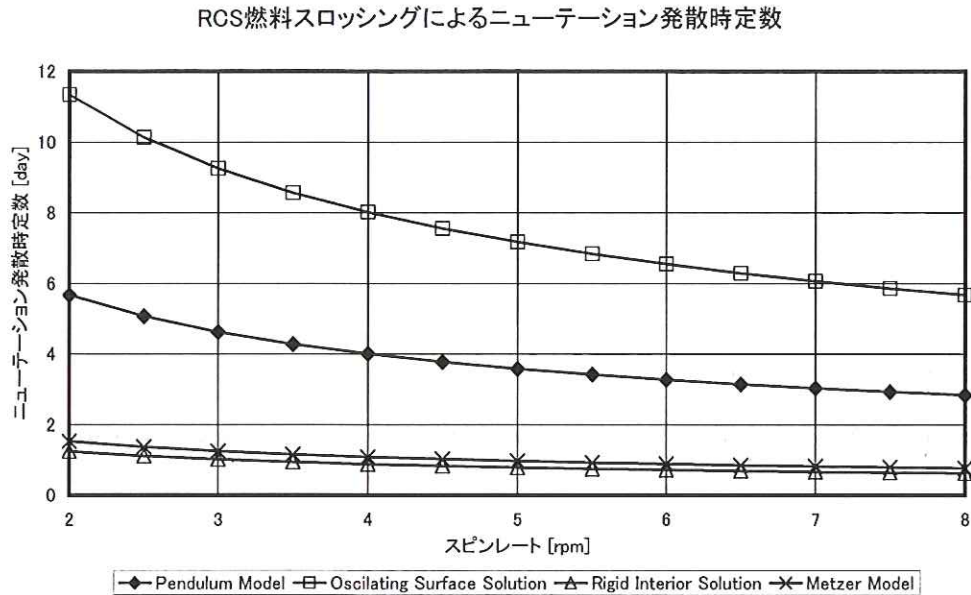


図 D-4 RCS 燃料満杯時の「ASTRO-E」ニューテーション発散時定数

モデルにより時定数に一桁ほどの差はあるが、最も短い時間を与えるモデルでも一日程度の時定数があり、「ASTRO-E」のニューテーション増大量が十分小さい値に収まることがわかった。

参考文献

- [1] K. Ninomiya H. Inoue K. Maeda F. Watanabe and M. Uo. In-orbit Performance of ASTRO-C Satellite(1987-012A) Attitude Control System. *Guidance and Control 1988, Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 66. an American Astronautical Society publication, 1988, pp. 441-461.
- [2] 二宮敬虔, 小河原義明, 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. 第14号科学衛星「ようこう(1991-062A)」の姿勢制御, 宇宙科学研究所報告 第81号, 宇宙科学研究所, 1995.
- [3] K. Ninomiya M. Uo K. Maeda and T. Saitoh. Attitude Control System of The X-Ray Observatory ASTRO-D. In *11th IFAC World Congress*. Tallinn, Estonia, USSR, August 13-17, 1990, Preprint Vol. 1, pp. 101-106.
- [4] K. Ninomiya T. Hashimoto K. Maeda T. Saitoh A. Genba and M. Akisue. Attitude and Orbit Control System Design for X-ray Astrophysics Space Observatory ASTRO-E. In *Proceedings of the Third International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems*. ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, November 26-29, 1996, ESA SP-381 (February 1997), pp. 141-146.
- [5] K. Uesugi K. Ninomiya M. Hinada N. Muranaka F. Kaju and H. Kawano. Attitude Dynamics of Satellite during YO-YO Despin. *Space Utilization and Applications in The Pacific, Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 73. an American Astronautical Society publication, 1990, pp. 571-589.
- [6] James R. Wertz ed. *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Kluwer Academic Publishers, Netherland, 1978.

