

“さきがけ(1985-001-A)”および“すいせい(1985-073 A)”  
の姿勢・軌道制御

二宮 敬虔・上杉 邦憲・川口淳一郎  
横田 博樹・村中 昇\*・滑 孝和\*  
北出 賢二\*・小笠原雅弘\*\*・木村 雅文\*\*  
土橋 雅之\*\*

(1985年12月5日受理)

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

By

Keiken NINOMIYA, Kuninori UESUGI, Junichiro KAWAGUCHI  
Hiroki YOKOTA, Noboru MURANAKA, Takakazu NAMERA  
Kenji KITADE, Masahiro OGASAWARA, Masahumi KIMURA  
and Masayuki DOBASHI

**Abstract:** To support the operation of onboard AOCS (Attitude and Orbit Control System) of “SAKIGAKE” and “SUISEI”, ground support software for attitude control and orbit correction was developed. The software, named POPS (PLANET-A AOCS Operation Software), has the function of (1) generating the commands for RCS thruster control and HGA (High Gain Antenna) despin control, (2) simulating spacecraft attitude dynamics to confirm the generated RCS control commands, (3) performing orbit correction analysis to provide the optimum  $\Delta V$ -maneuver under various maneuvering constraints, (4)

---

\* 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

estimating RCS fuel consumption, and (5) conducting the calibration of RCS thrusters.

In this paper the functions of POPS are described in detail. The operational results of “SAKIGAKE” and “SUISEI” in orbit are also presented.

## 目 次

Abstract .....	1
1. はじめに.....	3
2. 姿勢・軌道制御系運用ソフトウェアの構成と機能.....	3
2.1 ソフトウェアの構成 .....	3
2.2 ソフトウェアの機能 .....	5
3. 姿勢・軌道制御系運用ソフトウェアのアルゴリズム .....	13
3.1 スラスタ制御コマンドの作成とシミュレーション .....	13
3.2 デスパンアンテナ指向制御コマンドの作成 .....	19
3.3 軌道修正制御法 .....	21
3.4 スラスタ較正法 .....	27
3.5 残燃料推定法 .....	30
4. “さきがけ/すいせい”での運用結果 .....	33
4.1 両探査機の初期運用概要と姿勢マヌーバ履歴 .....	33
4.2 軌道修正結果 .....	34
4.3 スラスターの較正 .....	40
4.4 残燃料の推定 .....	42
5. おわりに .....	43
参考文献 .....	45

## 1. はじめに

“さきがけ”および“すいせい”の姿勢・軌道制御系は、姿勢センサとしてサンセンサとスタースカナを、また姿勢・軌道制御用アクチュエータとしてヒドラジン・スラスタを搭載しており、これらの探査機では宇宙科学研究所の従来の科学衛星になかった新しい運用技術が要求された。

PLANET-A (“すいせい”の打上げ前の呼び名) 制御系ワーキンググループにおいては、この様な制御系を運用するための地上支援ソフトウェア、すなわち姿勢・軌道制御系運用ソフトウェアの概念設計を昭和58年5月より開始した。概念設計段階において、本ソフトウェアの主要機能として

- 1) ヒドラジン・スラスタ制御コンドの作成
- 2) 上記コマンドの実行により生じる探査機姿勢変化のシミュレーション
- 3) 高利得アンテナのデスピン指向制御コマンドの作成
- 4) 軌道修正のための諸解析
- 5) ヒドラジン残燃料の計算
- 6) ヒドラジンスラスタ較正に必要な計算

を設定するとともに、スラスタの運用に必要なスラスタ特性データの取得を並行して進めた。

昭和58年9月までに概念設計を終了し、10月から詳細設計を開始した。この段階では各機能の詳細なアルゴリズムを検討するとともに、軌道修正解析の内容についての軌道系ワーキンググループとのインターフェイス調整、コマンド伝送についての地上系ワーキンググループとのインターフェイス調整を実施した。昭和59年2月よりソフトウェア設計、コーディング作業、デバッグ作業を行い、同年11月に本ソフトウェアの開発作業を完了して“さきがけ”の打上げに臨んだ。

本報告書では、“さきがけ”および“すいせい”の姿勢・軌道制御系運用ソフトウェアの構成と諸機能について紹介するとともに、本ソフトウェアによる“さきがけ”と“すいせい”の運用の結果について報告する。

## 2. 姿勢・軌道制御系運用ソフトウェアの構成と機能

### 2.1 ソフトウェアの構成

姿勢・軌道制御系運用ソフトウェアは、1章で記述した6つの機能を満たすため以下の(1)～(7)のプログラムと、計算結果をLP(ラインプリンタ)に出力することを目的とする(8)～(10)の補助プログラムで構成されている。

- (1) 初期パラメータ編集プログラム
- (2) 軌道要素入力プログラム
- (3) コマンド生成・シミュレーションプログラム
- (4) 残燃料推定プログラム
- (5) スラスタ較正プログラム
- (6) 軌道修正解析プログラム

- (7) コマンド管理プログラム
- (8) ファイルダンププログラム
- (9) コマンド履歴出力プログラム
- (10) 軌道修正評価表出力プログラム

図2.1-1に各プログラムの関連を中心としたソフトウェア構成を示す。

(8)~(10)のLP出力プログラムを別にして、(1)~(7)のプログラムはすべてグラフィックディスプレイを介して入出力が行われる。プログラム間のデータ受け渡しはファイルで行われ、ファイル内容については(8)ファイルダンププログラム、(9)コマンド履歴出力プログラムでLPに出力される。

本ソフトウェアで作成されるコマンドには、スラスタ噴射によるスピン、姿勢、軌道制御コマンドと、ハイゲインアンテナの指向制御コマンドが含まれる。

作成されたコマンドの送出手順を図2.1-2に示す。

本ソフトウェアで作成されたコマンドは、コマンドファイルに一旦格納される。格納されたコマンドのうち送信可能フラグのセットされたもののみが伝送ソフトウェアによって、大型計算機→ライン管制装置→衛星管制装置に送られ、そこで他のコマンドとともに編集され、臼田深宇宙局へと送られる。また、作成したコマンドのリストを見て、オペレータが直接、衛星管制装置へコマンドを入力する、オフラインのバックアップ機能も有す

