

“さきがけ(1985-001-A)”および
“すいせい(1985-073-A)”の姿勢決定

二宮 敬虔・広川 英治・周東晃四郎
村中 昇*・卯尾 匡史*・小笠原雅弘**
青木 星子**

(1985年12月5日受理)

Attitude Determination of “SAKIGAKE(1985-001-A)”
and “SUISEI(1985-073-A)”

By

Keiken NINOMIYA, Eiji HIROKAWA, Koshiro SHUTO
Noboru MURANAKA, Masashi Uo, Masahiro OGASAWARA
Hoshiko AOKI

Abstract: An Attitude Determination Software (ADS) system was developed for Japan's first interplanetary spacecraft, “SAKIGAKE (1985-001-A)” and “SUISEI(1985-073-A)”.

The ADS determines the direction of the spacecraft's spin-axis in an inertial reference frame based on telemetry data received from the onboard sun sensor and star scanner.

The software system consists of three functional subsystems: ADS-RT, ADS-DT, and ADS-BIAS. These are used respectively for near real-time attitude determination, off-line attitude determination, and bias estimation of onboard attitude sensors.

In this paper the authors describe the ADS system configuration,

* 日本電気(株)宇宙開発事業部制御システム開発部

** 日本電気航空宇宙システム(株)第一宇宙システム部

its functions, adopted principles of attitude and bias estimation, and the operational results obtained through the in-orbit operations of “SAKIGAKE” and “SUISEI”.

目 次

Abstract	1
1. はじめに.....	2
2. 姿勢決定ソフトウェアシステムの概要.....	3
2.1 構成	3
2.1.1 システム構成	3
2.1.2 ソフトウェア構成	4
2.2 ソフトウェアの機能	5
3. 姿勢決定の方法.....	13
3.1 姿勢センサデータの処理	13
3.1.1 サンセンサのデータの処理	13
3.1.2 スターズキャナのデータの処理	14
3.1.3 スターズキャナのスリットのモデル	16
3.2 座標系の定義	18
3.3 星の同定と粗姿勢決定	20
3.4 姿勢変化予測	23
3.5 精姿勢決定	25
4. “さきがけ/すいせい”での運用結果	28
4.1 姿勢センサの軌道上での特性	28
4.2 姿勢決定結果	32
4.3 バイアス量推定の結果	35
5. おわりに.....	37
6. 参考文献.....	37

1. はじめに

“さきがけ(1985-001-A)”および“すいせい(1985-073-A)”では、主として紫外線カメラ(UVI)によるハレー彗星の撮像のために、精度 0.1° 以内で、ほぼリアルタイムの姿勢決定が要求された。このような要求を満足するため、塔載姿勢センサであるサンセンサとスターズキャナのテレメトリデータを処理して、これら探査機のスピン軸の向き、及びスピン速度を正確に推定する姿勢決定システムを構成した。このソフトウェアはまた、姿勢センサのバイアス(たとえば取付誤差による)をほぼ同じ精度で推定する機能をも備えている。

ソフトウェアシステムの構成に際しては、運用操作の簡単化と決定結果の見易さを考慮して、グラフィック機能を有効に利用するよう配慮した。その結果、オペレータの中途介入をほとんど要せずして姿勢決定とそのリアルタイム表示が可能なシステムを構築するこ

とができた。

以下では、姿勢決定ソフトウェアシステムの構成と機能、探査機姿勢およびセンサバイアス推定の原理、“さきがけ”および“すいせい”への適用結果について説明する（参考文献3）。

2. 姿勢決定ソフトウェアシステムの概要

2.1 構成

2.1.1 システム構成

姿勢決定ソフトウェアは、臼田深宇宙センターからデータ通信回線を使用して伝送されてくる探査機（以降ではS/Cと略記）のテレメータデータから姿勢センサ関連のデータを抽出して、慣性空間における探査機姿勢を決定するものである。

図2.1-1に臼田からのテレメータデータの流れを示した。臼田深宇宙局の64mアンテナで受信されたテレメータデータは、衛星管制装置から専用データ通信回線を経由して東京駒場の宇宙科学研究所に送られる。

駒場では、衛星管制装置、ライン管制装置を経て、大型計算機にリアルタイム（RT）テレメータファイルとして蓄積され姿勢決定などに用いられる。姿勢決定ソフトウェアと関連ソフトウェア間のインターフェースを図2.1-2に示す。姿勢決定結果はグラフィック表示されると同時に、姿勢履歴ファイルに格納され、観測系や、姿勢・軌道運用ソフトウェアで利用される。

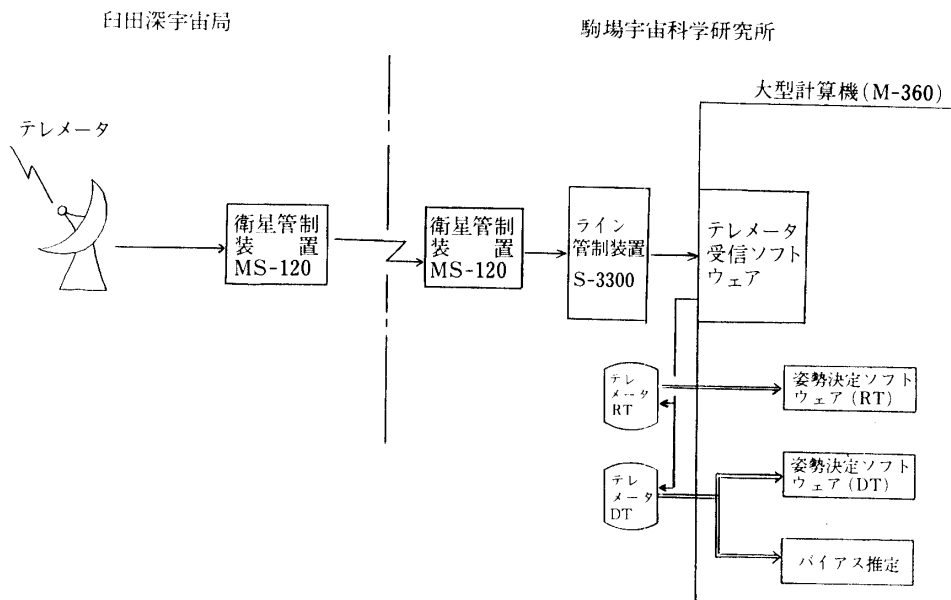


図2.1-1 テレメータデータの流れ（姿勢決定関連）

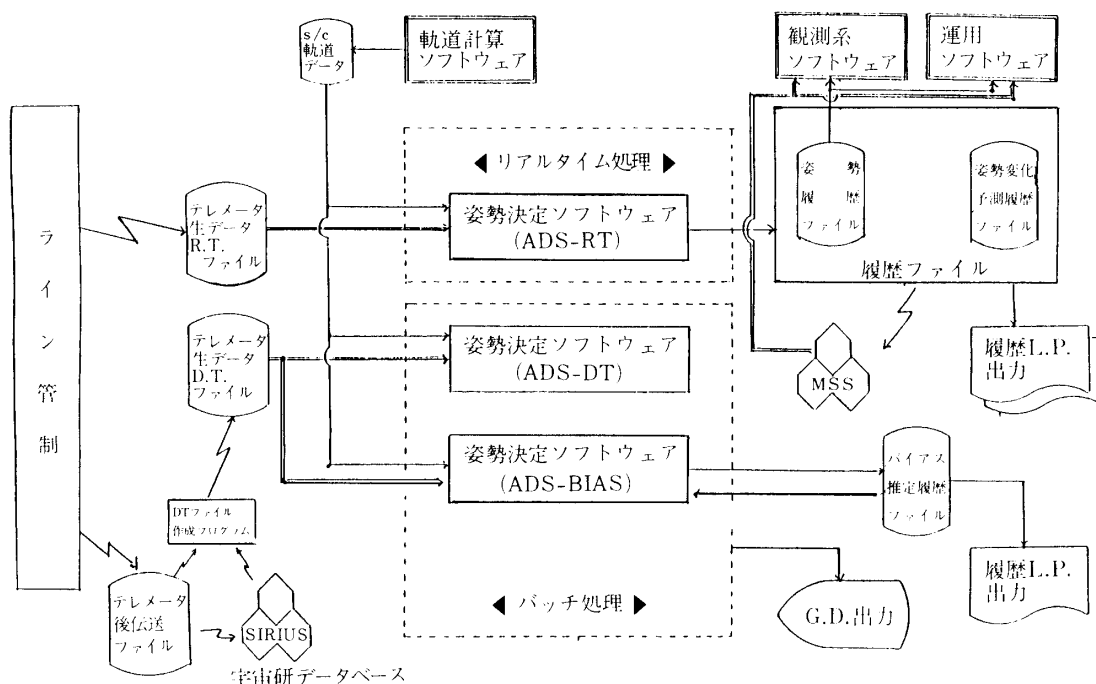


図 2.1-2 姿勢決定ソフトウェア/関連ソフトウェア構成図

姿勢決定ソフトウェアは、次の3つのプログラムから成っている。

(1) リアルタイム姿勢決定ソフトウェア [ADS-RT]

S/Cの可視時に伝送されてくるテレメータデータをリアルタイムテレメータファイルから読み出し、リアルタイムに姿勢を決定し表示をおこなう。

(2) デイレイタイム姿勢決定ソフトウェア [ADS-DT]

姿勢決定処理の方法は(1)の場合と同じであるが、既に蓄積された後処理用のテレメータファイルを用い、グラフィック表示についても出力タイミングに柔軟性をもたせ、事後解析性の強いものとした。

(3) バイアス推定ソフトウェア [ADS-BIAS]

定常姿勢時のテレメータデータに対して、シーケンシャルな最小二乗法を用いて姿勢、実際のスピン軸の機軸に対する傾き角(ティルト角と呼ぶ)、および姿勢センサミスアライメントを統計的に推定する。得られた結果は(1),(2)のプログラムに入力データとしてフィードバックされる。

2.1.2 ソフトウェア構成

リアルタイムおよびデイレイタイム姿勢決定ソフトウェアは次のような構成部分からなっている：

- (1) 姿勢系テレメータデータ処理部
- (2) 太陽方向計算部

- (3) リアクションコントロール系 (RCS) 作動に伴う姿勢変化の予測計算部
- (4) 星の同定・粗姿勢決定部 (粗姿勢初期化処理)
- (5) 精姿勢決定部
- (6) 結果出力部

バイアス推定ソフトウェアでは(5)にバイアス推定が加わる。
各プログラムの機能については次節2.2で要約する。

2.2 ソフトウェアの機能

姿勢決定ソフトウェアは、S/Cから伝送されるサンセンサ (SAS), スタースカナ (STS)のテレメータデータを処理して機軸から見た太陽および恒星の方向を算出し、太陽および恒星のカタログ位置と比較することによって幾何学的な姿勢決定を行う星の同定・粗姿勢決定部と、S/Cが定常的姿勢にあるときデータを統計的に処理して姿勢決定精度を高める精姿勢決定部とから成る。

一方、バイアス推定ソフトウェア (ADS-BIAS) では精姿勢と同時に、機体軸と真のスピンドルのずれ(=ティルト角), およびSASやSTSのミスアラインメントなどのバイアス量が推定される。

図2.2-1にADS-RT/DTの機能系統図を、図2.2-2にADS-BIASの機能系統図を示し、以下に本ソフトウェアを構成する各部分の機能をまとめる。

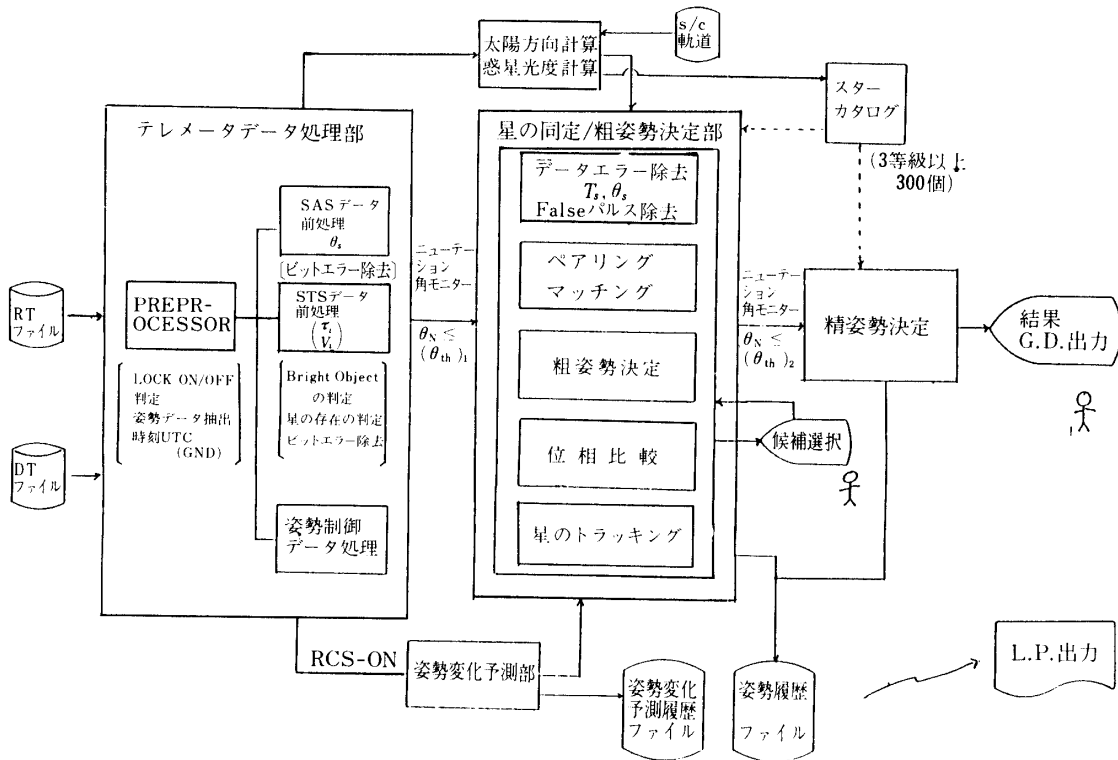


図 2.2-1 姿勢決定機能系統図(ADS-RT or DT)