- [7] 二宮敬虔, 橋本樹明, 飯田浩, 卯尾匡史, 村中昇, 前田健, 小倉直人, 斎藤徹, 藤原宏悦. 天文観測用科学衛星の姿勢決定系におけるカルマンフィルタ. 宇宙科学研究所報告 第102号, 宇宙科学研究所, 1999.
- [8] 二宮敬虔, 前田健, 斎藤徹, 久野晃司, 玄葉麻美. X線天文衛星ASTRO-Dにおける磁気ニューテーション制御. ISAS 第2回アストロダイナミクス小研究会講演後刷集. 宇宙科学研究所, 1992年10月5~6日, pp. 47-54.
- [9] K. Ninomiya T. Hashimoto M. Akisue T. Saitoh K. Kuno K. Maeda and M. Uo. Initial attitude maneuver by magnetic torquing on a bias momentum satellite; theory and results. In *Proceedings of The First Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology (PICAST-1)*, Vol. 1, Tinan, Taiwan, Dec. 6-9, 1993, pp. 482-489.
- [10] K. Maeda T. Saitoh K. Ninomiya and T. Hashimoto. Attitude Acquisition and Recovery Control without RCS for ASTRO-E Satellite. In *Proceedings of The 8th ISCOPS*. ISCOPS, Xian, China, June 23-26, 1999, p. 32.
- [11] K. Maeda K. Ninomiya and J. Kawaguchi. A new control law for satellite momentum transfer in its attitude acquisition. In *Preprints of 12th IFAC-Symposium on Automatic Control in Aerospace*. IFAC, Ottobrunn, Fed. Rep. of Germany, Sept. 7-11, 1992, pp. 183-188.
- [12] 川口淳一郎, 二宮敬虔, 前田健. モーメントトランスファーにおける特異点とその回避に関する予備検討. 第9回誘導制御シンポジウム資料. 計測自動制御学会, 平成4年(1992年)11月18~19日, pp. 161-170.
- [13] J. Kawaguchi K. Maeda H. Matsuo and K. Ninomiya. Closed loop momentum transfer maneuvers using multiwheels. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 18, No. 4, pp. 867-874, July-August, 1995.
- [14] 有本卓. カルマン・フィルタ. 産業図書, 1976.
- [15] 片山徹. 応用カルマンフィルタ. 朝倉書店, 1983.
- [16] K. Ninimoya T. Hashimoto E. Hirokawa M. Uo N. Ogura K. Maeda T. Kawahara T. Saitoh and M. Akisue. Improvement in Onboard Attitude Determination Accuracy of Astrophysics Mission Satellites of ISAS. In *Proceedings of the 18th ISTS*. ISAS, Kagoshima, Japan, May, 1992, pp. 943-948.
- [17] R. L. Farrenkopf. Analytic steady-state accuracy solutions for two common spacecraft attitude estimators. *Journal of Guidance and Control*, Vol. 1, No. 4, pp. 282-284, July-Aug., 1978.
- [18] E. J. Lefferts F. L. Markley and M. D. Shuster. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation. *Journal of Guidance*, Vol. 5, No. 5, pp. 417-429, Sep.-Oct., 1982.
- [19] 二宮敬虔, 橋本樹明, 広川英治, 卯尾匡史, 高安星子, 小笠原雅弘. スタートラッカを搭載した天文衛星における星同定法の検討. 第36回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2F-4. 航空宇宙学会, 平成4年12月8~10日, pp. 409-410.
- [20] K. Ninomiya T. Saitoh, K. Maeda and T. Hashimoto. Rate-profiler based minimum-time control for spacecraft attitude maneuver. In *Proceedings of 15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*. Bologna, Italy, September 2-7, 2001, pp. 83-88.

- [21] H. Iida and K. Ninomiya. A new approach to magnetic angular momentum management for large scientific satellites. In *Proceedings of International Symposium on Spaceflight Dynamics*. CNES, Toulouse-Labege, France, June 19–23, 1995, pp. 623–643.
- [22] T. Hashimoto K. Ninomiya H. Iida and K. Maeda. Magnetic unloading scheme for improving pointing performance of astronomy satellites. In *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences, Vol. 21-Special Issue*. The 14th International Symposium on Space Flight Dynamics, Foz do Iguacu, Brazil, February 8–12, 1999, pp. 145–155.
- [23] 二宮敬虔, 川口淳一郎, 前田健. 「あすか」セーフホールドダイナミクスの安定性. 平成5年度アストロダイナミクス・シンポジウム講演後刷り集. 宇宙科学研究所, 1993年9月27–28日, pp. 206–211.
- [24] 二宮敬虔, 橋本樹明, 前田健, 斎藤徹, 玄葉麻美, 秋末雅彦. ASTRO-E セーフホールド方式の考察. 第6回アストロダイナミクスシンポジウム. 宇宙科学研究所, 平成8年7月15–16日, pp. 102–107.
- [25] 宇宙科学研究所 SES データセンタ (編). 科学衛星 ASTRO-D 中間報告書, SES-TD-91-010. 宇宙科学研究所, 1991年9月.
- [26] 宇宙科学研究所 SES データセンタ (編). M-3SII-7/あすか (ASTRO-D) 実験報告書, SES-TD-91-010. 宇宙科学研究所, 1994年9月.
- [27] 宇宙科学研究所 SES データセンタ (編). 科学衛星 ASTRO-E 中間報告書, SES-TD-98-004. 宇宙科学研究所, 1998年7月.
- [28] 宇宙科学研究所 SES データセンタ (編). 科学衛星 ASTRO-E 実験計画書, SES-TD-99-010. 宇宙科学研究所, 2000年1月.
- [29] 二宮敬虔, 橋本樹明, 紀伊恒男, 広川英治, 前田健, 斎藤徹, 玄葉麻美, 久野晃司, 秋末雅彦. 「あすか」姿勢系軌道上性能と将来科学衛星の展望. 第2回科学衛星・宇宙観測シンポジウム資料. 宇宙科学研究所, 1993年7月7–9日, pp. 108–112.
- [30] 二宮敬虔, 橋本樹明, 紀伊恒男, 卯尾匡史, 前田健, 斎藤徹, 玄葉麻美, 高安星子. 人工衛星「あすか」の機上姿勢決定系の性能. 宇宙・航行エレクトロニクス研究会, 信学技報. 電子航法研究所 (三鷹市), 1993年9月30日, SANE93-39, pp. 9–16.
- [31] 二宮敬虔, 橋本樹明, 卯尾匡史, 前田健, 斎藤徹, 秋末雅彦, 玄葉麻美, 久野晃司. X線天文衛星「あすか」姿勢系の軌道上評価. 第37回宇宙科学技術連合講演会講演集. 航空宇宙学会, 北九州国際会議場, 1993年10月27–29日, pp. 569–570.
- [32] K. Ninomiya T. Hashimoto T. Kii N. Muranaka M. Uo K. Maeda and T. Saitoh. In-orbit Performance of “ASCA” Satellite Attitude Control System. *Guidance and Control 1994, Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 86. an American Astronautical Society Publication, Feb. 2–6, 1994, pp. 94-065.
- [33] 二宮敬虔. 我が国における科学衛星の姿勢制御の現状と展望. 日本機械学会論文集 (C編), 60巻580号. 日本機械学会, 1994年12月, pp. 4008–4015.
- [34] 宇宙空間観測30年史, 第7章第5節姿勢・軌道制御系. 文部省宇宙科学研究所, 1987年3月31日発行, pp. 218–224.