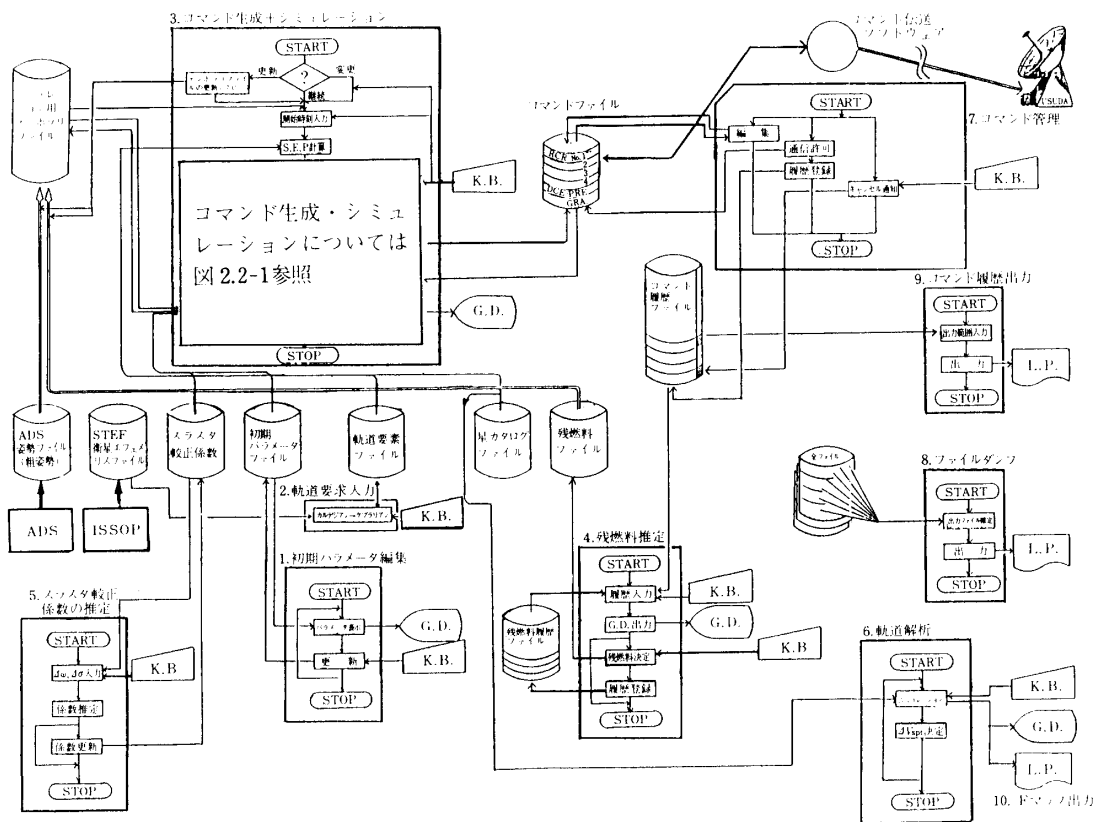


図2.1-1 姿勢・軌道制御系運用ソフトウェア構成

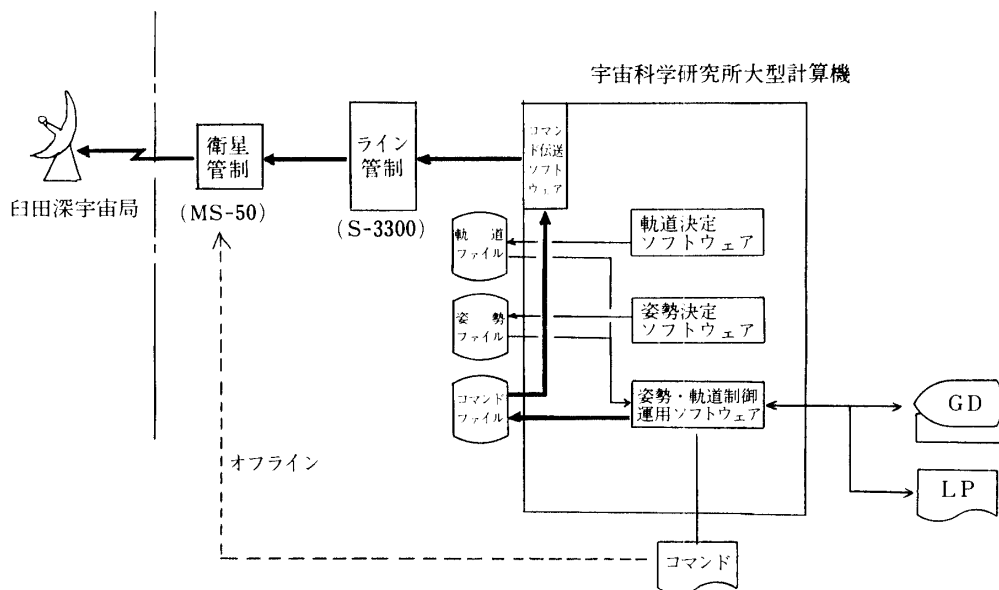


図 2.1-2 コマンド送出手順

る。

本ソフトウェアの外部入力情報として、軌道決定ソフトウェア (ISSOP, HOMAN) による軌道ファイル上の探査機軌道データ、姿勢決定ソフトウェア (ADS) によるファイル上の探査機姿勢データがある。両者ともマニュアル入力も可能となっている。

## 2.2 ソフトウェアの機能

以下に、前項で記述した(1)～(10)の各プログラムの機能をまとめる。

### (1) 初期パラメータ編集プログラム

初期パラメータファイル内容を変更する。初期パラメータとして

- ・ アンテナ通信範囲 (スピン軸と地球方向がなす角)
- ・ 電力・熱・スタースカナによる探査機姿勢への制約
- ・ スラスタ取付位置, 取付角度
- ・ ヒドラジンのタンク圧, タンク温度
- ・ 探査機重心位置
- ・ 探査機慣性マトリクス

などがあり、グラフィックディスプレイに内容を表示しつつ変更ができる (図 2.2-1)。

### (2) 軌道要素入力プログラム

キーボードからの手入力、軌道ファイルからの入力が可能で、軌道ファイルから入力される場合は、1950.0年分点赤道座標系カルテジアン要素で入力されたものを、プログラム内部で瞬時分点 (TOD) ケプラー要素に変換している。ケプラー要素の場合座標系は、探査機が地球重力圏内にあるときは地心赤道座標系、太陽重力圏では日心黄道座標系である。

INITIAL PARAMETER MENU		S/C NAME = PLANET-A				MENU NO.		
*INTEGRATION STEP OF S/C'S EQUATION OF MOTION		: 10.000 (DEG)				(1)		
*THRESHOLD OF FUEL CONSUMPTION FOR MECHANICAL PART. RENEWAL		: 1.000 (KG)				(2)		
*PULSE FIRING TIMING (DELTA-TC)		: 0.0 (SEC)				(3)		
*ANTENNA - HGA	(THETA-E)	: 85.000 =====> 95.000 (DEG)				(4) (5)		
- MGA	(THETA-E)	: 75.000 =====> 108.000 (DEG)				(6) (7)		
- LGA	(THETA-E)	: 106.000 =====> 180.000 (DEG)				(8) ---		
*ELECTRICAL POWER	(THETA-S)	: 56.000 =====> 124.000 (DEG)				(9) (10)		
*STS SUN REJECTION ZONE	(THETA-S)	: 0.000 =====> 108.000 (DEG)				--- (11)		
*THERMAL LIMITATION								
1. AT 1AU	(THETA-S)	: 0.000 =====> 135.000 (DEG)				--- (12)		
2. AT < 0.8AU	(THETA-S)	: 0.000 =====> 93.000 (DEG)				--- (13)		
3. AT > 0.8AU		C1 :-35.000				(DEG/AU) (14)		
( THETA-S = C1 * ( 1 - R ) + C2 )		C2 :100.000				(DEG) (15)		
*LIMIT MAGNITUDE		: 1.200 (MAG)				(16)		
*THRUSTER DATA		(A1)	(A2)	(C1)	(C2)	(C3)	(C4)	
DIRECTION - ALPHA	: 251.114	265.711	60.025	120.041	300.020	240.016	(DEG)	(17)-(22)
- DELTA	: 89.955	89.967	19.031	19.032	19.032	19.047	(DEG)	(23)-(28)
POSITION - X	: 0.0	0.0	0.040	-0.040	0.040	-0.040	(M)	(29)-(34)
- Y	: 0.622	-0.622	0.609	0.609	-0.609	-0.609	(M)	(35)-(40)
- Z	: 0.732	0.732	0.732	0.732	0.732	0.732	(M)	(41)-(46)
*TILT ANGLE	- (X,Y)	: ( 0.0 , 0.0 ) (DEG)				(47) (48)		
*SUN SENSOR MISALIGNMENT - (X,Y,Z)	: ( 0.0 , -0.070 , -0.043 ) (DEG)				(49)-(51)			
*INITIAL FUEL MASS / BODY MASS (DRY)	: 9.760 / 129.940 (KG)				(52) (53)			
*INITIAL TANK PRESSURE	: 20.100 (KG/M**2)				(54)			
*INITIAL TEMPERATURE	: 22.100 (C)				(55)			
*FUEL DENSITY	: 0.1000D+01 (G/CM**3)				(56)			
*TANK RADIUS	: 0.126 (M)				(57)			
*TANK POSITION - YT / ZT	: 0.3975 / 0.516 (M)				(58) (59)			
*ANTENNA/MAST STATUS (0:STOWED 1:EXTENDED):	: 0 (60)							
*MOMENT OF INERTIA TENSOR		STOWED	: EXTENDED (ANT/MAST)			(KG*M**2)		
( 19.800	0.830	0.0	( 19.800	0.830	0.0	)	(61)-(66)	
( 0.830	22.200	0.0	( 0.830	22.200	0.0	)	(67)-(72)	
( 0.0	0.0	30.200	( 0.0	0.0	30.200	)	(73)-(78)	
*MASS CENTER OF BODY		STOWED	: EXTENDED (ANT/MAST)			(M)		
( 0.0	0.0	0.4868	( 0.0	0.0	0.4868	)	(79)-(84)	
*MOMENT OF INERTIA OF DESPUN SECTION - IZ	: 0.186 (KG*M**2)				(85)			
COMMAND : <TIME>		1985/11/13 10: 4:44				HIT RETURN KEY !		