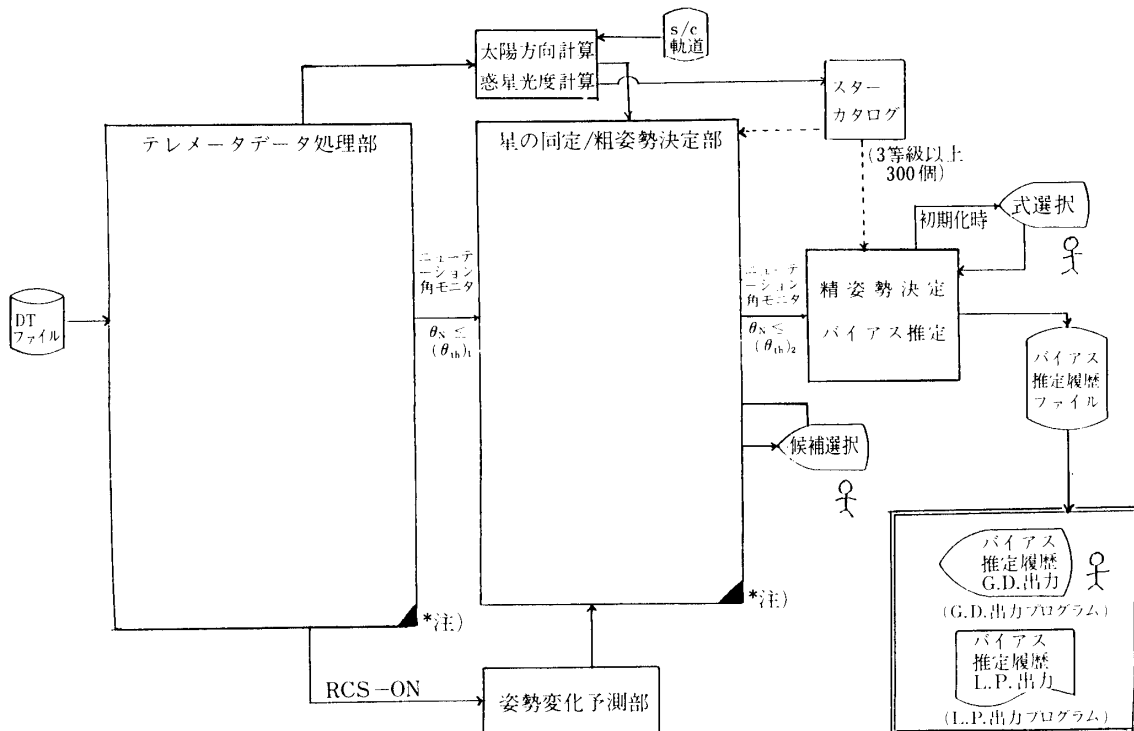


図 2.2-2 バイアス推定機能系統図 (ADS-BIAS)

(*注: 姿勢決定機能系統図(ADS-RT or DT)に同じである。)

(1) 姿勢系テレメータデータの処理部

S/Cの1スピン分の姿勢決定用データまたは、姿勢変化予測のためのスラスタ噴射コマンドアンサーバックデータをテレメータファイルより抽出する。この時各データにビットエラー除去処理を施す。

テレメータデータを、フレーム $4n \sim 4n+3$ の4フレーム分ずつ取得し、フレームの連続性および同期がとれていることのチェックをおこない、姿勢決定データあるいはコマンドアンサーバックデータを抽出する。

抽出したデータは1スピン分まとめて平均、比較してビットエラーを除去する。ステータスデータは前後で比較をおこなう。データ抽出中に、データが無効と判断される状態(テレメータロックオフなど)が生じた場合は、グラフィック画面上にアラームを表示して、データ抽出処理を初期化する。

(2) 太陽方向計算部

ソフトウェア起動時に軌道データファイルより入力されるS/C軌道データを用いて、日心黄道座標系におけるS/Cの位置、S/Cより見た太陽方向と地球方向、S/C—太陽距離、S/C—地球距離、月、金星、火星、木星、土星などの惑星位置と光度を計算する。これらのデータを恒星データと合わせてスターカタログを作成する。

S/C—地球間電波伝播時間を計算してS/C内部協定世界時(UTC(SAT))を計算する。

(3) 姿勢変化予測計算部

スラスタ噴射による姿勢制御時に、制御コマンドのアンサーバックデータ（姿勢変化予測データ）をもとにして、姿勢マヌーバ時のスピン軸の推移を計算する。

姿勢変化の予測はパルス噴射によるリオリエンテーションマヌーバ時のみおこないスピンレート制御や軌道修正制御時には省略している。姿勢変化予測データは、星の同定の際参照される。

(4) 星の同定・粗姿勢決定部（粗姿勢初期化処理）

SAS および STS から出力されるサンパルス、スターパルスの情報より STS 視野に入った星を同定して粗姿勢を決定する。手順を図 2.2-3 に示す。

姿勢のアプリオリ情報としては、制御中は姿勢変化予測データを、それ以外は前回の姿勢決定値を用いる。SAS, STS データのビットエラーを除去し、太陽角データの変動からニュートーション角を計算する。スターパルスデータは最新5スピンのデータを平均する。

STS は1つの星をスキャンすると2個のスターパルスを出力するので、スターパルスデータ列より、ペアとなるパルスを選別する。このペアに対して、太陽と星の離角の比較、星と星の間の離角の比較を行って、対応する星の候補をスターカタログより選択する。各候補に対してS/Cの姿勢を決定し、その姿勢において得られるべきスターパルス列を計算により求める。計算されたパルス列（これをシミュレーションデータとよぶ）と、データパルス列を比較し、一致するものを正しい候補とみなす。複数の候補と一致する場合は各候補をグラフィック画面に表示し、オペレータの判断にゆだねる。

いったん星が同定され姿勢が決まった後は、先に5スピン分の平均により求めたデータパルス列と、新規取得データパルス列を比較し、一致した場合は姿勢に変化がないものと

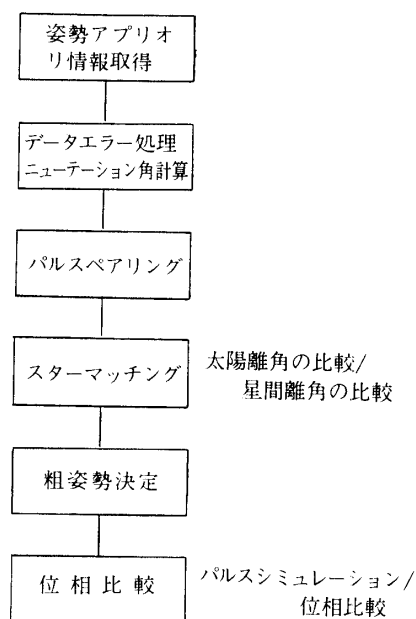


図 2.2-3 星の同定・粗姿勢決定処理手順

判断する。

(5) 精姿勢決定部

S/Cが定常状態にある時、SAS、STS データにシーケンシャル最小二乗法を適用して精姿勢を決定する。手順を図2.2-4に示す。まず、推定量、共分散行列、重み行列を初期化する。ついでビットエラーをチェックする。データパルス列より、精姿勢決定に適した安定したパルスを抽出し、精姿勢決定パルス列を形成する。このパルス列と太陽角データにより観測方程式における観測値ベクトルを形成し、シーケンシャル最小二乗法を適用して姿勢パラメータを推定する。

バイアスを推定する場合は、STSにより同定された星の数によって、推定できるパラメータの数が変わってくるが、星の数が5個以上あればティルト角と、センサミスアラインメントの合成量（線形結合）を4つ推定することができる。星の数がこれより少ない時はティルト角のみを推定することになっている。

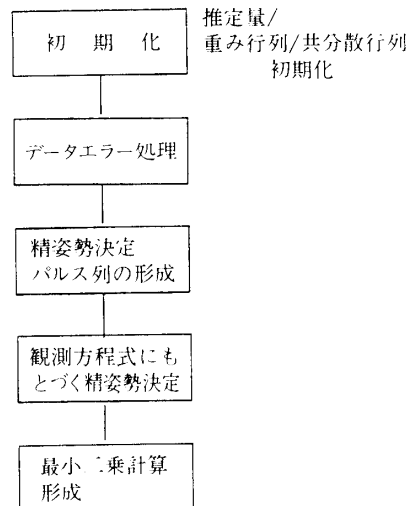


図2.2-4 精姿勢決定手順

(6) 結果出力

姿勢決定結果は、7葉の画面としてカラーグラフィックディスプレイ上に表示される。ここでは各画面についてまとめる。画面7を除き、各画面下部には表2.2-1に示すような共通データが表示される。

画面1 STSパルスデータ列表示画面(図2.2-5)

スタースカナによって得られたパルスデータを5スピン分表示する。MEANの欄には5スピンの平均（姿勢マヌーバ時にはSPIN 5のデータ）を表示する。

画面2 STSスキャン状況表示画面(図2.2-6)

スタースカナのスキャンした領域と、その領域内のカタログ星の等級、名称を表示す

<ul style="list-style-type: none"> • S/C 名, 姿勢決定モード • テレメータモード • ビットレート • スピンレート • スピン周期 • サンセンサ A/B • スタースキャナレベル閾値 • S/C-太陽距離 • S/C-地球距離 • アラーム/コメント欄 	<ul style="list-style-type: none"> • 時刻(地上受信, S/C) • S/C タイマ時刻 • 決定姿勢 • ニューテーション角 • スピン-太陽角 • スピン-地球角
--	---

表 2.2-1 共通表示データ

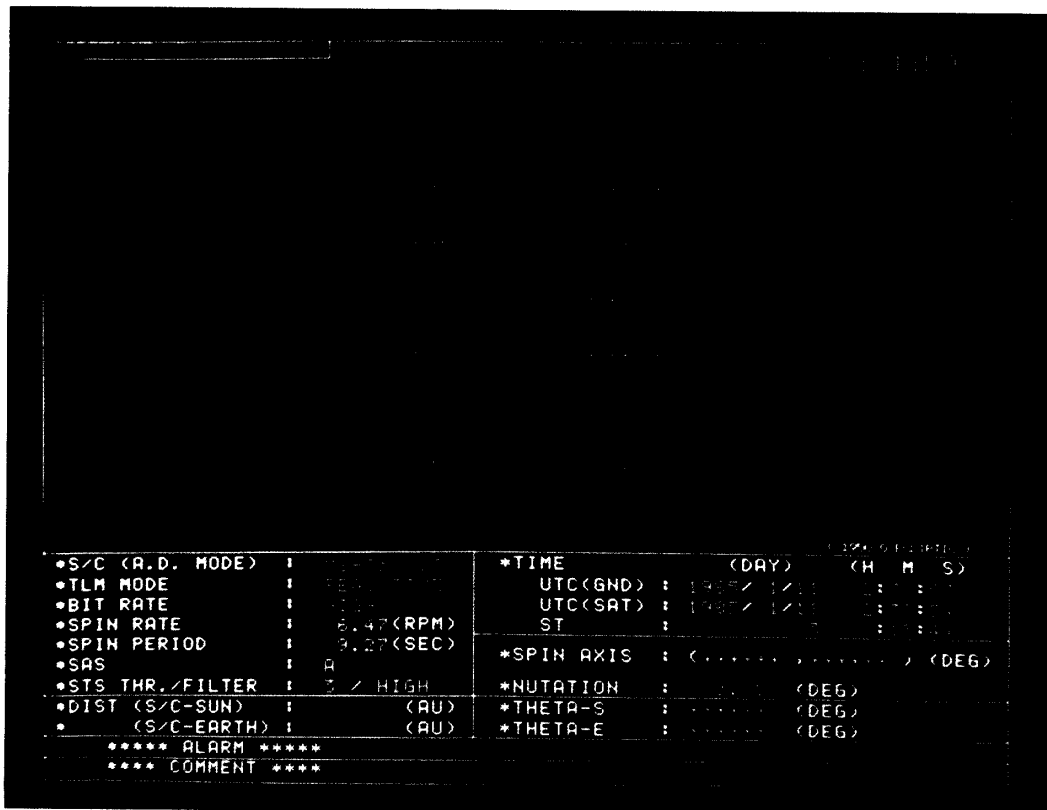


図 2.2-5 STS パルスデータ列表示画面

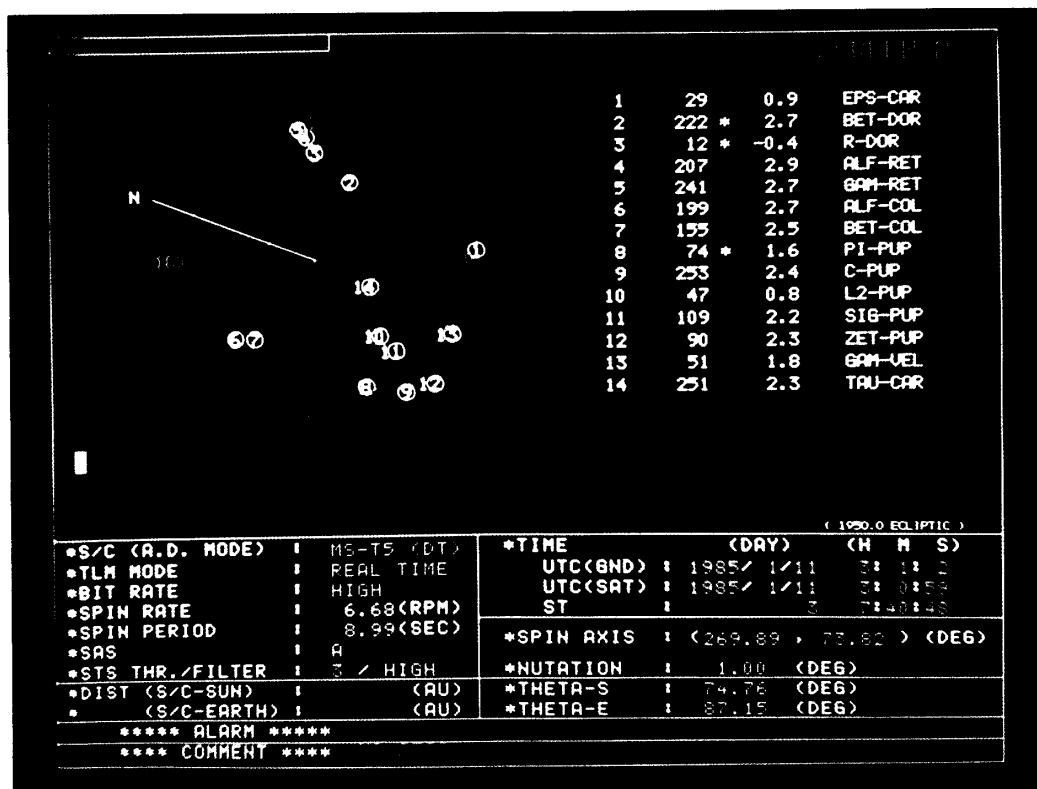


図 2.2-6 STS スキャン状況表示画面

る。パルスが取得されている星については、*マークを表示する。

画面3 決定スピン軸表示画面〔ハンメル図〕(図 2.2-7)

全天をハンメル図法であらわし、スピン軸、反スピン軸、スタースカナ視野、星、地球・太陽とその周辺のスタースカナを向けてはならない領域を図示する。

なお座標系としては、S/Cを中心とした黄道座標系、分点は1950.0とした。時刻はすべてUTC(協定世界時)で統一してある。

画面4 決定スピン軸表示画面〔正射影図〕(図 2.2-8)

指定された方向から見た半球を正射図法により投影したもの。表示内容は画面3と同じである。定常航行時の姿勢は黄道面垂直となるのでハンメル図では表示しづらいので、極方向から見た正射影図が用いられる。

画面5, 6 姿勢履歴表示画面(図 2.2-9)

画面5がハンメル図、画面6が正射影図であらわしたもので、姿勢制御時の姿勢履歴を表示する。図 2.2-9は、画面6の例で、1985年1月11日に実施した“さきがけ”の軌道修正時の履歴が表示されている。

画面7 姿勢候補選択画面(図 2.2-10)

複数の星の同定が可能で、姿勢の候補がいくつかある時、オペレータが介入することで候補から選択をするための画面である。複数の姿勢がハンメル図上に表示され、スターパルス列と各候補の情報が表示される。