既 刊 行 物

- 第 98 号 (1997 年 11 月) 惑星間空間衝撃波による電子フェルミ加速
第 99 号 (1998 年 2 月) レールガン・二次アーケの挙動
第 100 号 (1998 年 3 月) 弾性振動に起因する Viper ロケットの軌道分散
第 101 号 (1998 年 6 月) 科学衛星「はるか」のアンテナ展開実験
第 102 号 (1999 年 2 月) 天文観測用科学衛星の姿勢決定系におけるカルマンフィルタ
第 103 号 (1999 年 3 月) カプセル型物体の動的不安定性についての実験的研究
第 104 号 (1999 年 3 月) ロケット搭載用のテレビジョンシステム
第 105 号 (1999 年 10 月) S-310-27 号機による中層大気水蒸気密度の測定
第 106 号 (1999 年 12 月) S-310-27 号機による DC プローブ測定
— Es 層中の電子温度について—
第 107 号 (2000 年 2 月) SEPAC プロジェクトのエンジニアリングとマネジメント
第 108 号 (2000 年 2 月) 飛行時間法を用いた中性ガス質量分析器の開発
第 109 号 (2000 年 3 月) 金星ホール生成機構に関する一考察
第 110 号 (2000 年 8 月) 臼田宇宙空間観測所水素メーザ標準周波数時刻システム
第 111 号 (2000 年 10 月) 臼田宇宙空間観測所用 X バンド冷却雑音増幅器
第 112 号 (2000 年 10 月) 探査機異常監視・診断システム (ISACS-DOC)
第 113 号 (2000 年 12 月) 宇宙用熱制御材料の太陽光吸収率の入射角依存性と全半球放射率の温度依存性に関する測定データ
第 114 号 (2001 年 3 月) 科学惑星「はるか」の位相基準信号電送システム
— 臼田地上局システムを中心にして—
第 115 号 (2001 年 3 月) 成層圏大気中の多種の微量成分観測を目的とした気球搭載用大気採取装置の研究
第 116 号 (2001 年 3 月) 科学衛星「はるか」における位相基準信号電送のための衛星搭載システム
第 117 号 (2001 年 10 月) 電磁飛翔体加速装置開発の歩み— (I)
第 118 号 (2001 年 12 月) リングコア磁力計センサの衝撃実験
— ペネトレータ型磁力計開発の基礎実験—
第 119 号 (2002 年 8 月) 窒素振動温度測定器の室内実験による較正と解析手法の改良
第 120 号 (2002 年 11 月) BepiColombo/MMO 搭載カメラ用光学ガラスの放射線耐性試験

宇宙科学研究所報告

第 121 号

2003 年 3 月

発行者 宇宙科学研究所
〒 229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1
電話 (042) 759-8009

印刷者 株式会社 東京プレス
〒 174-0075 東京都板橋区桜川 2-27-12
電話 (03) 3932-9291