図 2.2-1 初期パラメーター編集/設定画面

手入力ではケプリアン要素を用いる。なお、指定時刻の探査機位置、天体位置は各プログラム内部で共通ルーチンを用いて計算している。

### (3) コマンド生成・シミュレーションプログラム

本プログラムではスピン軸方向変更、スピンレート変更、増速  $\Delta V$  等の要求にもとづき、スラスト噴射パラメータを決定し、コマンドを生成する。またハイゲインアンテナを正しく地球に指向させるための方向制御コマンドを作成する。

作成されたコマンドにもとづいて探査機運動のシミュレーションを行う。スピン軸方向の $\pm 4.5^\circ$ 制御則および自動太陽捕捉制御則（以下の説明において姿勢制御系の詳細については宇宙科学研究所報告第37号を参照されたい）はAOCEのハードワイヤードロジックによって実行されるもので、本プログラムでは、これらが実施された場合のシミュレーションのみが行われ姿勢変化の様子が表示される。図2.2-2に、コマンド生成・シミュレーションプログラムの概略フローを示す。

図2.2-3～図2.2-5に本プログラムの出力例を示す。図2.2-3は姿勢制御コマンドを作成して、シミュレーションを行った例で、図法は極方向からみた正射影図、そのなかに斜線で示された領域はスピン軸-太陽方向角、スピン軸-地球方向角に関する制約による姿

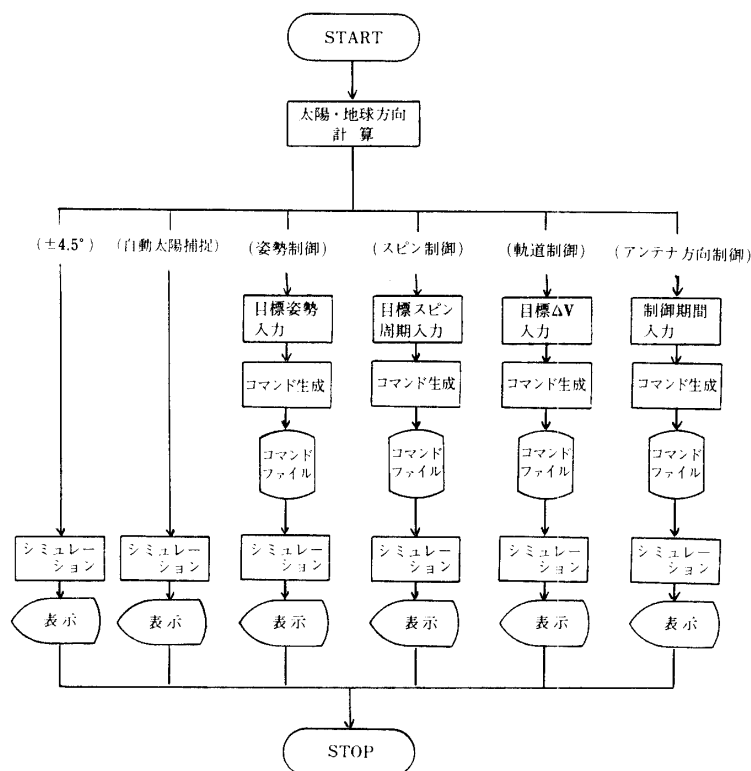


図 2.2-2 コマンド生成・シミュレーションプログラム概略フロー

勢制限領域，ドーナツ状の実線は指定した等級より明るい星がスターキャナの視野に入るスピン軸姿勢の領域を示している。左下にはスピン周期変化図，右にコマンドファイル内容，探査機のモード表示，姿勢制御シミュレーション実行後の姿勢，スピン周期，消費燃料等が表示されている。

図 2.2-4 は，同じく姿勢制御のシミュレーション実行例で，太陽を極においた座標系でメルカトル図表示したスピン軸のプリセッション運動を示す（他の部分については図 2.2-3 と同じ）。

図 2.2-5 はハイゲンアンテナの指向制御コマンドに対応する探査機運動のシミュレーション結果を示す。縦軸が  $\alpha$  角（3.2 項参照），横軸は時間である。 $\alpha$  角＝一定のプリセットモードの場合と， $\alpha$  角を一定の割合で変化させていくグラディエントモードの場合に対して  $\pm 5^\circ$  のマージンを含めて図示している。なお，本図例では探査機および地球の軌道計算から求められた  $\alpha$  角が，グラディエントモード時の直線とほぼ重なっている。

#### (4) 残燃料推定プログラム

スラスト噴射用のヒドラジン燃料の残量を推定するプログラムで，

- ・ タンク圧，タンク温度による推定
- ・ 燃料消費実験式による推定
- ・ 実際の姿勢・軌道修正マヌーバ量による推定

のモードがある。キーボードより手入力で残燃料をセットすることもできる。

これらの推定量は、残燃料履歴ファイルに格納され、最新のものが残燃料として他のプログラムで使われる。残燃料の履歴を図示することもできる。

図 2.2-6 に“さきがけ”の残燃料履歴(1985年1月8日～1月12日)を示す。縦軸が残燃料で、当初9 kg 以上あった燃料が、1月11日の軌道修正でほぼ6 kg まで減少している様子がわかる。

#### (5) スラスタ較正プログラム

スラスタの特性は地上での測定と、宇宙空間での実運用とでは一般に差を生じることが知られている。そこで本プログラムでは、計算機シミュレーションによる姿勢変化量、スピンドル変化量と、実際にマヌーバを行った結果を比較することによってスラスタの噴射効率と、パルス噴射時のパルスセントロイド(パルスの中心)のコマンド値からのずれ量を推定する。このように推定された値は、次のコマンド生成時に使用される。連続噴射モード、パルス噴射モードそれぞれについて推定可能な組合せで較正を行う。

“さきがけ”、“すいせい”の実運用では、軌道修正の前に、スラスタ較正のための姿勢変更制御を行うことによって較正係数を求めた(4.3項に運用結果を示す)。

#### (6) 軌道修正解析プログラム

本プログラムでは軌道決定プログラム(ISSOP)および軌道修正プログラム(HOMAN)から出力された情報をもとにして、目標として設定する増速方向および増速量( $\Delta V$ )を計算する。更に燃料消費、制御時間、姿勢条件からの制約を満たしつつ、目標として設定した $\Delta V$ にできるだけ近い増速を実現するための姿勢と、増速量をさがし出す機能を有する。