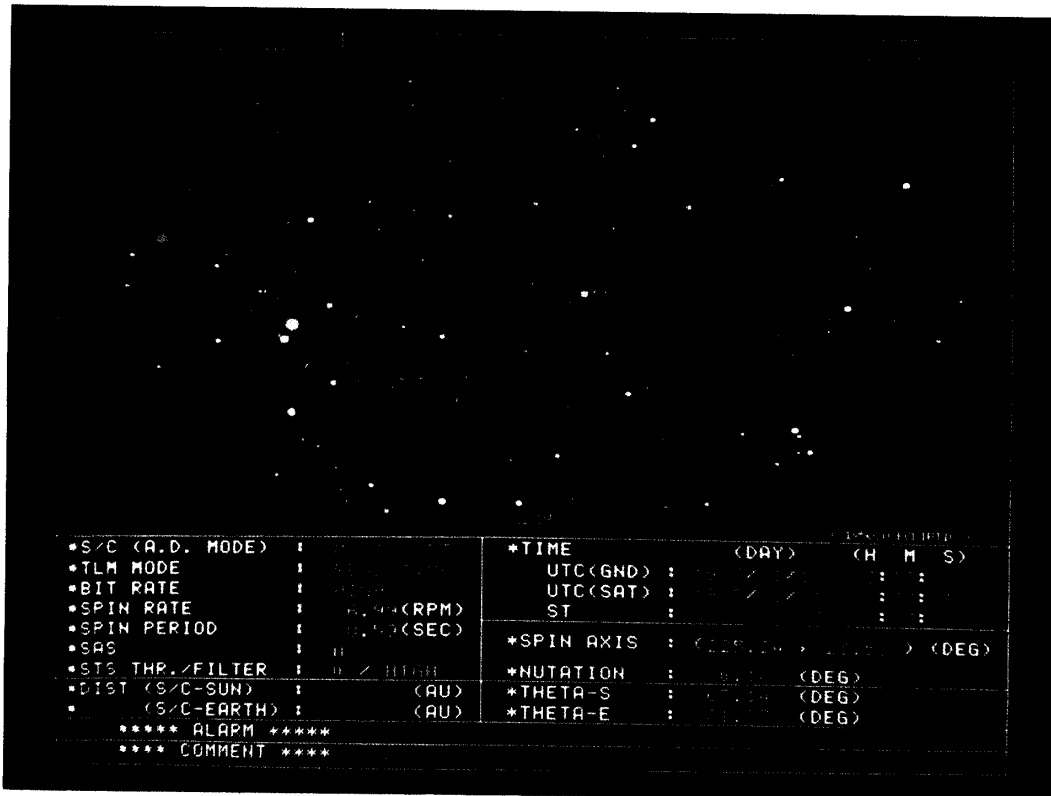


図 2.2-7 決定スピンの軸表示画面 (ハンメル図)

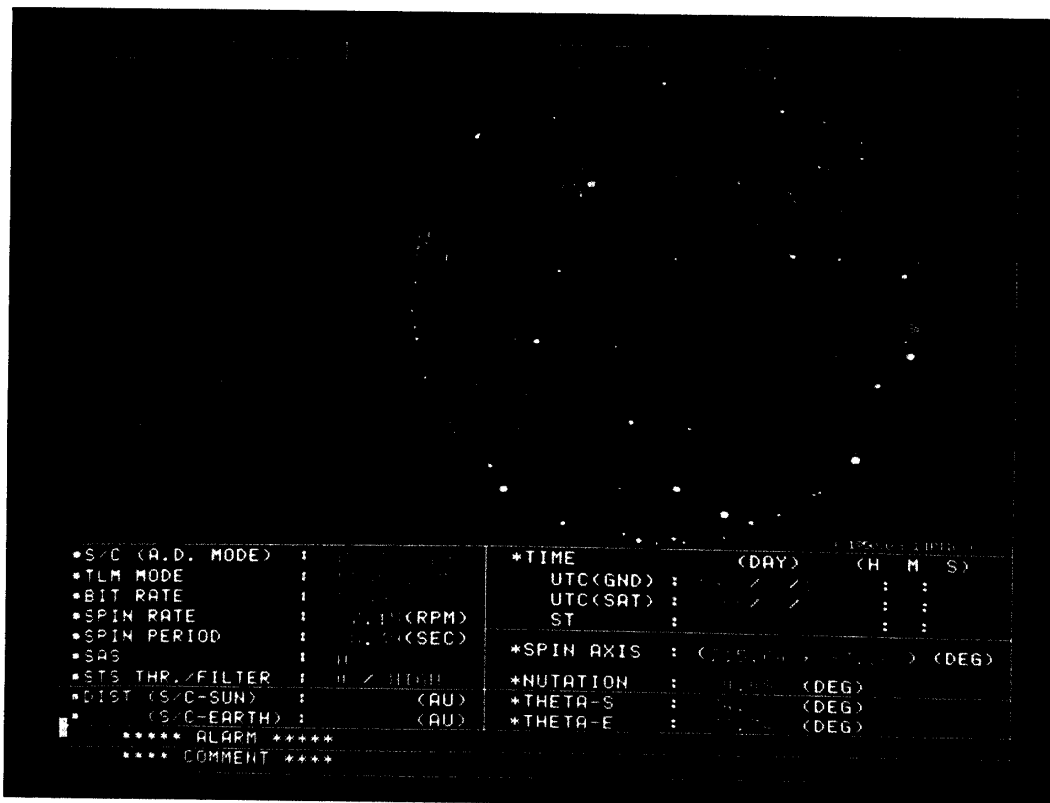


図 2.2-8 決定スピンの軸表示画面 (正射影図)

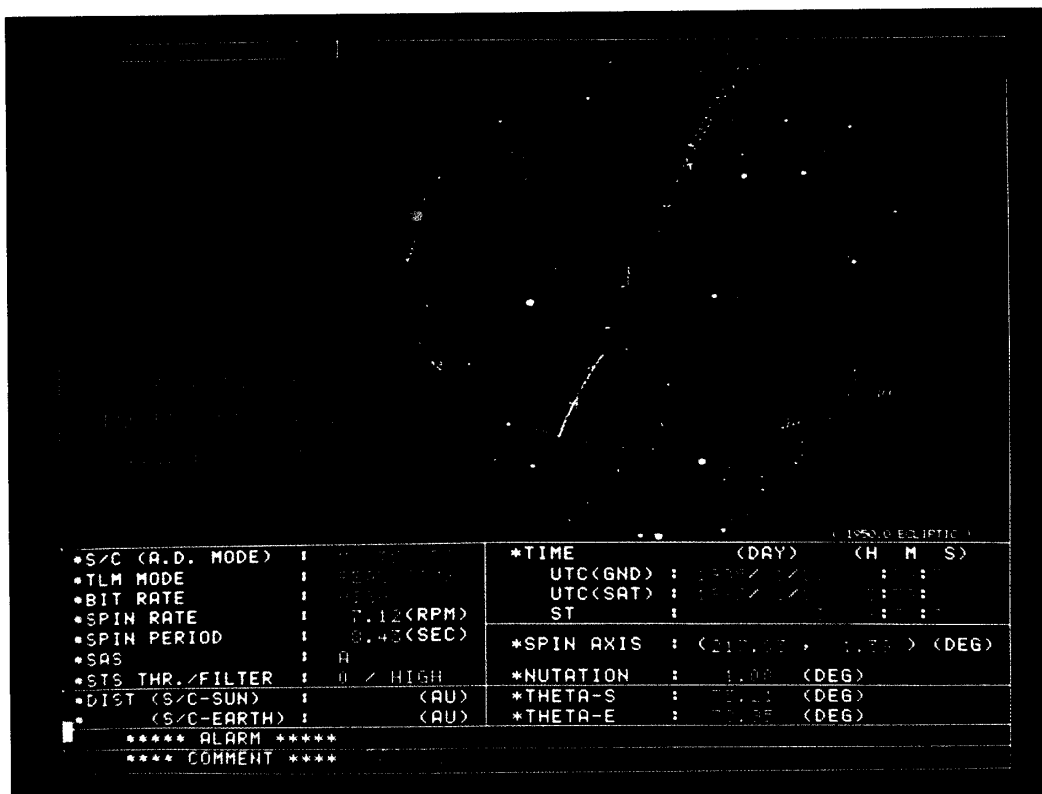


図 2.2-9 姿勢履歴表示画面

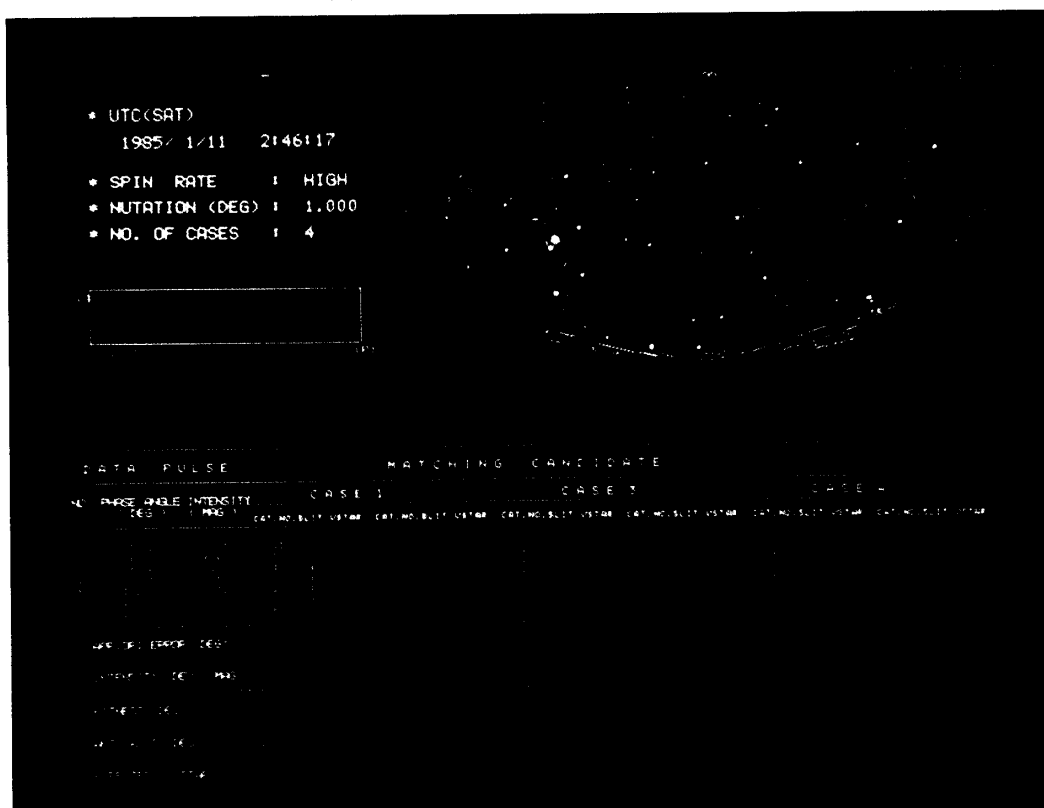


図 2.2-10 姿勢候補表示画面

オペレータは、これらの情報をもとに選択を行う。選択が不可能な場合はキャンセルすることもできる。

3. 姿勢決定の方法

3.1 姿勢センサデータの処理

“さきがけ”および“すいせい”には姿勢センサとして、サンセンサ(SAS)，スタースカナ(STS)が搭載されている。これらのセンサのデータ処理について述べる。

3.1.1 サンセンサのデータの処理(参考文献4, 5)

SASは、図3.1-1に示すように、SAS-A, SAS-Bが上下角をずらしてセットされている。各センサは128°の視野をもち、2個で170°の視野がある。

SASからは、粗SAS及び精SASの2種類のデータが出力される。粗SASデータは、1°刻みの情報を与え、7ビットのグレイコードで送られてくる。グレイコードは、もとのバイナリデータを1 bit 右へシフトしたもとのデータとの排他的論理和をとることのできあがるので、グレイコード ($b_0 \sim b_6$) から、バイナリコード ($a_0 \sim a_6$) への変換は

① MSBはそのまま ($b_0 \rightarrow a_0$)

② i 番目のビット $b_i=1$ ならば $a_i = \overline{a_{i-1}}$ (a_{i-1} を反転したもの) とする

③ $b_i=0$ ならば、 $a_i = a_{i-1}$ とする

④ 最下位ビット (LSB) が求まるまで②,③の処理をくり返す

ことによっておこなわれる。得られたバイナリデータを N_c とする

N_c は最小刻み1°で、これより精密な角度は、精SASデータを用いて以下のようにして求める。

精SASデータには、精SIN信号と精COS信号がある。これらは2°の周期を持つアナログ信号で、テレメトリデータとしては、これらを8ビットにA/D変換した値が送られてくる。精SINデータを θ_{fs} 、精COSデータを θ_{fc} とし、粗SAS角 $\theta_f (0^\circ \leq \theta_f \leq 2^\circ)$ を次式で求める。

$$\theta_f = \frac{\tan^{-1} \left[\left\{ \frac{5\theta_{fs}}{2^8 - 1} - 2.5 \right\} / \left\{ \frac{5\theta_{fc}}{2^8 - 1} - 2.5 \right\} \right]}{180} + K \quad (3.1-1)$$

但し、 $K=0^\circ$ ($\theta_{fs}, \theta_{fc} \geq 127$)

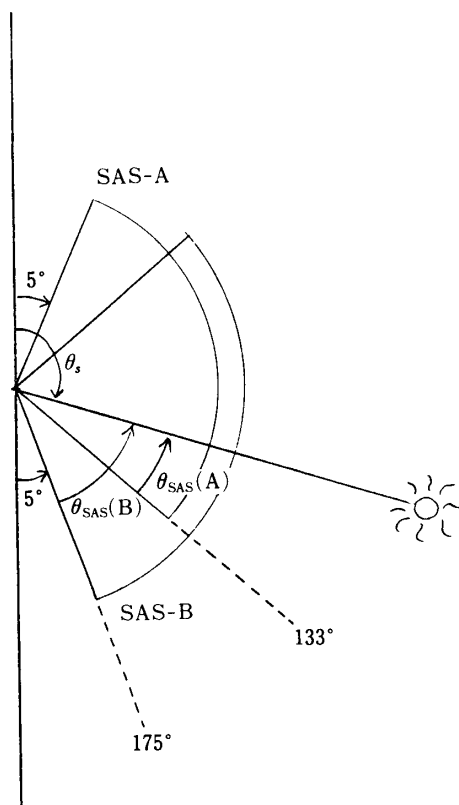
$K=1^\circ$ ($\theta_{fc} < 127$)

$K=2^\circ$ ($\theta_{fc} \geq 127 > \theta_{fs}$)

θ_f をMSBが1°になるような8ビットデータに変換したものを N_f とする。 N_f のMSBと N_c のLSBを比較し、一致しない場合には、 N_c に対して次のような操作を行なう。

N_f のMSBが1のとき、 $N_c = N_c - 1$

N_f のMSBが0のとき、 $N_c = N_c + 1$

図 3.1-1 サンセンサ視野と太陽角(θ_s)

N_c の LSB を強制的に 0 にしたもの (N'_c) と N_f とから、スピンの軸と太陽のなす角 θ_s は、

$$\theta_s = \begin{cases} 133^\circ - (N'_c + N_f) + x_0 & (\text{SAS-A の場合}) \\ 175^\circ - (N'_c + N_f) + x_0 & (\text{SAS-B の場合}) \end{cases} \quad (3.1-2)$$