求める $\Delta V$ をさがすためのシーケンスとして

- ・ 線型解析
- ・ A-plane および V-plane 表示
- ・  $\delta r$  対  $\Delta V$  表示
- ・ 評価指数(f)マッピング

があり、入力条件を変えながらくり返し解析を行うことによって増速制御の特徴を探ることができる(3.3項, 4.2項参照)。

軌道修正解析プログラムの画面出力例を、図 2.2-7 および図 2.2-8 に示す。

図 2.2-7 は、A-plane および V-plane 表示の例である。上段に、ハンメル図中の①～⑫番号が付加された大円が V-plane で、この面内で軌道制御をするのが燃料効率上最も効果的であることを示す。下段は A-plane の図で、この紙面と直交方向が最接近時における探査機とハレー彗星との相対速度ベクトル方向であり、A-plane はこれと直交する面で、V-plane 内で①～⑫の向きに軌道制御( $\Delta V = 10, 20, 30, 40, 50$  m/sec)を実施した際に、ハレー彗星(座標原点)に対してどこへ行くかを同心楕円で示している。

図 2.2-8 は、評価指数(f)マッピングの例で、設定された目標点への到達誤差(ミスディスタンス)を最小にする点を0として、その周辺を $5^\circ$ 間隔で $9 \times 9$ のメッシュで後述する評価関数 $f$ の値を10段階表示している。図法としては天球の一部を拡大した正射影図を





図 2.2-3 コマンド生成・シミュレーション画面（正射影図）

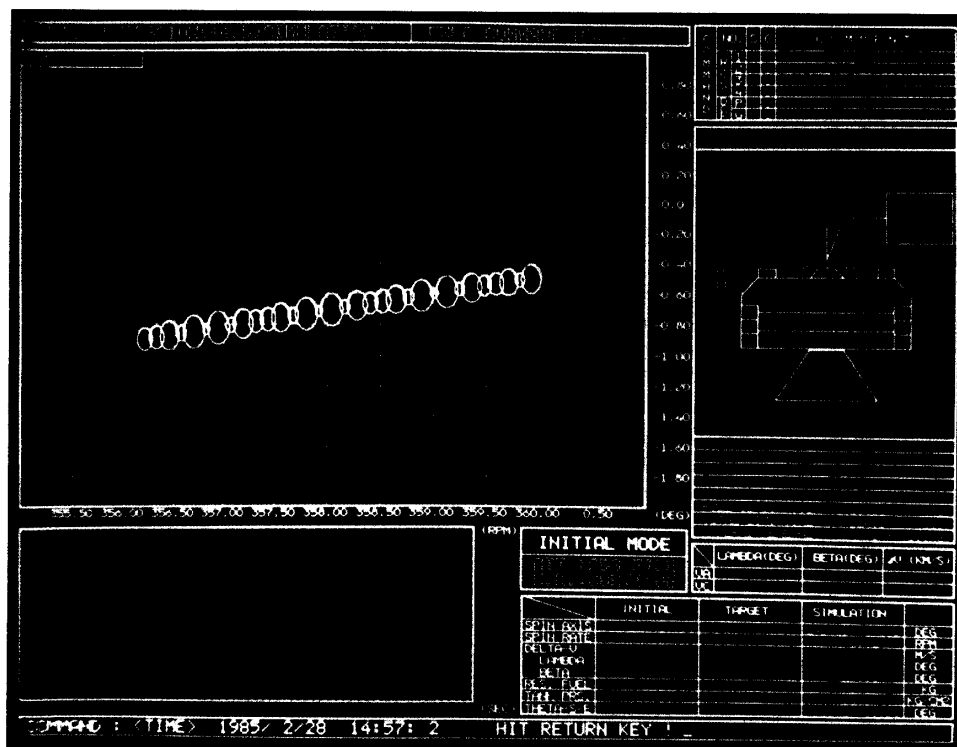


図 2.2-4 コマンド生成・シミュレーション画面（メルカトル図）

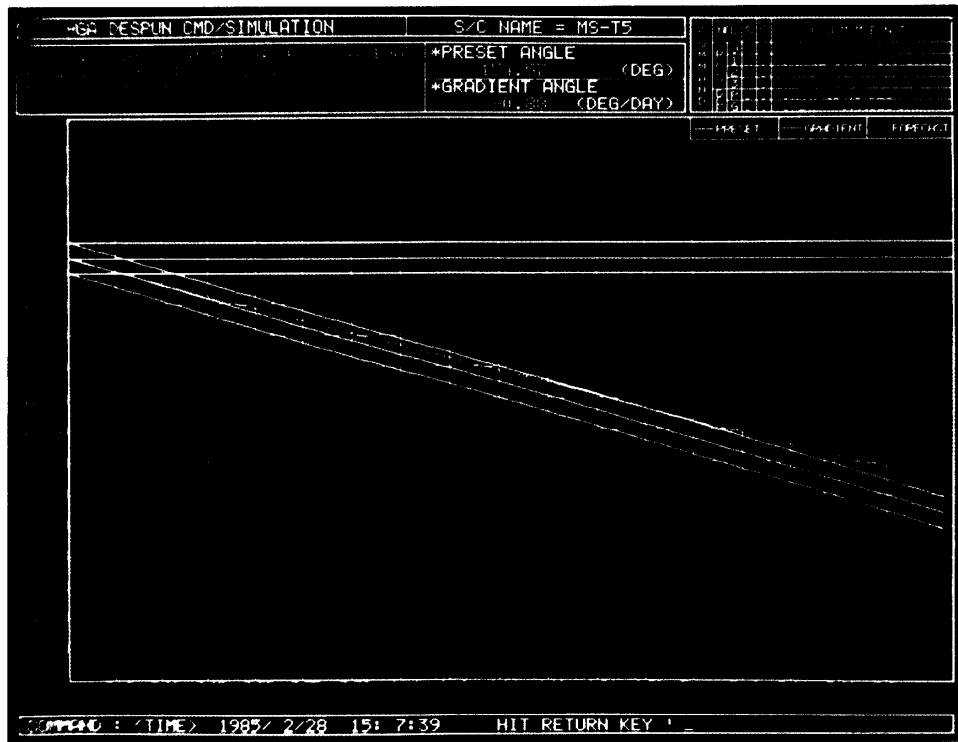


図 2.2-5 コマンド生成・シミュレーション画面 ( $\alpha$  角と  $\dot{\alpha}$ )

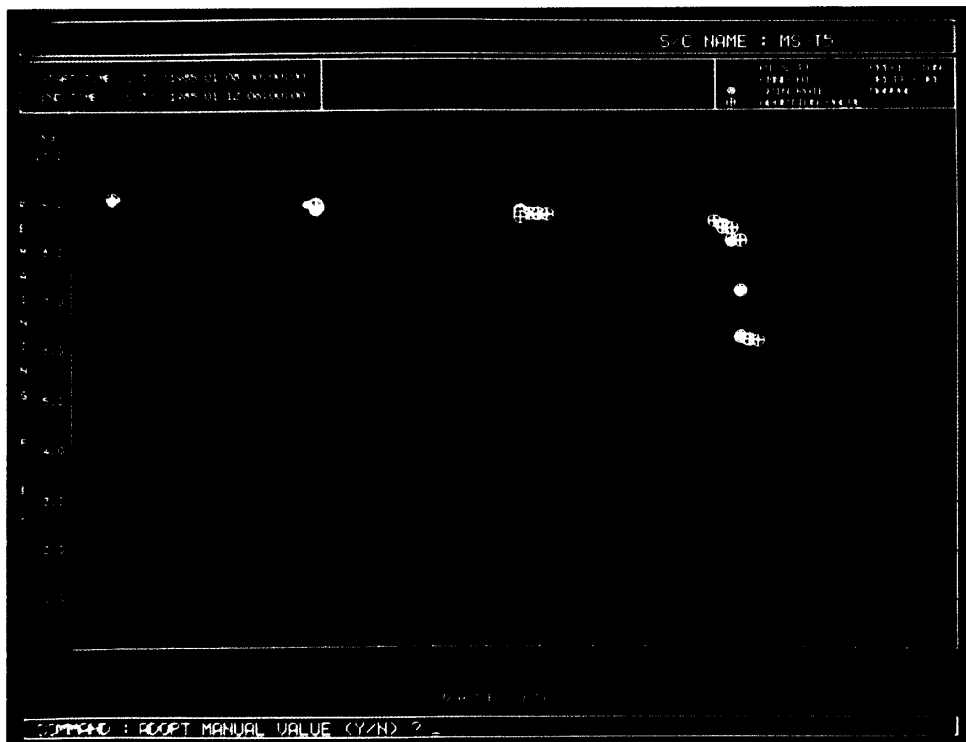


図 2.2-6 残燃料履歴画面

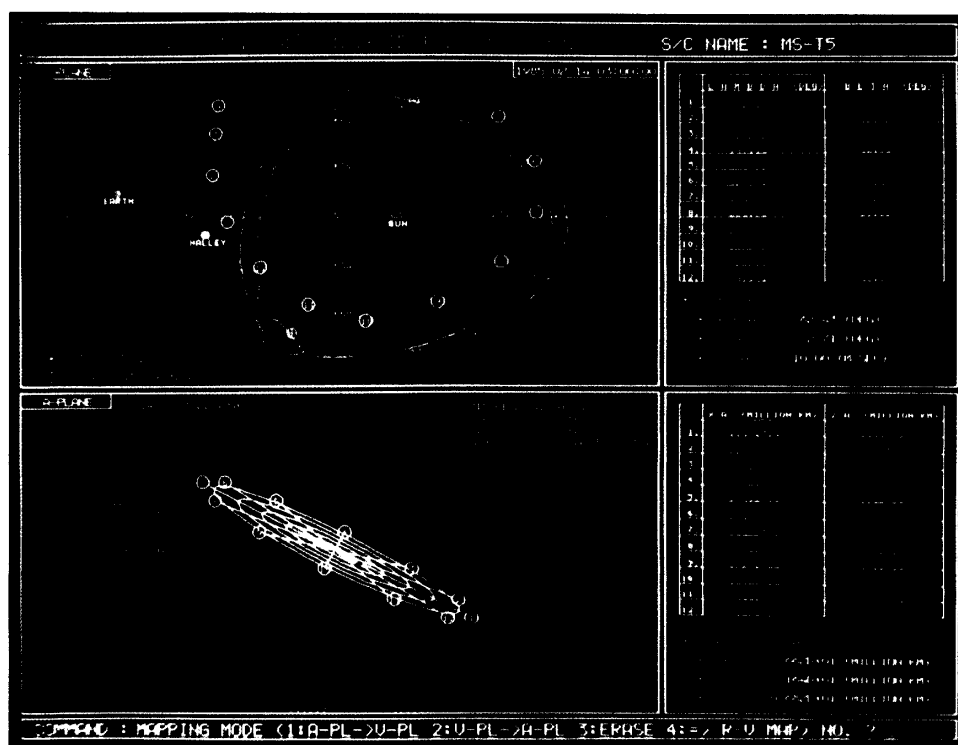


図 2.2-7 軌道修正解析画面（線型解析結果の表示）

用いて制御可能領域を示した。右には  $f$  を最小にする増速方向とその制御を行うためのスピン軸の方向、燃料消費量、目標への最接近距離、スラスタ制御時間などが表示されている。

メッシュで切られた各点の詳細情報は評価表出力プログラム((10)項参照)により LP に出力される。

#### (7) コマンド管理プログラム

本プログラムはコマンドファイルとコマンド履歴ファイルの管理を行う。コマンド生成・シミュレーションプログラムで生成されたコマンドに送信可能フラグをセットすると同時に、そのコマンド履歴ファイルに格納する。

コマンド履歴ファイルに一旦格納されはしたもののコマンドで実行されなかったものにはキャンセルフラグをセットし、後ほどコマンド履歴から残燃料を推定する時には用いないことにしている。

#### (8) ファイルダンププログラム

本プログラムでは以下に示す 9 個のファイル内容を LP に出力する。

- ・ 初期パラメータファイル
- ・ スラスタ較正係数ファイル

- ・ シミュレーション用テンポラリファイル
- ・ 軌道修正解析用テンポラリファイル
- ・ コマンドファイル
- ・ 軌道要素ファイル
- ・ 残燃料ファイル
- ・ 残燃料履歴ファイル
- ・ スターカタログファイル(指定等級より明るいもののみ)

(9) コマンド履歴出力プログラム

コマンド履歴ファイル内容をLPに出力する。この際コマンド履歴格納数やキャンセルフラグのセット状況も出力する。

(10) 軌道修正評価表出力プログラム

軌道修正解析プログラムで最後に出力される評価指数(f)のマップは、グラフィック表示が0～9の10段階表示だけで詳しい情報が見られない(図2.2-8)ので、LPに各点の情報(最接近距離, 消費燃料, 制御時間, 姿勢変更角等)を出力して, より詳しい解析の助けとする。

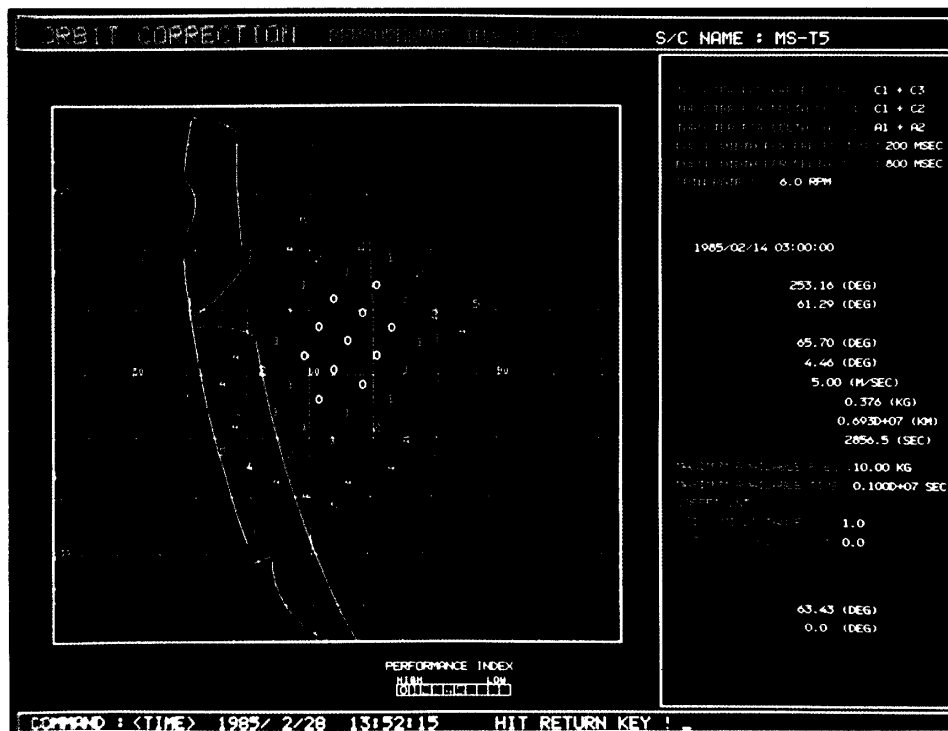


図 2.2-8 軌道修正解析画面 (評価指数の表示)