但し、 x_0 は、センサヘッドのオフセット角

で求めることができる。

3.1.2 スタースカナのデータの処理

STS はシリコン等級が約 2 等以上の星を検出できる。ディテクタはシリコンフォトダイオードで、V 字スリット状に配置されており、S/C のスピンによって視野を横切った星のパルスが 2 つ発生する(参考文献 6)。星の像がスリットを横切るとき発生する信号は図 3.1-3(a)のような形をしている。STS は、この信号のピークをホールドし、星信号がピークの 1/2 になったとき、スター検出パルスが発生する。(同図(b)(c))。S/C からは、このスター検出パルスのサンパルス発生時間からの経過時間 T と、スター検出パルスのタイミングで星信号のピーク値を A/D 変換した強度データ V が、テレメトリデータとして伝送される。(図 3.1-2)

星の同定は、 T とスピン周期から求めたパルス位相角と、強度 V から換算した明るさの

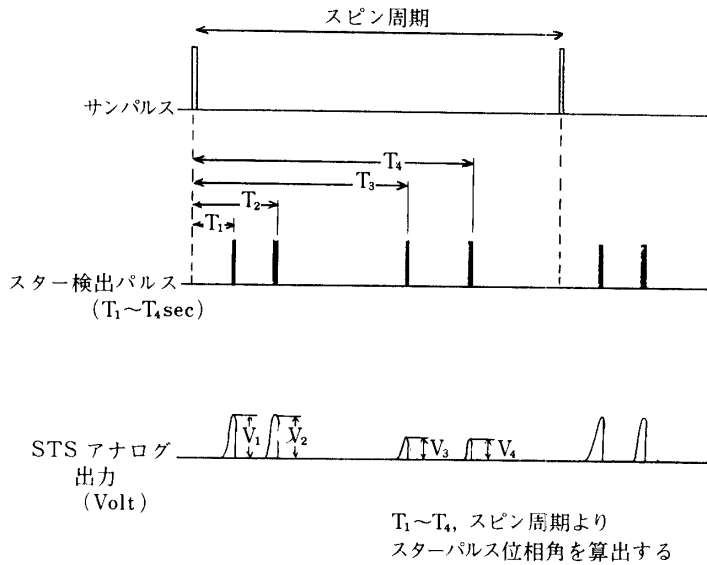


図 3.1-2 サンパルス、スターパルス発生タイムチャート

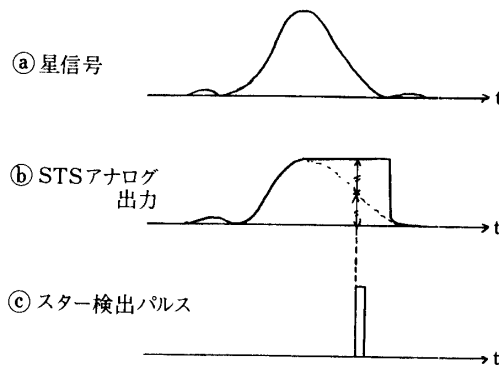


図 3.1-3 STS の出力信号

等級値を用いて行う。

スターキャナのデータ収集/伝送フローを図 3.1-4 に示す。

スターキャナは最初スタンバイ①のモードにあり、サンパルスの発生により計測モードに入る。設定スピン回数 (1~16 スピン) 分のデータを収集したか、または 32 パルス分をメモリに格納したかのいずれかの段階で、スタンバイ②のモードに入る。テレメータフレーム F_{2n+1} 信号発生とともにテレメトリモードに入りデータが送信される。終了後スタンバイ①モードに戻り次の計測開始を待つ。

姿勢決定ソフトウェアでは、テレメトリデータの STS ステータスがテレメトリモードになっていることを確認のうえ、データを処理プログラムに取得している。

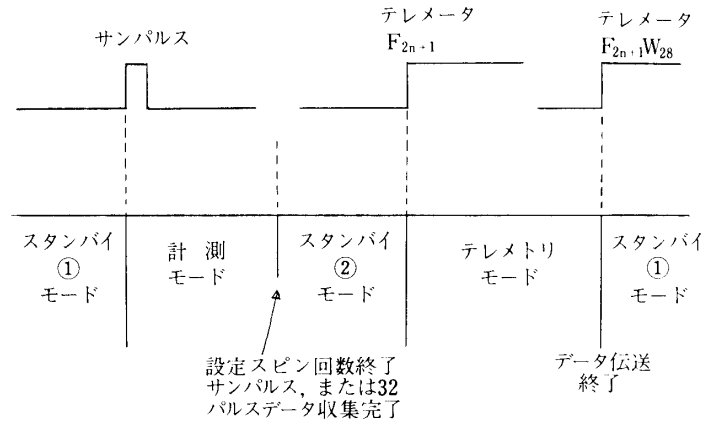


図3.1-4 スタースカナデータ収集/伝送フロー

3.1.3 スタースカナーのスリットのモデル

STSは、図3.1-5に示されるように、光学系とその焦点面に配置された2個のフォトダイオードから成る（このフォトダイオードを以後便宜上“スリット”と呼ぶ）。

3.2章で定義されるSTS固定座標系 Σ_F の $X_F Y_F$ 平面内において、スリットが

$$y = ax + b \quad (3.1-3)$$

とあらわされるとき、星光がスリット上に像を結ぶ条件は、図3.1-5の座標系における星の方向単位ベクトルを $\vec{\lambda} = (\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z)^T$ として次式が成り立つこと、

$$-f\lambda_y = -af\lambda_x + b\lambda_z \quad (3.1-4)$$

言い換えれば、 $\vec{\lambda}$ が、ベクトル $(-af, f, b)$ と直交することとすることができる。

但し、星がスリット上に像を結んでから、STSよりスターパルスが出力されるまでには電気的な時間遅れがあるので、これを補正するため次のような手順で真の法線ベクトルを求めている。

スリットを天球上に投影した曲線は、(3.1-5)式のようにあらわすことができる。但し、 φ, ε は図3.1-6に示されるAzimuth, Elevation角である。

$$\tan \varepsilon = \frac{C_c}{\sin(\varphi - \varphi_c)} \quad (3.1-5)$$

但し、

$$C_c = \frac{a \sin \theta + \frac{b}{f} \cos \theta}{\sqrt{1 + (a \sin \theta - \frac{b}{f} \cos \theta)^2}}$$

$$\cos \varphi_c = \frac{1}{\sqrt{1 + (a \sin \theta - \frac{b}{f} \cos \theta)^2}}$$

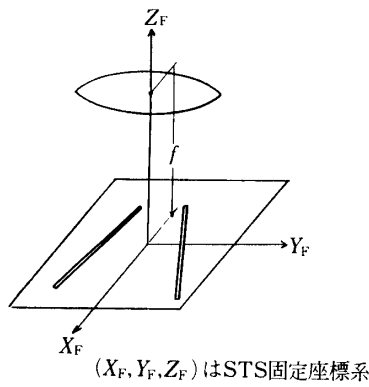


図 3.1-5 STS 光学系とディテクタのモデル

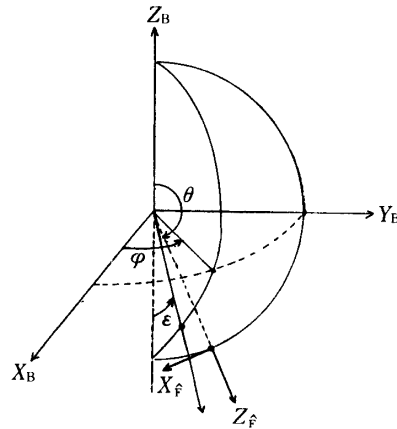


図 3.1-6 (3.1-5)式 φ, ϵ の定義

$$\sin \varphi_c = \frac{a \sin \theta - \frac{b}{f} \cos \theta}{\sqrt{1 + (a \sin \theta - \frac{b}{f} \cos \theta)^2}}$$

であり、 θ は図 3.1-6 に示すように、スピン軸 (Z_B) と STS 光軸のなす角度である。地上におけるスリットマップ測定では、STS のノミナルな取付け位置に従い Z_F 軸を $Y_B Z_B$ 面内にとり、 $\theta = 166^\circ$ と設定した。測定データを (3.1-5) 式に整合させ、 φ_c, C_c を求める。更に、スリットマップはスピンレートにより変化するので、

$$\begin{aligned} \varphi_c &= \varphi_{c0} + \dot{\varphi}_c \cdot T_s \\ C_c &= C_{c0} + \dot{C}_c \cdot T_s \end{aligned} \tag{3.1-6}$$

但し、 T_s は S/C スピン周期

とおき、各スピンレートにおけるデータから、 $\varphi_{c0}, \dot{\varphi}_c, C_{c0}, \dot{C}_c$ を定めている。“すいせい”の STS で求めた、各パラメータの値を表 3.1-1 に示す。

φ_c, C_c から逆に、下式により、 Σ_F におけるスリット法線ベクトル \vec{a} を求めることができ、次章より述べる粗姿勢決定、精姿勢決定では、このようにして求めた \vec{a} を用いる。

表 3.1-1 “すいせい” STS スリットパラメータ

		$C_c (-)$	$\dot{C}_c (\text{sec}^{-1})$	$\varphi_c (\text{deg})$	$\dot{\varphi}_c (\text{deg/sec})$
High Spin Rate (2 ~ 8 rpm)	A スリット	0.00063	0.0	104.10581	-0.0375
	B スリット	-0.0823	0.0	59.67885	-0.0375
Low Spin Rate (0.12 ~ 0.28 rpm)	A スリット	0.00063	0.0	104.12748	-0.00556
	B スリット	-0.0823	0.0	59.70052	-0.00556

$$\vec{\alpha} = \frac{1}{\sqrt{C_c^2 + 1}} \begin{pmatrix} C_c \sin \theta + \cos \theta \sin \varphi_c \\ -\sin \varphi_c \\ -C_c \cos \theta + \sin \theta \sin \varphi_c \end{pmatrix} \dots\dots\dots (3.1-7)$$

3.2 座標系の定義

本ソフトウェアでは、以下のような座標系を用いている。

Σ_I : 慣性座標系

内部計算では、1950.0年分点の黄道座標系を基準としている。

Σ_B : S/C 座標系 (X_B, Y_B, Z_B)

衛星に固定された座標系で、 Z_B 軸はノミナルなスピン方向に、 $-X_B$ 軸がノミナルな SAS 取り付け方向に一致する。

Σ_M : S/C スピン軸座標系

Σ_B よりティルト角 θ_x, θ_y の変換により得られる座標系で、 Z 軸が真のスピン軸に一致する。S/C のモーメントホイールが止まっているときは、S/C の慣性主軸が真のスピン軸となる。従って、 θ_x, θ_y は S/C のダイナミックバランスのずれを表わす角といえることができる。これに対し、ホイールが回転している間は、角運動量がホイールに集中するため、S/C はホイール回転軸方向まわりにスピンする。従ってこのときの θ_x, θ_y は、ホイール回転軸と、機軸のずれをあらわす。

Σ_S : SAS ノミナル座標系

Z 軸が $-X_B$ 軸に一致し、 X 軸が $X_B Z_B$ 平面内の、 $-Z_B$ 方向にある。

Σ_S : SAS 固定座標系

SAS のアライメントミラーの法線方向を Z 軸とし、視野中央面の法線方向に Y 軸を持つ。

$\Sigma_{\hat{F}}$: STS ノミナル座標系

Z 軸が、 $Z_B Y_B$ 平面内で Z_B 軸から $+Y_B$ 方向に 166° 回転した方向にある。 X 軸は、 $Y_B Z_B$ 平面内で $-Z_B$ 方向と鋭角をなす向きにある。

Σ_F : STS 固定座標系

図 3.1-5 に示されるように、 Z 軸が STS の光軸に一致する。 X 軸は、ディテクタ面上に刻まれているアライメント測定目標と光軸を含む面内にとる。

Σ_B と $\Sigma_S, \Sigma_{\hat{F}}$ の関係を図 3.2-1 に示す。また、各座標系間の変換マトリクスを以下にまとめる。(以後、 Σ_X から Σ_Y への変換マトリクスは $T_{Y,X}$ とあらわすことにする。)

$\Sigma_B \rightarrow \Sigma_M$: Σ_M は Σ_B より X 軸まわりに $-\theta_y$ 、 Y 軸まわりに θ_x 回転することにより得られる(図 3.2-2)。従って Σ_B から Σ_M への変換マトリクスは

$$T_{M,B} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\theta_y \\ 0 & 1 & -\theta_x \\ \theta_x & \theta_y & 1 \end{pmatrix} \quad (3.2-1)$$

$\Sigma_B \rightarrow \Sigma_S, \Sigma_B \rightarrow \Sigma_{\hat{F}}$:

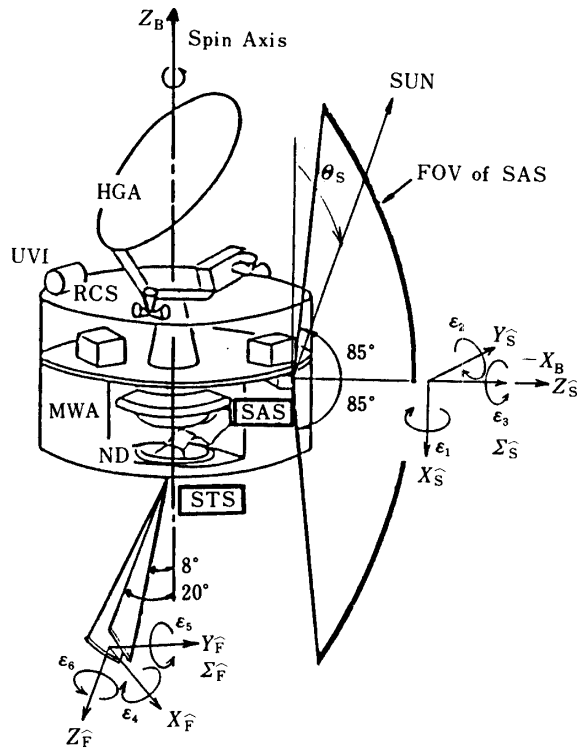


図 3.2-1 Σ_B と Σ_S, Σ_F の関係

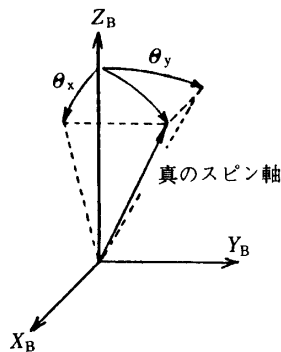


図 3.2-2 θ_x, θ_y の定義

それぞれ定義より,

$$T_{\hat{S},B} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0 & -1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad T_{\hat{F},B} = \begin{pmatrix} 0 & u & -v \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & v & u \end{pmatrix} \quad (3.2-2)$$

但し, $u = \cos 166^\circ$ $v = \sin 166^\circ$

$\Sigma_{\hat{S}} \rightarrow \Sigma_S, \Sigma_{\hat{F}} \rightarrow \Sigma_F$:

Σ_S, Σ_F は, $\Sigma_{\hat{S}}, \Sigma_{\hat{F}}$ から微小角だけずれている。このずれは, SAS, STS の取り付けの誤差あるいは, 打ち上げ時のショックによるものである。ずれ角を SAS について X_S, Y_S, Z_S 軸まわりに $\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3$, STS について X_F, Y_F, Z_F 軸まわり

に $\epsilon_4, \epsilon_5, \epsilon_6$ とあらわすと, $T_{S, \hat{S}}, T_{F, \hat{F}}$ は各々次のように与えられる.

$$T_{S, \hat{S}} = \begin{pmatrix} 1 & \epsilon_3 & -\epsilon_2 \\ -\epsilon_3 & 1 & \epsilon_1 \\ \epsilon_2 & -\epsilon_1 & 1 \end{pmatrix}, \quad T_{F, \hat{F}} = \begin{pmatrix} 1 & \epsilon_6 & -\epsilon_5 \\ -\epsilon_6 & 1 & \epsilon_4 \\ \epsilon_5 & -\epsilon_4 & 1 \end{pmatrix} \quad (3.2-3)$$

以後, $\epsilon_1 \sim \epsilon_6$ をミスアライメントと呼ぶ.