### 3. 姿勢・軌道制御系運用ソフトウェアのアルゴリズム

#### 3.1 スラスタ制御コマンドの作成と運動のシミュレーション

“さきがけ”及び“すいせい”のスピンの速度制御，スピン軸方向制御及び軌道修正制御は，図3.1-1に示す配置で探査機に搭載された6基のスラスタにより実行される．POPSでは，上述の各制御のためにAOCEに対するブロックコマンドコードを生成するとともに，生成されたコマンドを解釈し，制御実行時の探査機の運動をシミュレーションする機能を有する．本項では，上述のスラスタによるスピン速度制御，スピン軸方向制御及び軌道速度制御の各制御則とその結果生じる運動のシミュレーション法を説明する．

##### 3.1.1 スラスタ制御則

###### (a) スピン速度制御則

本制御はスピン速度を低下させる時に $C_2+C_3$ スラスタを連続噴射させる（スピン速度増速の場合は $C_1+C_4$ スラスタを用いる）ものであり，POPSでは，所望のスピン速度制御量 $(\Delta\omega)$ を与えて，必要な連続噴射時間 $(T)$ を求めるようになっている．

今，図3.1-2に示す様に探査機の重心からスラスタ着力点までの位置ベクトルを $l_i(i=C_1, C_2, C_3, C_4; \text{以下同様})$ ，推力方向単位ベクトルを $\hat{f}_i$ ，推力の時間的变化を $F(t)$ ，個々のスラスタの効率を $\eta_i$ （この値は最初はすべて1であり，以後スラスタ較正の結果にもとづき順次更新されていく）とした時，スピン速度を $\Delta\omega$ だけ変化させるのに必要なスラスタ1基当たりのトータルインパルス $I_i(T)$ は次式で与えられる．

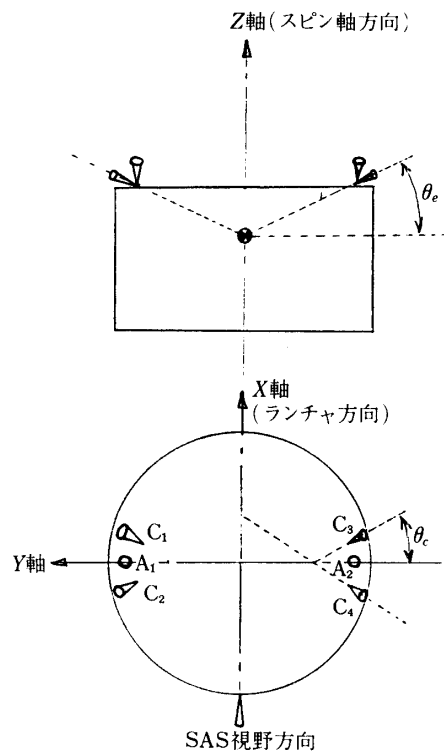


図3.1-1 スラスタ配置図

$$I_t(T) \equiv \int_0^T F(t) dt = I_z \Delta\omega / (l_{i,z} \eta_i + l_{j,z} \eta_j) \quad (3.1-1)$$

$$\text{但し, } l_{i,z} = (\mathbf{l}_i \times \hat{\mathbf{f}}_i)_z$$

$$l_{j,z} = (\mathbf{l}_j \times \hat{\mathbf{f}}_j)_z$$

$i = C_2, j = C_3$  のときスピンドウン

$i = C_1, j = C_4$  のときスピニアップ

(3.1-1)式より必要な  $I_t(T)$  を計算し、スラスタ特性テーブル(実際には、この多項式近似式)を用いることにより、必要な連続噴射時間  $T$  が得られる。

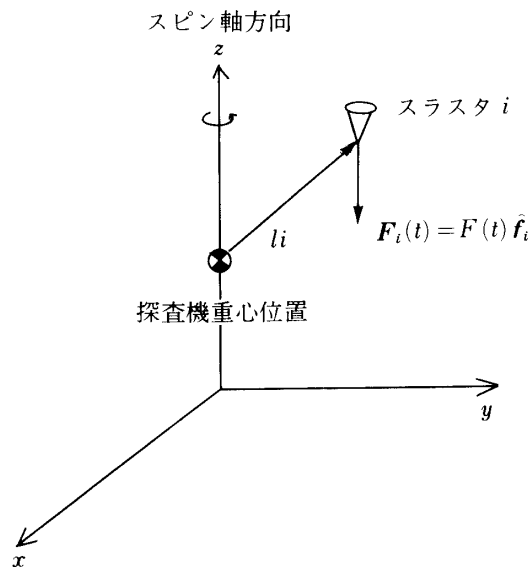


図 3.1-2 スラスタ着点位置ベクトルと推力ベクトル

#### (b) スピン軸方向制御則

本制御は使用するスラスタにより粗プリセッション制御 ( $A_1$  or  $A_2$ ) と精プリセッション制御 ( $C_1 + C_3$  or  $C_2 + C_4$ ) に区別される。この時、求めるべきパラメータは、使用スラスタの条件 (使用スラスタ, パルス噴射幅) と初期スピン軸方向, 目標スピン軸方向を与えた時の噴射位相と必要なパルス数である。本制御は太陽方向を基準としたラムライン法を用いるので、噴射位相は、サンパルス出力からスラスタ噴射までの時間をスピン周期を考慮して角度に換算したものである。今、太陽を北極とし探査機の重心を原点とする単位球を考えた時、ラムライン法は探査機角運動量ベクトル方向の軌跡がこの球面上の基準方向 (例えば子午線) に対して一定角度をなしながら移行するもので、この進路はメルカトル図法で描くと直線になる。従って、初期及び目標スピン軸方向を、太陽を北極とする

メルカトール図上へ写像することにより、噴射位相が容易に求められる。以下にそのアルゴリズムを記述する。

探査機から見た太陽方向を北極とする座標系を基準ベクトル  $\hat{x}, \hat{y}, \hat{z}$ ;

$$\left. \begin{aligned} \hat{x} &= \frac{\hat{y} \times \hat{S}}{|\hat{y} \times \hat{S}|} \\ \hat{y} &= \frac{\hat{S} \times \hat{I}}{|\hat{S} \times \hat{I}|} \\ \hat{z} &= \hat{S} \end{aligned} \right\} \quad (3.1-2)$$

ただし  $\hat{S}$ : 探査機から見た太陽方向の単位ベクトル

$\hat{I}$ : 初期スピ軸方向単位ベクトル

で定義すれば、この座標系でみた初期スピ軸方向の経度 ( $\xi_i$ ) 及び緯度 ( $\eta_i$ ) は

$$\begin{aligned} \xi_i &= \tan^{-1} \left( \frac{\hat{I} \cdot \hat{y}}{\hat{I} \cdot \hat{x}} \right) = 0 \\ \eta_i &= \sin^{-1} (\hat{I} \cdot \hat{z}) \end{aligned} \quad (3.1-3)$$

となる。同様にして、目標スピ軸方向の経度 ( $\xi_f$ ), 緯度 ( $\eta_f$ ) も求められる。次に、太陽を北極とする座標系でみた初期及び目標スピ軸方向を太陽を北極とするメルカトール図上に写像することにより、噴射位相  $\nu$  を求める。

今、メルカトール座標における初期スピ軸方向及び目標スピ軸方向の座標をそれぞれ  $(x_i, y_i)$  及び  $(x_f, y_f)$  とすると、

$$\begin{cases} x_i = \xi_i = 0 \\ y_i = -\ln \left( \tan \frac{\pi/2 - \eta_i}{2} \right) \end{cases} \quad (3.1-4)$$

$$\begin{cases} x_f = \xi_f \\ y_f = -\ln \left( \tan \frac{\pi/2 - \eta_f}{2} \right) \end{cases} \quad (3.1-5)$$

となり、この2点  $(x_i, y_i)$  と  $(x_f, y_f)$  を結ぶ直線が子午線となす角  $\nu$  は次式で求められる。

$$\nu = \tan^{-1} \frac{x_f}{y_f - y_i} \quad (0 \leq \nu < 2\pi) \quad (3.1-6)$$

この時、ラムライン長  $L$  は次式で与えられる。

$$L = \begin{cases} |(\eta_f - \eta_i) \sec \nu| & (|\nu| \neq \pi/2) \\ |\xi_f| \cos \eta_f & (|\nu| = \pi/2) \end{cases} \quad (3.1-7)$$

以上により、スピン軸方向制御時の噴射位相が求められたので、次に必要なパルス数を求める。

今、決められたスピン軸方向制御を実行する際に必要なパルス数を  $N$ 、トータルインパルスを  $I_t(N)$  とすると、 $I_t(N)$  によるラムライン長  $L$  は次式で表わされる。

アキシヤルスラストによる場合

$$L = \frac{\eta_i \sqrt{(\mathbf{l}_i \times \hat{\mathbf{f}}_i)_x^2 + (\mathbf{l}_i \times \hat{\mathbf{f}}_i)_y^2}}{I_z \omega} I_t(N) \frac{\sin(\omega t_P/2)}{\omega \cdot t_P/2} \quad (3.1-8)$$

但し、

$\mathbf{l}_i$  : アキシヤルスラスト  $i$  の着力点ベクトル

$\hat{\mathbf{f}}_i$  : アキシヤルスラスト  $i$  の推力方向単位ベクトル

$I_z$  : 探査機のスピン軸回りの慣性モーメント

$\omega$  : 探査機のスピンレート

$t_P$  : スラスト噴射パルス幅

$\eta_i$  : アキシヤルスラスト  $i$  の噴射効率

$i = A_1$  または  $A_2$

キャンティッドスラストによる場合

$$L = l_a \frac{I_t(N)}{I_z \omega} \frac{\sin(\omega t_P/2)}{\omega t_P/2} \quad (3.1-9)$$

但し、

$$l_a^2 = (\eta_i \mathbf{l}_i \times \hat{\mathbf{f}}_i + \eta_j \mathbf{l}_j \times \hat{\mathbf{f}}_j)_x^2 + (\eta_i \mathbf{l}_i \times \hat{\mathbf{f}}_i + \eta_j \mathbf{l}_j \times \hat{\mathbf{f}}_j)_y^2$$

$\mathbf{l}_i, \mathbf{l}_j$  : キャンティッドスラスト  $i, j$  の着力点位置ベクトル

$\hat{\mathbf{f}}_i, \hat{\mathbf{f}}_j$  : キャンティッドスラスト  $i, j$  の推力方向単位ベクトル

$\eta_i, \eta_j$  : キャンティッドスラスト  $i, j$  の噴射効率

$C_1 + C_3$  による場合 :  $i = c_1, j = c_3$

$C_2 + C_4$  による場合 :  $i = c_2, j = c_4$

従って、(3.1-7)式と(3.1-8)式又は(3.1-9)式より  $L$  を消去して  $I_t(N)$  を求め、次に求めた  $I_t(N)$  に相当するパルス数  $N$  がスラスト特性テーブル (実際にはこれの多項式近似式) より得られる。

(c) 速度修正のためのスラスト噴射制御則

“さきがけ”及び“すいせい”の軌道速度修正制御(以降増速制御という)は、アキシヤルスラストによるモード( $A_1 + A_2$ ,  $A_1$  または  $A_2$ )とキャンティッドスラストによるモード( $C_1 + C_2$  または  $C_3 + C_4$ )がある。アキシヤルスラストによる増速制御則は、増速量を与えて必要な連続噴射時間を求めるものであり、キャンティッドスラストによる増速制



御則は増速ベクトルを与えて必要なパルス数と噴射位相を求めるものである。

まず、アキシャルスラスト ( $A_1 + A_2$ ) による増速制御則を説明する。このモードでは、与えられた増速量  $\Delta V_a$  に必要な全推力  $I_t(T)$  が次式で与えられる。

$$I_t(T) = M \cdot g \left\{ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_a}{I_{sp}(T) \cdot g}\right) \right\} I_{sp}(T) / (\eta_{A_1} + \eta_{A_2}) \quad (3.1-10)$$

但し、 $M$ ：増速制御開始直前の探査機質量

$I_{sp}(T)$ ：連続噴射時間が  $T$  のときの平均比推力

$\eta_{A_1}, \eta_{A_2}$ ：アキシャルスラスト  $A_1$  及び  $A_2$  の推力効率

(3.1-10)式の右辺には、噴射時間  $T$  に依存した  $I_{sp}(T)$  が含まれている為、ここでは以下の様な手法により、求めるべき連続噴射時間を得ている。“さきがけ”及び“すいせい”では、(3.1-10)式に於いて  $\Delta V_a / I_{sp}(T) \cdot g \ll 1$  が成立する故、まず、次式により所要全推力の概略値  $I_t^*(T)$  を求める。

$$I_t^*(T) = M \Delta V_a / (\eta_{A_1} + \eta_{A_2}) \quad (3.1-11)$$

(3.1-11)式で求めた  $I_t^*(T)$  とスラスト特性テーブルにより、連続噴射時間の概略値  $T^*$  を求め、更に求めた  $T^*$  とスラスト特性テーブルより  $I_{sp}(T^*)$  を求める。最後に  $I_{sp}(T^*)$  を(3.1-10)式に代入し、 $I_t(T)$  を計算することにより求めるべき連続噴射時間  $T$  が得られる。

一方、キャンティッドスラスト ( $C_1 + C_2$  または  $C_3 + C_4$ ) による増速の場合、要求される増速量  $\Delta V_c$  に必要なトータルインパルス  $I_t(N)$  はアキシャルスラストの場合と類似した(3.1-12)式で与えられる。

$$I_t(N) = M \cdot g \left\{ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_c}{I_{sp}(N) \cdot g}\right) \right\} I_{sp}(N) / \eta \cdot (\eta_i + \eta_j) \quad (3.1-12)$$

但し、

$$\eta = \frac{\sqrt{\left\{ \frac{\sin(\omega t_p / 2)}{\omega t_p / 2} \right\}^2 + \tan^2 \theta_e}}{\sqrt{1 + \tan^2 \theta_c + \tan^2 \theta_e}}$$

$\theta_c$ ：キャンティッドスラストキャント角(図 3.1-1 参照)

$\theta_e$ ：キャンティッドスラストエレベーション角(図 3.1-1 参照)

$I_{sp}(N)$ ： $N$  回のパルス噴射時の平均比推力

$\eta_i, \eta_j$ ：キャンティッドスラスト  $i, j$  の推力効率

( $i = C_1, j = C_2$  又は  $i = C_3, j = C_4$ )

(3.1-12)式より必要なパルス数を求める手法は、前述のアキシャルスラストによる増速時に必要な連続噴射時間を求めた手法と同様である。又、パルス噴射位相は以下の様に求められる。今、探査機からみた太陽方向、探査機のスピン軸方向及び増速方向の各单位ベクトルをそれぞれ  $\hat{S}$ ,  $\hat{I}$ ,  $\hat{P}$  とする。この時、 $\hat{S}$ ,  $\hat{P}$  ベクトルをスピン軸方向  $\hat{I}$  に垂直な平面上へ投影してできた単位ベクトル  $\hat{S}'$ ,  $\hat{P}'$  (図 3.1-3 参照) は、それぞれ次式で表わされ