地上でのミスアライメントの測定結果を表 3.2-1 に示す.

表 3.2-1 ミスアライメント

	ϵ_1	ϵ_2	ϵ_3	ϵ_4	ϵ_5	ϵ_6
さきがけ	0.070	-0.030	-0.043	0.080	-0.006	0.465
すいせい	0.056	0.126	-0.038	0.215	-0.573	0.652

(単位 deg)

3.3 星の同定と粗姿勢決定

(1) ニューテーションの検出とスターデータの生成

星の同定が可能か否かを調べるため, まず SAS の太陽角データから, S/C のニューテーション角 (θ_N) を次式により算出する.

$$\theta_N = k \times \frac{(5 \text{ スピン分の太陽角データの最大値}) - (\text{同左最小値})}{2} \quad (3.3-1)$$

k は太陽角データの最大振幅と真のニューテーション角の関係を与える定数であり, 経験的に, $k=1.1082$ としている.

θ_N がある一定値 (θ_{th1}) より大きい場合, スターパルスデータの信頼度が低下するので, 星の同定は行わない. また, θ_{th2} より大きく θ_{th1} より小さい場合は, 星の同定と粗姿勢決定のみを行い, θ_{th2} より小さい場合のみ, 更に精姿勢決定を行う.

スターデータも同様に 5 スピン分を集め, 同一の位相に 3 回以上あらわれているパルスを正しいデータとみなす. このようなパルスデータの平均をとり, また, 太陽角, スピン周期データも 5 スピン分の平均をとり, これらを星同定の基礎データとする.

(2) パルスのペアリング

3.1.2 章に示したように, STS は, 星 1 個をスキャンすると 2 個のパルスを出力する. そこで逆に, 得られたパルスデータから, どのパルスの対がある 1 つの星に対応するものであるかを判定する必要がある. 但し, 星が複数個観測されている場合には, どれがペアをなすべきものなのかを判断するのが容易ではない. そこで, まず, ある一定の条件を満たす 2 パルスをペアとして仮定し, これをもとにして後に述べる離角比較等を行い, もし確実な星同定結果が得られなかった場合には, 再びここへ戻って新たなペアを仮定するという手順をとる.

ペアリングの条件は, 基本的には次の 2 つである.

1. 両パルスの強度が許容誤差内で一致すること.

2. パルスの間隔が, STS の 2 つのスリットの間隔の最小値より大きく, 最大値より小さいこと.

更に次の条件を満たすものは, 真のペアである可能性が高いので, 確定的ペアと呼んでいる.

3. 1, 2 の条件を満たすパルスペアの近傍に, 強度の近いパルスが存在しないこと.

ペアリングは, まず, この確定的ペアをすべて選び出すことから始める. 確定的ペアがひとつもない場合には, 1, 2 の条件を満たすもの 1 つを選択する.

(3) 離角の比較

ペアを仮定することにより, STS のスリットモデルを用いて, そのペアに対応する (いまはまだ仮定の) 星の, S/C 機体座標系 (Σ_B) で見た方向ベクトルが求められる. SAS のデータより求められる太陽方向ベクトルとから, 太陽と星の離角 (θ_{sep}) が求められる. S/C 慣性座標系 (Σ_I) における太陽方向は, S/C 軌道データより算出されるので, この太陽方向と $\theta_{sep} \pm \theta_e$ 離れた位置にあり, かつその等級がデータパルスから換算される等級と誤差 m_e 以内で一致する星をスターカタログから選び出す. θ_e はセンサの計測誤差や S/C のニューテーション角を考慮した許容誤差であり, m_e は, STS の感度誤差, スターカタログに登録されている星の等級値の誤差等を反映した値である.

スターカタログは, シリコン等級が 3 等以上の星約 300 個と, 金星, 木星等の明るい惑星を含んでいる. 各星には変光星かそうでないかのフラグがついており, 変光星には, 極大等級が登録されている. 星を選択する際, 変光星については, データパルスの等級が極大等級よりも低ければ候補として残している.

確定的なペアが複数個仮定されている場合には, その各々について候補星相互の離角も比較する. これにより, 各ペアに対応する星の候補を更に絞り込むことができる. ここで候補がひとつも残らない場合には, 前に戻ってペアリングをやり直す.

(4) 粗姿勢決定と位相比較

ここまでの手順により, 1 つあるいは複数のペアが仮定され, また, 各ペアに対して 1 つ以上の星が対応している可能性がある. 即ち, 同定候補が複数個残っている可能性がある. そこで, 各候補について S/C の概略姿勢を求め, その姿勢において得られるはずのスターパルス列を, スターカタログデータを用いてシミュレートし, これをデータパルス列と比較する (位相比較). これにより候補を更に絞り込むことができる. 候補がひとつしか残っていない場合でも, その候補の妥当性を調べるため位相比較は実施する.

スピン衛星の粗姿勢決定には, コーン角法や, ダイヘドラル角を用いる方法が多く用いられているが (参考文献 7), これらの方法は, データの質 (スピン軸と観測天体の幾何学的関係) によっては, 決定精度が著しく悪くなるという欠点がある. そこで本ソフトウェアでは, データの質によらずほぼ一定の姿勢決定精度を得ることのできる, TRIAD と呼ばれる方法を用いた (参考文献 8).

まず, SAS データ及びスターパルスデータより, SAS が太陽をとらえた瞬間の Σ_M (これを Σ_{M_0} とする) における太陽, 星方向ベクトル $\vec{s}, \vec{\lambda}$ を求める. 慣性基準座標 Σ_I における太陽, 星ベクトル $\vec{S}, \vec{\Lambda}$ を用い, Σ_I から Σ_{M_0} への変換マトリクス: $T_{M_0, I}$ は次式で求める

ことができる。

$$T_{M_{0,I}} = M(\vec{S}, \vec{\Lambda})M^T(\vec{s}, \vec{\lambda}) \quad (3.3-2)$$

但し、 M は 3×3 マトリクスで、

$$M(\vec{x}, \vec{y}) \triangleq \begin{pmatrix} \vec{x}^T \\ (\vec{x} \times \vec{y})^T / |\vec{x} \times \vec{y}| \\ (\vec{x} \times (\vec{x} \times \vec{y}))^T / |\vec{x} \times \vec{y}| \end{pmatrix}^T \quad (3.3-3)$$

スピン軸方向ベクトル： \vec{a} は、

$$\vec{a} = T_{M_{0,I}} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (3.3-4)$$

と求められる。

決定した姿勢において出力されるべきスターパルス列は、まず STS の視野内に入る可能性のある星 (即ち反スピン軸から約 $8^\circ \sim 20^\circ$ の領域にある星) をスターカタログより選出し、その各々の星について次式を解いて、サンパルス発生からスターパルス発生までの時間 τ を求めることにより得られる。

$$\vec{a} \cdot (T_{F,F} \hat{T}_{F,B} T_{B,M} \Omega(\omega_s \tau) T_{M_{0,I}} \vec{\Lambda}) = 0 \quad (3.3-5)$$

$\vec{\Lambda}$ は Σ_I における星の方向ベクトル、 ω_s はスピンレート、 $\Omega(\theta)$ は Z 軸まわりの θ の回転をあらわす。 \vec{a} は、 Σ_F で見た、スリットの法線ベクトルである。

得られたパルス列と、データパルス列について、パルスの位相及び波高を比較し、両者が一致するか否かを調べる。比較の際は、以下のような、今回使用した STS 特有の特性も考慮している。

1. 2つの星が近接して入光すると、後の方のパルスが消滅する (これをデッドタイム特性と呼ぶ。図 3.3-1)。従って、シミュレーションパルスにはあっても、データパルスにはそれに対応するものがない場合がある。このため、データパルスと対応のつかないシミュレーションパルスについては、その直前に対応のついているシミュレーションパルスがあるか否かを調べている。
2. 明るい星 (-0.5 mag 程度以上) の場合、星像の回折光の部分が無視出来なくなり、上記のデッドタイム特性のために正しいパルスが出力されない場合がある (図 3.3-2 及び 4.2 章参照)。そこで、明るい星のシミュレーションパルスに対応するデータパルスがない場合、その直前を調べて、暗いデータパルスの有無を見る。ある場合には、上記の現象が生じているものと判断する。但し、この現象が生じている場合には、STS のスレッシュホールドレベルを上げて、正しいパルス列が得られるようにするのが原則である。

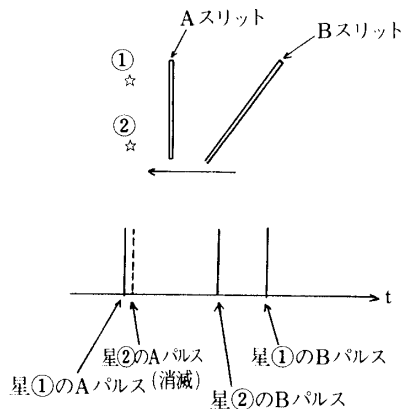


図 3.3-1 デットタイム特性

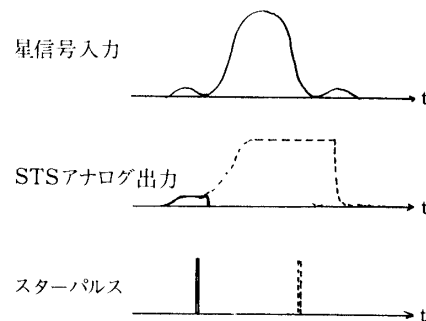


図 3.3-2 回折像による星の消失

(5) オペレータの判断

以上の作業の結果、候補が複数個残った場合には、GD スクリーン上にその各候補を表示し、オペレータが選択することが可能である。各候補についてオペレータの判断材料として、アプリアリ姿勢との差や(3.3-5)、(3.3-6)式で与えられるシミュレーションパルスとデータパルスの位相誤差 J_p 、等級誤差 J_m を表示する。(図 2.2-10)

$$J_p = \sum_{k=1}^N \{\omega_s(t_k^s - t_k)\}^2 / N \quad (3.3-5)$$

$$J_m = \sum_{k=1}^N (m_k^s - m_k)^2 / N \quad (3.3-6)$$

但し、 t_k^s 、 m_k^s はシミュレーションパルスの位相及び等級、 t_k 、 m_k はそれに対応するデータパルスの位相、等級。 N は対応のついているパルスの総数である。

(6) 星のトラッキング

S/Cに加わる外乱トルクのうち、最も大きいものは太陽輻射圧トルクであり、これによる姿勢変動量は、ほぼ $0.2^\circ/\text{day}$ 以下である。従って、スラスタによる姿勢マヌーバ時を除いて、STS の出力するスターパルス列のパターンは長時間にわたり一定である。そこで、いったん星が同定され、姿勢が決定されたら、そのときのスターパターンを基準とし、以後得られるスターパターンがこれに一致していれば、S/C 姿勢には変化がないものと見なしている。STS のノイズを考慮して、5 回以上連続してスターパターンの不一致が見られた場合、姿勢が変化したものと判断する。

この手順を用いることにより、3.3.1~3.3.5 章までに述べてきた煩雑な諸手順は、最初に 1 回行うだけで良くなり、計算量が大幅に削減されている。

3.4 姿勢変化予測

スラスタ噴射による姿勢変化の予測を行う。これは姿勢制御時の姿勢決定の際に参照する。

簡単化のため、オイラー方程式を数値的に解くといった方法はとらずに、ラムライン制御による慣性主軸の動きを幾何学的に求める方法をとった。したがってニューテーションやスラスト誤差は含めていない。

ラムライン制御は、サンパルスが発生してから S/C が一定角度回転した時にスラスタを噴くもので、スラスタの組合せがわかれば制御方向を知ることができる。

いま、スラスタパルスセントロイドの遅れ時間を Δt sec とすると、図 3.4-1 に示したような方向に姿勢変更制御がおこなわれる。

1パルス噴射することによる制御量 $\Delta\theta$ は、

$$\Delta\theta = \frac{2T}{\omega_s H} \sin \frac{\omega_s \tau}{2} \tag{3.4-1}$$

ω_s : 角速度

H : スピン角運動量

T : スラスタトルク

τ : スラスタ噴射パルス幅

であらわされる。

太陽を極にした座標系で、1パルス噴射後の慣性主軸位置を順次計算していき、それを姿勢決定表示に用いている黄道座標系に変換すると慣性主軸の移動が表示できる。

姿勢制御が何らかの理由で停止された時は、モニタしている噴射パルス残り回数をもとに実際に噴射された回数を算出、再予測をおこなう。

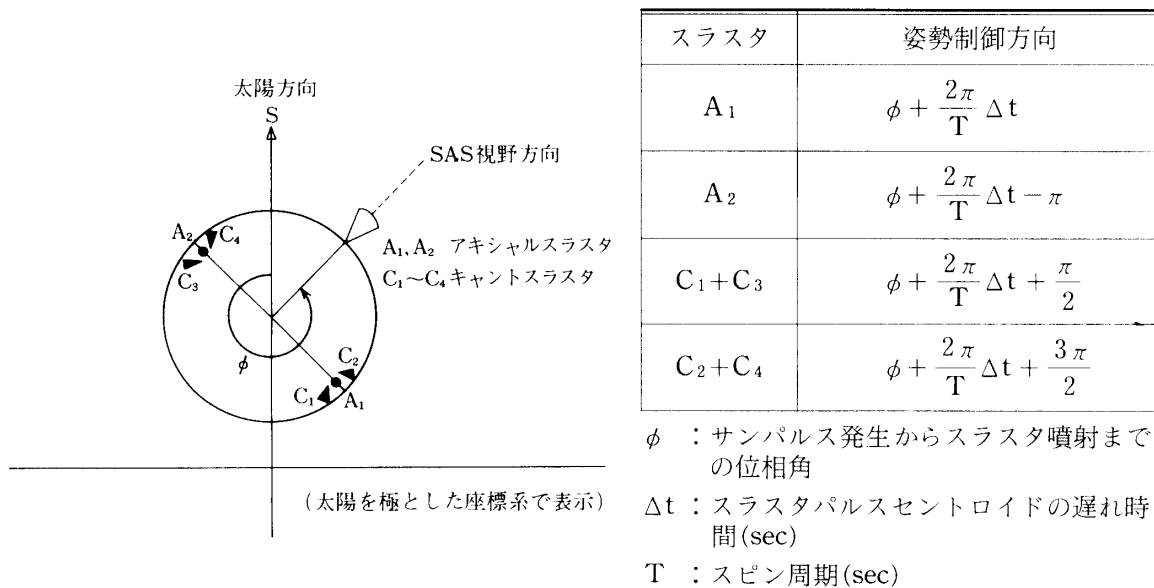


図 3.4-1 スラスタ噴射による姿勢制御

3.5 精姿勢決定

3.3でもふれたように、S/C スピン軸は定常時には、ほぼ、慣性空間に固定していると考えて良い。また、ニューテーションは、搭載されているニューテーションダンパにより、比較的短時間内に減衰される。そこで今回は、S/C スピン軸のドリフトやニューテーションは推定の対象とはしていない。求めるのは、姿勢と、ティルト角、センサミスアライメントといったバイアス量である。これらの諸量は、ダイナミクスを持たない一定値となる(姿勢については上記の条件のもとで)ので、統計処理の手法としては、シーケンシャル最小二乗法を用いた。

基本となる観測方程式は、次の2式であらわされる。

$$\vec{s} = T_{S,\hat{S}} \hat{T}_{\hat{S},B} T_{B,M} T_{M,M_0} T_{M_0,I} \vec{S} \quad (3.5-1)$$

$$\vec{a} \cdot (T_{F,\hat{F}} \hat{T}_{\hat{F},B} T_{B,M} \Omega(\omega st) T_{M,M_0} T_{M_0,I} \vec{\lambda}) = 0 \quad (3.5-2)$$

但し、 \vec{s} は、 Σ_s における太陽方向ベクトルで、太陽角データ θ'_s (図 3.5-1) より、 $\vec{s} = (\sin \theta'_s, 0, \cos \theta'_s)^T$ 、 T_{M,M_0} は、3.3章で求めた粗姿勢と、真の姿勢の誤差をあらわすマトリクスである。誤差 φ, θ, ψ は微小なので、 T_{M,M_0} は次のようにあらわすことができる。

$$T_{M,M_0} = \begin{pmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \varphi \\ \theta & -\varphi & 1 \end{pmatrix} \quad (3.5-3)$$

他の記号の定義については、3.2, 3.3章に準ずる。

いま、 $T_{S,\hat{S}} \hat{T}_{\hat{S},B} T_{B,M}$ を具体的に計算すると次のようになる。(2次の項を無視)

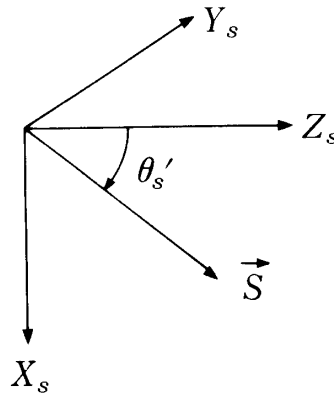
$$T_{S,\hat{S}} \hat{T}_{\hat{S},B} T_{B,M} = \begin{pmatrix} \varepsilon_2 + \theta_X & -\varepsilon_3 + \theta_Y & -1 \\ -\varepsilon_1 & -1 & \varepsilon_3 - \theta_Y \\ -1 & \varepsilon_1 & -\varepsilon_2 - \theta_X \end{pmatrix} \quad (3.5-4)$$

これに対し、 $T_{S,\hat{S}} \hat{T}_{\hat{S},B}$ は、

$$T_{S,\hat{S}} \hat{T}_{\hat{S},B} = \begin{pmatrix} \varepsilon_2 & -\varepsilon_3 & -1 \\ -\varepsilon_1 & -1 & \varepsilon_3 \\ -1 & \varepsilon_1 & -\varepsilon_2 \end{pmatrix} \quad (3.5-5)$$

(3.5-4)と(3.5-5)式を比較すると、次のような変換により $T_{S,\hat{S}} \hat{T}_{\hat{S},B} T_{B,M}$ は $T_{S,\hat{S}} \hat{T}_{\hat{S},B}$ に一致することがわかる。

$$\begin{aligned} \varepsilon'_1 &\leftarrow \varepsilon_1 \\ \varepsilon'_2 &\leftarrow \varepsilon_2 + \theta_X \\ \varepsilon'_3 &\leftarrow \varepsilon_3 - \theta_Y \end{aligned} \quad (3.5-6)$$

図3.5-1 θ'_s の定義

また、同様に、 $T_{F,\hat{F}}T_{F,B}T_{B,M}$ と $T_{F,\hat{F}}T_{F,B}$ を比較すると、次のような変換で、 $T_{F,\hat{F}}T_{F,B}T_{B,M}$ は $T_{F,\hat{F}}T_{F,B}$ に一致することがわかる。

$$\begin{aligned}\varepsilon'_4 &\leftarrow \varepsilon_4 - u\theta_X \\ \varepsilon'_5 &\leftarrow \varepsilon_5 - \theta_Y \\ \varepsilon'_6 &\leftarrow \varepsilon_6 - v\theta_X\end{aligned}\tag{3.5-7}$$

これは、即ち、 $\varepsilon_1 \sim \varepsilon_6$ と、 θ_X, θ_Y は、独立には推定することはできず、(3.5-6)、(3.5-7)式に示される $\varepsilon'_1 \sim \varepsilon'_6$ の形でしか求められないことをあらわしている。

$\vec{S}' = (S'_X S'_Y S'_Z) \triangleq T_{M_0,l} \vec{S}$ とおき、 $T_{M_0,l}$ の定義より、 S'_Y が微小であることを考慮すると、(3.5-1)式より、次のような独立な2式が得られる。

$$\sin \theta'_s = -S'_X(\theta - \varepsilon'_2) - S'_Z\tag{3.5-8}$$

$$0 = -S'_Z\left\{\varphi - \varepsilon'_3 - \frac{S'_X}{S'_Z}(\psi - \varepsilon'_1)\right\} - S'_Y\tag{3.5-9}$$

また、(3.5-2)式は、次のようになる。

$$\begin{aligned}(\vec{a} \cdot \vec{\varphi})\varphi + (\vec{a} \cdot \vec{\theta})\theta + (\vec{a} \cdot \vec{\psi})\psi + (\vec{a} \cdot \vec{p})\varepsilon_4 \\ + (\vec{a} \cdot \vec{q})\varepsilon_5 + (\vec{a} \cdot \vec{r})\varepsilon_6 + (\vec{a} \cdot \vec{c}) = 0\end{aligned}\tag{3.5-10}$$

但し、

$$\begin{aligned}\vec{\varphi} &= \begin{pmatrix} uc\Lambda'_Z + v\Lambda'_Y \\ -s\Lambda'_Z \\ vc\Lambda'_Z - u\Lambda'_Y \end{pmatrix} & \vec{\theta} &= \begin{pmatrix} us\Lambda'_Z - v\Lambda'_X \\ c\Lambda'_Z \\ vs\Lambda'_Z + u\Lambda'_X \end{pmatrix} \\ \vec{\psi} &= \begin{pmatrix} -u(s\Lambda'_Y + c\Lambda'_X) \\ s\Lambda'_X - c\Lambda'_Y \\ -v(s\Lambda'_Y + c\Lambda'_X) \end{pmatrix}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\vec{p} &= \begin{pmatrix} 0 \\ (c\Lambda'_Y - s\Lambda'_X)v + u\Lambda'_Z \\ c\Lambda'_X + s\Lambda'_Y \end{pmatrix}, & \vec{q} &= \begin{pmatrix} (s\Lambda'_X - c\Lambda'_Y)v - u\Lambda'_Z \\ c\Lambda'_Z \\ vs\Lambda'_Z + u\Lambda'_X \end{pmatrix} \\ \vec{r} &= \begin{pmatrix} -(c\Lambda'_X + s\Lambda'_Y) \\ (s\Lambda'_X - c\Lambda'_Y)u + v\Lambda'_Z \\ 0 \end{pmatrix} \\ \vec{c} &= \begin{pmatrix} (c\Lambda'_Y - s\Lambda'_X)u - v\Lambda'_Z \\ -(c\Lambda'_X + s\Lambda'_Y) \\ (c\Lambda'_Y - s\Lambda'_X)v + u\Lambda'_Z \end{pmatrix}\end{aligned}$$

但し,

$$\begin{aligned}c &= \cos \omega st, & s &= \sin \omega st \\ (\Lambda'_X, \Lambda'_Y, \Lambda'_Z)^T &= \vec{\Lambda}' \triangleq T_{M_0, L} \vec{\Lambda}\end{aligned}$$

である.

$\vec{\psi} = u\vec{r} - v\vec{p}$ であること及び(3.5-9)式を用いて(3.5-10)式を整理すると, 次式が得られる.

$$\begin{aligned}(\vec{a} \cdot \vec{\phi}')\epsilon_4 + (\vec{a} \cdot \vec{\theta})\epsilon_5 + (\vec{a} \cdot \vec{p})\epsilon_4^* \\ + (\vec{a} \cdot \vec{q})\epsilon_5^* + (\vec{a} \cdot \vec{r})\epsilon_6^* + (\vec{a} \cdot \vec{c}') = 0\end{aligned}\quad (3.5-11)$$

但し,

$$\vec{\phi}' = \vec{\phi} + \frac{S'_Z}{S'_X}(u\vec{r} - v\vec{p})\quad (3.5-12)$$

$$\epsilon_4^* = \epsilon'_4 - v\left(\epsilon'_1 - \frac{S'_Z}{S'_X}\epsilon'_3\right)\quad (3.5-13)$$

$$\epsilon_6^* = \epsilon'_6 + u\left(\epsilon'_1 - \frac{S'_Z}{S'_X}\epsilon'_3\right)\quad (3.5-14)$$

$$\vec{c}' = \vec{c} + \frac{S'_Y}{S'_X}(u\vec{r} - v\vec{p})\quad (3.5-15)$$

結局, 1 スピンあたり, l 個の星が観測されている場合の観測方程式は, 次のように書くことができる.

$$A\vec{x} = \vec{b}\quad (3.5-16)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & -S'_x & S'_x & 0 & 0 & 0 \\ (\vec{a}_A \cdot \vec{\phi}'_{1A}) & (\vec{a}_A \cdot \vec{\theta}_{1A}) & 0 & (\vec{a}_A \cdot \vec{p}_{1A}) & (\vec{a}_A \cdot \vec{q}_{1A}) & (\vec{a}_A \cdot \vec{r}_{1A}) \\ (\vec{a}_B \cdot \vec{\phi}'_{1B}) & (\vec{a}_B \cdot \vec{\theta}_{1B}) & 0 & (\vec{a}_B \cdot \vec{p}_{1B}) & (\vec{a}_B \cdot \vec{q}_{1B}) & (\vec{a}_B \cdot \vec{r}_{1B}) \\ (\vec{a}_A \cdot \vec{\phi}'_{2A}) & (\vec{a}_A \cdot \vec{\theta}_{2A}) & 0 & \cdots & \cdots & \cdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & & & \\ (\vec{a}_B \cdot \vec{\phi}'_{lB}) & (\vec{a}_B \cdot \vec{\theta}_{lB}) & 0 & \cdots & \cdots & (\vec{a}_B \cdot \vec{r}_{2B}) \end{bmatrix}$$

$$\vec{x} = \begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \varepsilon'_2 \\ \varepsilon_4^* \\ \varepsilon'_5 \\ \varepsilon_6^* \end{bmatrix} \quad \vec{b} = \begin{bmatrix} S'_z + \sin \theta'_s \\ -(\vec{a}_A \cdot \vec{c}'_{iA}) \\ -(\vec{a}_B \cdot \vec{c}'_{iB}) \\ \vdots \\ \vdots \\ -(\vec{a}_B \cdot \vec{c}'_{iB}) \end{bmatrix}$$

但し、 \vec{a}_A, \vec{a}_B は各々、 A, B スリットの法線ベクトル、 $\vec{c}'_{iA}, \vec{c}'_{iB}$ は、 i 番目の星 ($1 \leq i \leq l$)の A あるいは B スリットのパルスデータを用いて計算したものであることを示す。

即ち、S/Cより送られてくるセンサデータから独立に推定できるのは、 $\varphi, \theta, \varepsilon'_2, \varepsilon_4^*, \varepsilon'_5, \varepsilon_6^*$ のみである。また、これらをすべて求めるためには、((3.5-16)式は連立一次方程式とみなせるので) 太陽センサデータの他に5個以上のスターパルスデータが必要であることがわかる。

スターパルスが4個以下の場合、 $\varepsilon_1 \sim \varepsilon_6$ を固定し、 $\varphi, \theta, \theta_X, \theta_Y$ のみを変数とした観測方程式を用いる。またリアルタイム姿勢決定ソフトウェアでは、更に θ_X, θ_Y を固定し、 φ, θ のみを推定する。

最小二乗処理は、(3.5-17)、(3.5-18)式に従っている。

$$\vec{x}_{k+1} = \vec{x}_k + P_k A_{k+1}^T (W^{-1} + A_{k+1} P_k A_{k+1}^T)^{-1} (\vec{b}_{k+1} - A_{k+1} \vec{x}_k) \quad (3.5-17)$$

$$P_{k+1} = P_k - P_k A_{k+1}^T (W^{-1} + A_{k+1} P_k A_{k+1}^T)^{-1} A_{k+1} P_k \quad (3.5-18)$$

行列 A の添字 k は、 A が k スピン目のデータを用いて計算されたものであることを示している。 W は重み行列で、 $W = E[(\vec{b} - A\vec{x})(\vec{b} - A\vec{x})^T]^{-1}$ と定義され、センサのノイズ特性からその値が定められる。 P は推定パラメータの誤差共分散行列である。

3.3.6章で示した星のトラッキングを行い、スターパターンが基準パターンに一致した場合に、そのデータを用いて上式を順次計算する。

求められた φ, θ より、スピン軸 \vec{a} は、次のように求められる。

$$\vec{a} = (\sin \theta, -\sin \varphi \cos \theta, \cos \varphi \cos \theta) T_{M_0, l} \quad (3.5-19)$$

4. “さきがけ/すいせい”での運用結果

4.1 姿勢センサの軌道上での特性

(1) SAS の特性

“さきがけ”のSASのデータの1例を図4.1-1に示す。これは姿勢制御を全く実施しなかった時のスピン太陽角 θ_s とスピン周期 T_s の1可視にわたってのデータであるが、 θ_s は探査機の太陽まわりの軌道運動のため直線的に変化している。このデータから θ_s のランダム誤差、およびスピン周期のランダム誤差の要因となるサンパルスジッターがともに計測時の量子化誤差(それぞれ約 $0.0075^\circ, 0.25 \text{ msec}$) よりも十分に小さいことがわかる。

なお，“すいせい”のSASも同様の特性を示している。

ここで，探査機の軌道運動に基づく θ_s の変化から(スタースカナのデータを使用せずして)探査機のスピン軸方向を求める方法についてふれておく。

図4.1-2に示す様に探査機のスピン軸方向の黄経，黄緯を (λ, β) とし，探査機からみた太陽方向を (λ_s, β_s) とすると，

$$\cos \theta_s = \cos(\lambda - \lambda_s) \cos \beta \cos \beta_s + \sin \beta \sin \beta_s$$

となる。ここで，一可視中でのスピン軸のドリフトが十分小さいと仮定すると

$$\begin{aligned} \sin \theta_s \cdot \dot{\theta}_s = & -\sin(\lambda - \lambda_s) \cos \beta \cos \beta_s \dot{\lambda}_s \\ & + [\cos(\lambda - \lambda_s) \cos \beta \sin \beta_s - \sin \beta \cos \beta_s] \dot{\beta}_s \end{aligned}$$

が成立する。 θ_s , $\dot{\theta}_s$ のデータが得られれば， λ_s , $\dot{\lambda}_s$, β_s , $\dot{\beta}_s$ がすべて探査機の軌道から決まるため，上の2つの式から探査機のスピン軸方向 (λ, β) を決めることができる。図4.1-1

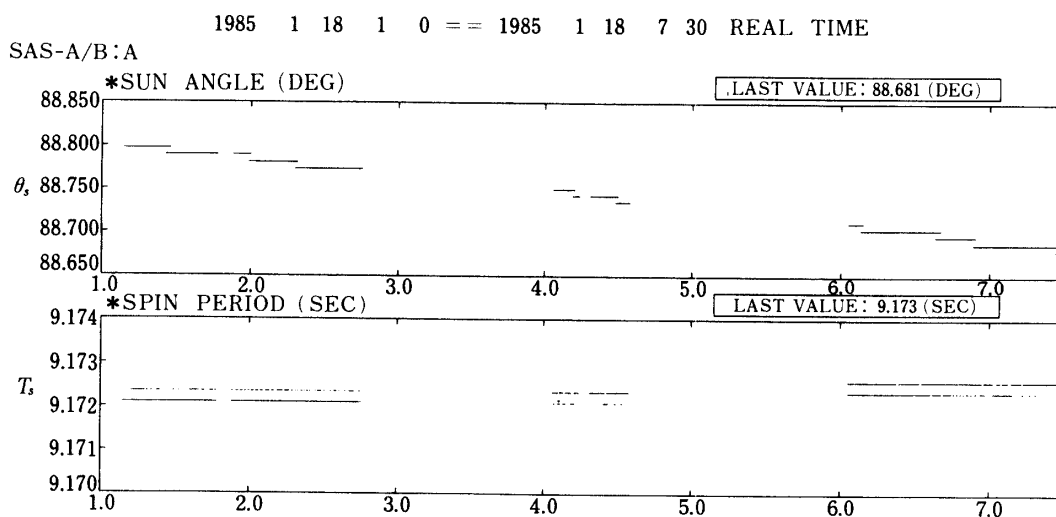


図4.1-1 定常時の太陽センサ(SAS)のデータ(1可視分)

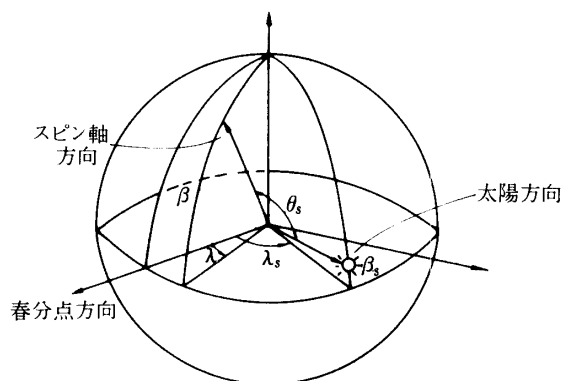


図4.1-2 スピン軸方向，太陽方向と θ_s の関係(探査機中心黄道座標)

の“さきがけ”の1月18日のデータでは、 $\theta_s=88.74^\circ$, $\dot{\theta}_s=-0.443(^\circ/\text{day})$, また、この時さきがけの軌道から $\lambda_s=296.7^\circ$, $\beta_s=0.16^\circ$, $\dot{\lambda}_s=1.01^\circ/\text{day}$, $\dot{\beta}_s=0.0215^\circ/\text{day}$ となることから、 $\lambda=23.9^\circ$, $\beta=64.0^\circ$ なる値が得られる。この値はADSによる姿勢決定結果 (24.7° , 64.2°) と比較的よく一致している。

(2) STS の特性

軌道上での運用から得られた STS の特徴的な点は次の通りである。

- ① STS の動作スピレート範囲は $5 \pm 3 \text{ rpm}$ であるが、 0.0 mag 程度の明るい星ならば 30 rpm の高いスピレートでも十分検出可能である (図 4.1-3)。
- ② 地上での試験で時々大きな Spurious Pulse が 2 count/hr の頻度で観測されたが、フライト後、 $4 \sim 9 \text{ count/hr}$ に増えた。“さきがけ”の場合、Spurious Pulse が極端に増え、約 70 counts/hr に達する特異な現象も観測された (1月22日, 図 4.1-4 参照)。軌道上での Spurious Pulse の増加は銀河・太陽宇宙線によるものと考えられる。また、Spurious Pulse が極端に増大した現象は太陽フレアによる太陽宇宙線の急激な増大に起因するものと考えられる。

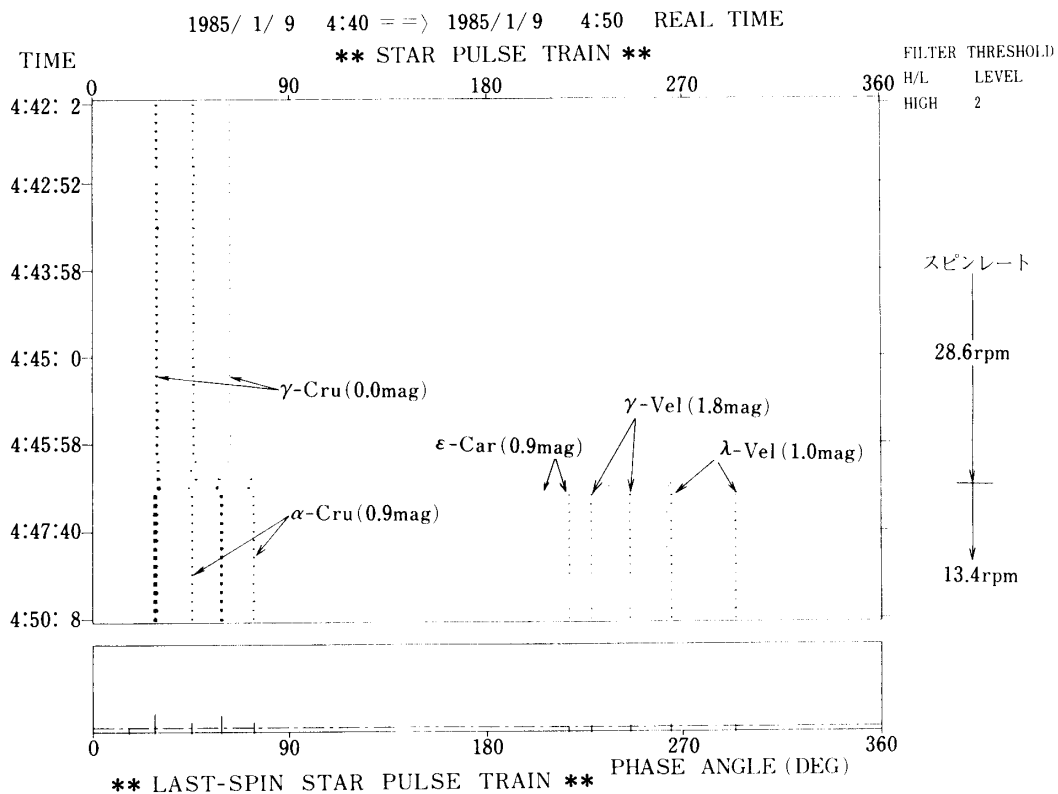


図 4.1-3 高いスピレート (28.6 と 13.4 rpm) でのスターパルスデータ (“さきがけ”)

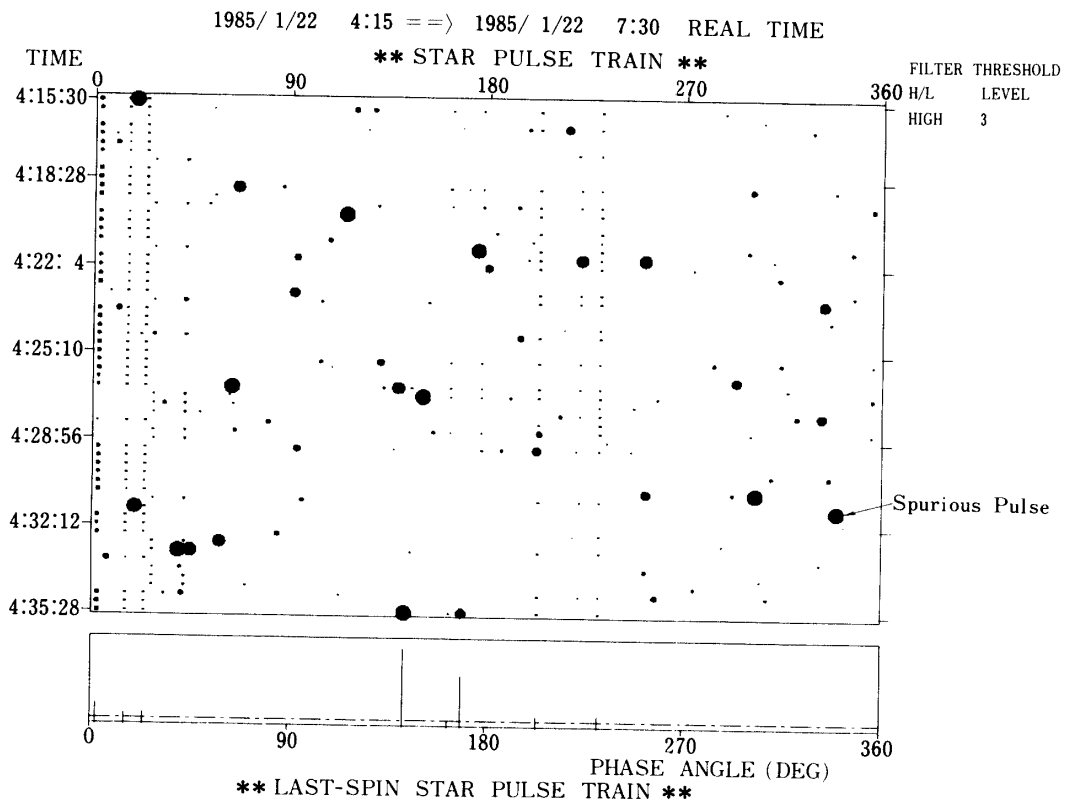


図 4.1-4 Spurious Pulse が極端に増加した時のスターパルスデータ (“さきがけ”)

- ③ 星検出のスレッショルドレベルを下げすぎると、明るい星のパルスが消滅する。これは明るい星の前後に小さなサテライトパルスが存在し、スレッショルドレベルがこの波高より下がると、このサテライトパルスが出力され、本来のメインパルスがデッドタイム特性により出力されなくなることによる。図 4.1-5 に“すいせい”の STS のデータ例を示す。この様な傾向は“さきがけ”の STS についても同様に観測されている。

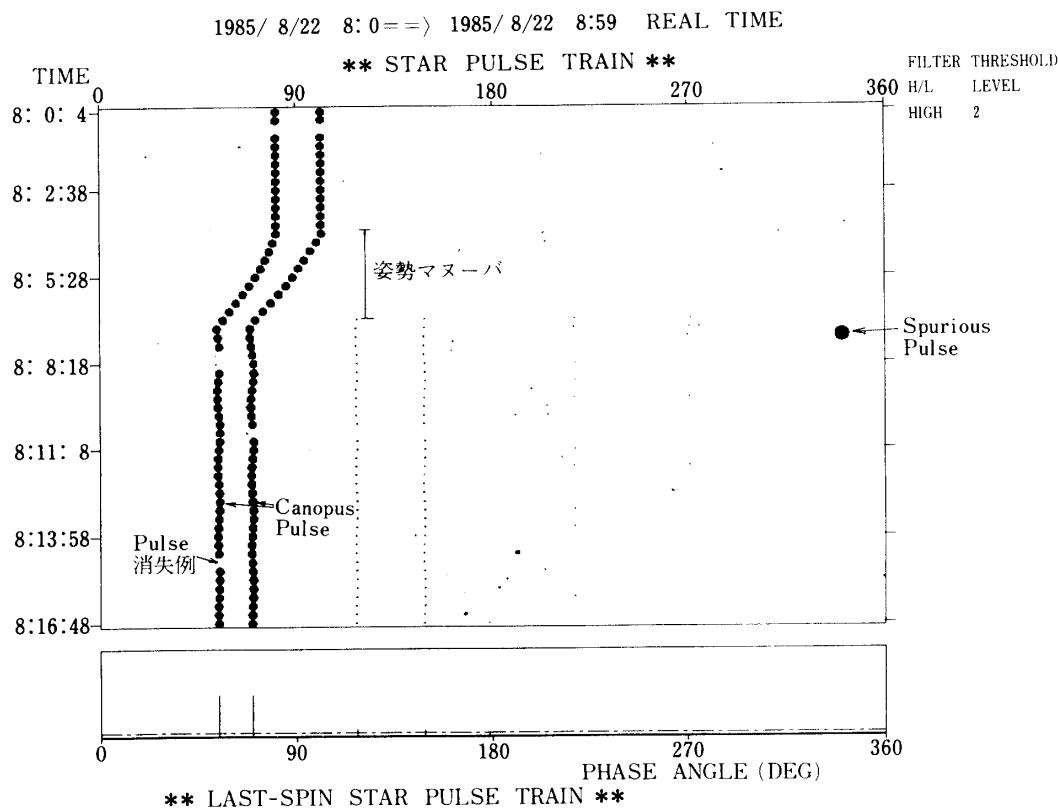


図 4.1-5 カノープス検出時のパルス消失例及び Spurious Pulse 発生例(“すいせい”)

4.2 姿勢決定結果

“さきがけ”と“すいせい”はそれぞれパス 2, パス 1 において, 本体のスピンのレートを定常航行時の値(約 6.5 rpm)に落とし, それより ADS による姿勢決定に入った。以後, 毎日の衛星運用において中央管制室の GD 端末より ADS を起動し, リアルタイムでの姿勢決定を実施してきている。姿勢決定の結果は, ADS 運用中は GD 端末にリアルタイムで出力される。その日の運用が終了した時点でまとめて MSS に格納されるとともに, LP に出力される。姿勢決定結果の GD 端末への出力, および LP への出力の 1 例を図 4.2-1 と図 4.2-2 に示す。

両探査機の運用において, 特に姿勢決定が困難になったケースは次の通りである。

- 1) 太陽フレア宇宙線の増加によると考えられる Spurious Pulse が多発したケース(さきがけ)。
- 2) 地球散乱光を検出し, ADS 内で姿勢決定プロセスを停止し, “Bright Object”のアラームを出力したケース(すいせい)。
- 3) カノープス検出時に STS のスレッショルド・レベルを下げすぎ, STS から殆んど

正規パルスが出力されなくなったケース（さきがけ/すいせい）。

- 4) 軌道修正などのため姿勢を大きく変えていく時に、途中姿勢決定をする上で有効な星が検出されないような状態になったケース（さきがけ/すいせい）。

両探査機においては、これらのケースを除き、ほぼ問題なく姿勢が決定されている。なお、リアルタイムの姿勢決定の所要時間は、探査機のスピンレート、データ伝送のビットレ-

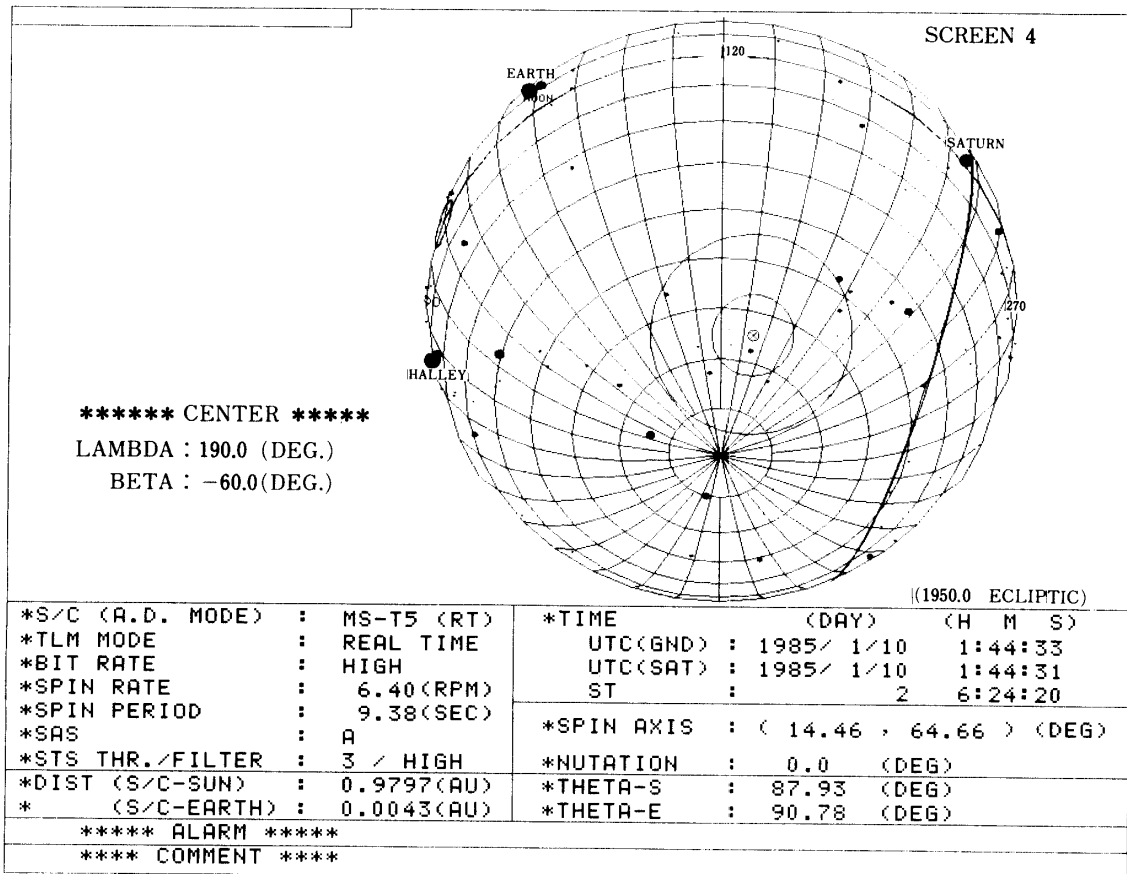


図 4.2-1 ADS による姿勢決定結果の例(“さきがけ”)

1950.0 ECLIPTIC (M.O.D ECLIPTIC)

NO.	* UTC(GMD)	* SPIN	* SUN	* EARTH	* SPIN AXIS	* NUTATION	* A.D.	* ERROR	* NUMBER	* FRAME	* DATA
	* (SAT)	* PRIOD	* ANGLE	* ANGLE	(LMDA ,	(DEG)	* STATUS	* COV.	* OF	* NO.	* REC.
	* (H:M:S)	* (SEC)	* (DEG)	* (DEG)	* (DEG)	* (DEG)	* (DEG)	* (DEG)	* PULSES	* NO.	* NO.
2	22:37:19	9.496	87.05	86.73	(175.272	0.035	0	0.035	2	96	848
	(10:38:46)				(175.855						
3	22:37:19	9.496	87.06	86.73	(176.234	0.035	1	0.036	2	76	848
	(10:38:46)				(176.820						
4	22:37:23	9.496	87.06	86.73	(176.235	0.035	1	0.033	2	104	852
	(10:40:54)				(176.821						
5	22:37:27	9.496	87.06	86.73	(176.242	0.035	1	0.030	2	108	856
	(10:43: 0)				(176.827						
6	22:37:27	9.496	87.06	86.73	(176.240	0.0	1	0.028	2	112	860
	(10:43: 2)				(176.826						
7	22:37:31	9.496	87.06	86.73	(176.244	0.0	1	0.027	2	116	864
	(10:45: 8)				(176.830						
8	22:37:31	9.496	87.06	86.73	(176.238	0.0	1	0.025	2	120	868
	(10:45:10)				(176.824						
9	22:37:35	9.496	87.06	86.73	(176.233	0.0	1	0.024	2	124	872
	(10:47:16)				(176.818						
10	22:37:35	9.496	87.06	86.73	(176.232	0.0	1	0.023	2	128	876
	(10:47:18)				(176.817						
11	22:37:39	9.496	87.06	86.73	(176.231	0.0	1	0.022	2	132	880
	(10:49:24)				(176.816						
12	22:37:39	9.496	87.06	86.73	(176.233	0.0	1	0.021	2	136	884
	(10:49:26)				(176.819						
13	22:37:43	9.496	87.06	86.73	(176.232	0.0	1	0.021	2	140	892
	(10:51:32)				(176.817						
14	22:37:47	9.496	87.06	86.73	(176.231	0.0	1	0.020	2	148	896
	(10:53:40)				(176.815						
15	22:37:47	9.496	87.06	86.73	(176.229	0.0	1	0.019	2	152	900
	(10:53:42)				(176.814						
16	22:37:51	9.496	87.06	86.73	(176.232	0.0	1	0.019	2	156	908
	(10:55:48)				(176.817						
17	22:37:55	9.496	87.06	86.73	(176.234	0.0	1	0.018	2	164	916
	(10:57:56)				(176.820						
18	22:37:59	9.496	87.06	86.73	(176.234	0.0	1	0.018	2	172	920
	(11: 0: 4)				(176.819						
19	22:37:59	9.496	87.06	86.73	(176.236	0.0	1	0.017	2	176	924
	(11: 0: 6)				(176.821						
20	22:38: 3	9.496	87.06	86.73	(176.237	0.0	1	0.017	2	180	928
	(11: 2:12)				(176.823						
21	22:38: 3	9.496	87.06	86.73	(176.239	0.0	1	0.017	2	184	932
	(11: 2:14)				(176.824						
22	22:38: 7	9.496	87.06	86.73	(176.239	0.0	1	0.016	2	188	936
	(11: 4:20)				(176.825						
23	22:38: 7	9.496	87.06	86.73	(176.240	0.0	1	0.016	2	192	940
	(11: 6:22)				(176.826						
24	22:38:11	9.496	87.06	86.73	(176.241	0.0	1	0.016	2	196	944
	(11: 6:28)				(176.826						
25	22:38:11	9.496	87.06	86.73	(176.241	0.0	1	0.015	2	200	948
	(11: 6:30)				(176.826						
26	22:38:15	9.496	87.06	86.73	(176.241	0.0	1	0.015	2	204	952
	(11: 8:36)				(176.827						

図4.2-2 姿勢決定結果LP出力例(“すいせい”1985年11月/12日データ)

ト、地上伝送系のデータ伝送時間、ADSによるデータ処理時間に複雑に依存していて、ハイスピン、ハイビットレートではADSを含めた地上処理系の所要時間が主となり、実運用での計測の結果によるとほぼ1分である。ロースピン、ロービットレートのモードでは機上側のデータ取得、伝送に要する時間が支配的となり、入感時にデータが受信されてから結果が出力されるまでは約50分となっている。

4.3 バイアス量推定の結果

バイアス量推定に適したデータ、即ち、星が多数個観測され、かつS/Cが定常状態(ニユーテーション角 ≈ 0)にあるときのデータを選び、バイアス量推定を行った。例えば、S/Cの定常航行姿勢では、 α -Car(カノープス)、 β -Car、及び ϵ -Car、また更に、時によってはR-Dor(変光星)が観測され、各バイアス量を推定することができた。

推定できるのが ϵ'_2 、 ϵ'_4 、 ϵ'_5 、 ϵ'_6 の4つのみであるのに対し、未知バイアス量は、 θ_x 、 θ_y 、 $\epsilon_1 \sim \epsilon_6$ の8つあり、これらを独立に求めることはできない。そこで、推定結果の評価は、以下のように行った。

まず、 ϵ'_2 、 ϵ'_5 の推定値から、 θ_x 、 θ_y を次式により求める。

$$\theta_x = \epsilon'_2 - \epsilon_2 \quad (4.3-1)$$

$$\theta_y = \epsilon'_5 - \epsilon_5 \quad (4.3-2)$$

ϵ_2 、 ϵ_5 は、地上のアライメント測定により得られている値を用いる。これらは各々、SAS、STSのエレベーション角の誤差に相当し、 ϵ_4 (STSのアジマス方向のずれ)や ϵ_6 (STSの視野方向のねじれ)に比べて、アライメントの測定が容易で、従って精度も良いとすることができる。故に、 ϵ'_4 、 ϵ'_6 の推定値から θ_x 、 θ_y を求めるよりも、精度が高いと考えられる。

求めた θ_x 、 θ_y と、 ϵ_1 、 ϵ_2 、 ϵ_4 、 ϵ_6 の打上げ前測定値から(3.5-13)(3.5-14)式により求めた ϵ'_4 、 ϵ'_6 を $\bar{\epsilon}'_4$ 、 $\bar{\epsilon}'_6$ とあらわす。また、推定した ϵ'_4 、 ϵ'_6 を $\hat{\epsilon}'_4$ 、 $\hat{\epsilon}'_6$ とあらわし、次式を計算する。

$$\Delta\epsilon'_4 = \hat{\epsilon}'_4 - \bar{\epsilon}'_4 \quad (4.3-3)$$

$$\Delta\epsilon'_6 = \hat{\epsilon}'_6 - \bar{\epsilon}'_6 \quad (4.3-4)$$

この $\Delta\epsilon'_4$ 、 $\Delta\epsilon'_6$ は、 $\epsilon_1 \sim \epsilon_6$ の測定誤差、 θ_x 、 θ_y の誤差(この中には推定誤差も含まれる)及び、 ϵ'_4 、 ϵ'_6 の推定誤差を反映する値である。即ち、 $\Delta\epsilon'_4$ 、 $\Delta\epsilon'_6$ は、バイアス推定の結果と、地上アライメント測定結果の整合性をあらわす示標と考えることができる。運用の各フェーズにおける、 θ_x 、 θ_y 、 $\Delta\epsilon'_4$ 、 $\Delta\epsilon'_6$ の推定結果を表4.3-1に示す。 θ_x 、 θ_y については(4.3-1)、(4.3-2)式で求めた値と、その精度を示した。精度値は、例えば θ_x では、

$$\sqrt{(\epsilon'_2 \text{の統計的推定精度})^2 + (\epsilon_2 \text{のアライメント測定精度})^2}$$

として求めたもので、 ϵ'_2 の統計的推定精度は、(3.5-18)式の、共分散行列 P の成分から計算した値を用いている。また、()内に示した値は、 θ_x 、 θ_y の地上における測定値及びその精度である。

$\Delta\epsilon_4^*$, $\Delta\epsilon_6^*$ については, (4.3-3), (4.3-4)式の値と, ϵ_4^* , ϵ_6^* の統計的推定精度を示し, () 内には, $\epsilon_1 \sim \epsilon_6$ のアライメント測定精度から算出した $\tilde{\epsilon}_4^*$, $\tilde{\epsilon}_6^*$ の精度を示した.

表より, $|\Delta\epsilon_4^*| \leq 0.1^\circ$, $|\Delta\epsilon_6^*| \leq 0.2^\circ$ であることがわかる. θ_x , θ_y は, おおむね予測された値に近い値が得られている.

推定値と予測値の誤差の要因は, アライメント測定自体の誤差やセンサノイズの他に,

1. モデル化されていないバイアス量

STSの焦点距離, 光学系歪みなど.

2. 背景光の効果

銀河光, 黄道光などの影響によるスターパルス発生タイミングのずれなどを挙げることができる.

なお, “すいせい”のUVIの観測では, UVIの指向誤差は, ほぼ 0.1° 程度となっており, 目標とした 0.1° 以内の姿勢決定精度が達成されているものと考えられる.

表 4.3-1 バイアス推定の結果

探査機	フェーズ	θ_x	θ_y	$ \Delta\epsilon_4^* $	$ \Delta\epsilon_6^* $
さきがけ	ANT/ MAST 伸展前	ホイールストップ デスパンオン $-0.012 \pm 0.024^\circ$ ($ \theta \leq 0.06^\circ$)	$-0.042 \pm 0.047^\circ$	$0.007 \pm 0.004^\circ$	$0.171 \pm 0.060^\circ$
	ホイールストップ デスパンオフ (注)	$-0.033 \pm 0.024^\circ$ (注)	$-0.005 \pm 0.047^\circ$ (注)		
	ホイール オン ($0.007 \pm 0.023^\circ$)	$-0.020 \pm 0.037^\circ$ ($0.007 \pm 0.023^\circ$)	$-0.057 \pm 0.023^\circ$ ($0.017 \pm 0.023^\circ$)		
	伸展後	ホイールストップ デスパンオン $-1.533 \pm 0.03^\circ$ ($-1.36 \pm 0.2^\circ$)	$1.341 \pm 0.047^\circ$ ($1.29 \pm 0.2^\circ$)	—	—
すいせい	ホイールストップ デスパンオン ($ \theta \leq 0.06^\circ$)	$0.030 \pm 0.027^\circ$	$0.081 \pm 0.048^\circ$	$0.087 \pm 0.004^\circ$	$0.187 \pm 0.049^\circ$
	ホイールストップ デスパンオフ (注)	$0.03 \pm 0.026^\circ$ (注)	$0.110 \pm 0.044^\circ$ (注)		
	ホイール オン ($0.050 \pm 0.023^\circ$)	$0.072 \pm 0.0180^\circ$ ($0.050 \pm 0.023^\circ$)	$0.016 \pm 0.017^\circ$ ($0.023 \pm 0.023^\circ$)		

(注) デスパンオフ時のティルト角はHGAの停止位置により異なる.

5. お わ り に

“さきがけ”および“すいせい”の姿勢決定ソフトウェアについて、その機能、アルゴリズム、運用結果を報告した。本ソフトウェアは、リアルタイムで探査機姿勢を精度 0.1° 以内で決定すること、また、グラフィック・ディスプレイを活用して運用の容易なシステムとすることを目標として作成し、ほぼこれを達成し得たと考えている。今後の科学衛星に対しても、本ソフトウェア作成・運用の過程で得た知識・経験を十分に生かし、よりすぐれた姿勢決定システムを開発していきたい。

最後に、本ソフトウェアの製作にあたり、御指導ならびに御協力いただいた、宇宙科学研究所の関係各位及び関係各社の皆様に深謝します。

参 考 文 献

- [1] M-3 S II-1/さきがけ(MS-T 5) 飛翔実験報告書(SES-TD-85-008)
- [2] M-3 S II-2/すいせい(PLANET-A) 飛翔実験報告書(SES-TD-85-TBD)
- [3] “Attitude Determination Software の数学モデル” NEC 社内文書 PLANET-A-1292, 1984, 4月
- [4] “Equipment Specification Spin Type Fine Sun Sensor for Satellite Use (SFSS)”, Adcole Corporation, Feb. 1981
- [5] “Acceptance Test Data of a Spin Fine Sun Sensor”, Adcole Corporation, Jan. 1984
- [6] R. L. Gutshall, G. Z. Thomas “Pioneer Venus Star Sensor”, AAS 79-004
- [7] 二宮, 広川, 周東, 鈴木; 科学衛星「たいよう(1975-014 A)」の姿勢決定, 宇宙科学研究所報告第12巻第2号(A)
- [8] M. D. Shuster and S. D. Oh; Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations, Journal of Guidance and Control Vol. 4, No. 1