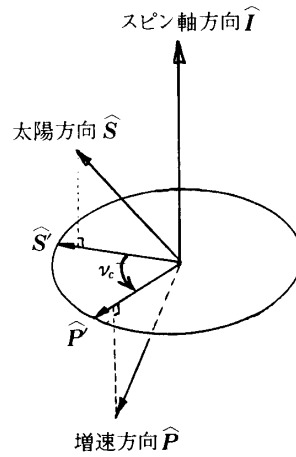


図 3.1-3 増速噴射位相

る。

$$\hat{S}' = \frac{\hat{I} \times (\hat{S} \times \hat{I})}{|\hat{I} \times (\hat{S} \times \hat{I})|} \quad (3.1-13)$$

$$\hat{P}' = \frac{\hat{I} \times (\hat{P} \times \hat{I})}{|\hat{I} \times (\hat{P} \times \hat{I})|}$$

この時、噴射位相角  $\nu_c$  は2つのベクトル  $\hat{S}'$  と  $\hat{P}'$  との為す角(スピン軸方向に関して、反時計方向に計る)によって与えられるので、

$$\nu_c = \begin{cases} \cos^{-1}(\hat{S}' \cdot \hat{P}') & [\hat{I} \cdot (\hat{S}' \times \hat{P}') \geq 0 \text{ のとき}] \\ 2\pi - \cos^{-1}(\hat{S}' \cdot \hat{P}') & [\hat{I} \cdot (\hat{S}' \times \hat{P}') < 0 \text{ のとき}] \end{cases} \quad (3.1-14)$$

となる。

### 3.1.2 運動のシミュレーションの方法

ここでは、スラスト制御則を実行した時の、探査機のスピン軸、スピンレート、軌道速度がどの様に変化するかをシミュレーションするアルゴリズムを述べる。POPSにおけるスラスト制御のシミュレーションは、完全剛体とみなした単純スピン衛星の姿勢運動を記述する Euler 方程式と並進運動を記述する Newton 方程式を並行して解くことにより行われる。

(3.1-15)式は探査機固定座標系で表現した Euler 方程式であり、慣性系でみた姿勢を記述する為に POPS ではオイラパラメータ  $\mathbf{q}$  を導入し、(3.1-15)式と(3.1-16)式を同時にルンゲクッタ法により積分することによって解を求めている。

$$\mathbf{H} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{M} \quad (3.1-15)$$

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega} \mathbf{q} \quad (3.1-16)$$

但し,

$\mathbf{H}$ : 探査機の角運動量ベクトル

$\boldsymbol{\omega}$ : 機体角速度ベクトル

$$\mathbf{M} = \begin{cases} F(t) \sum_{i=1}^n \eta_i (\mathbf{l}_i \times \hat{\mathbf{f}}_i) & (\text{連続噴射モード}) \\ i_i(k) \sum_{i=1}^n \eta_i (\mathbf{l}_i \times \hat{\mathbf{f}}_i) & (\text{パルス噴射モード}) \end{cases}$$

$F(t)$ : 噴射開始後  $t$  秒時のスラスタ推力

$i_i(k)$ :  $k$  回目のパルス噴射のトータルインパルス

$\Sigma$ : 使用スラスタについての総和

$$\mathbf{q} = (q_1, q_2, q_3, q_4)^t$$

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix}$$

一方, 探査機固定座標で表現した並進力 ( $\mathbf{F}_B$ ) は (3.1-17) 式で与えられる故, 慣性系でみた並進速度変化量 ( $\Delta \mathbf{V}$ ) は, 上で求められたオイラーパラメータを用いて (3.1-18) 式で表現される.

$$\mathbf{F}_B(t) = F(t) \sum_{i=1}^n \eta_i \hat{\mathbf{f}}_i \quad (\text{連続噴射モード}) \quad (3.1-17)$$

$$\mathbf{F}_B(k) = i_i(k) \sum_{i=1}^n \eta_i \hat{\mathbf{f}}_i \quad (\text{パルス噴射モード})$$

$$\Delta \mathbf{V} = \begin{cases} T_{IB} \mathbf{F}_B \Delta t / M & (\Delta t \text{ の連続噴射による並進}) \\ T_{IB} \mathbf{F}_B(k) / M & (k \text{ 回目のパルス噴射による並進}) \end{cases} \quad (3.1-18)$$

但し,  $T_{IB}$  は探査機固定座標系から, 慣性座標系への姿勢変換マトリクス.

姿勢計算と並行して逐次 (3.1-17) 式および (3.1-18) 式を計算し, 得られた  $\Delta \mathbf{V}$  のベクトル合成によりスラスタ制御で発生した並進運動が求められる.

### 3.2 デスパンアンテナ指向制御コマンドの作成法

“さきがけ/すいせい” に搭載された, 高利得アンテナは  $\pm 5^\circ$  という利得半値幅を持つので探査機本体が 6 rpm あるいは 0.2 rpm でスピンをしているとき, アンテナが常に地球方向を向くようなデスピン制御を行う必要がある.

スピン周期計測および指向方向の基準としてはサンセンサから得られるサンパルスを用い, 図 3.2-1 に示すポインティングエラー角を零とするように高利得アンテナ方向が制御される (宇宙科学研究所報告第 34 号参照).

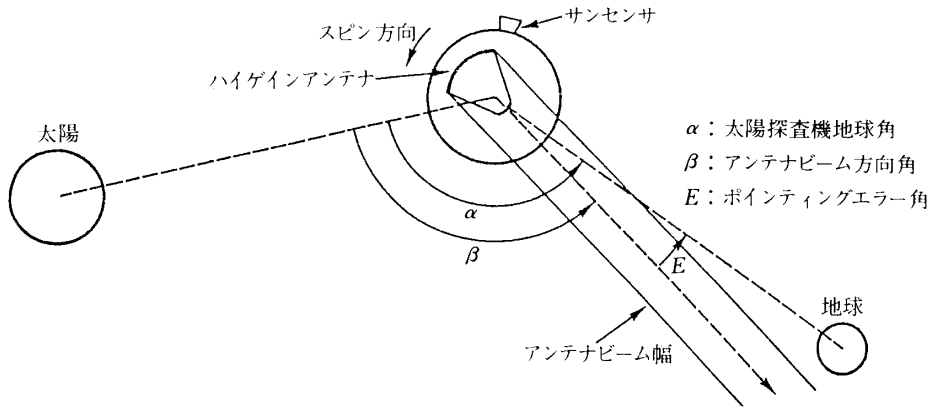


図 3.2-1 ハイゲインアンテナ方向制御

$\alpha$  角は、スピン軸と直交する面に探査機よりみた太陽方向ベクトル、地球方向ベクトルを投影した時の両者のなす角で定義され、探査機と地球の軌道計算から求められる。

$\alpha$  角を計算するにあたって図 3.2-2 に示すような、探査機スピン軸  $\hat{z}_s$  を極、 $\hat{x}_s$  を黄道面内に、 $\hat{y}_s$  をこれらに直角にとる座標系 (衛星スピン軸座標系) を定義する。この座標系での探査機を中心とした太陽、地球方向の単位ベクトルを  $\hat{S}$ 、 $\hat{E}$  とし、その成分を、 $\hat{S} = [S_x, S_y, S_z]$ 、 $\hat{E} = [E_x, E_y, E_z]$  とおくと、 $\alpha$  角は

$$\alpha_0 = \cos^{-1} \left[ \frac{(S_x \cdot E_x + S_y \cdot E_y)}{\sqrt{(S_x^2 + S_y^2)(E_x^2 + E_y^2)}} \right]$$

とにおいて

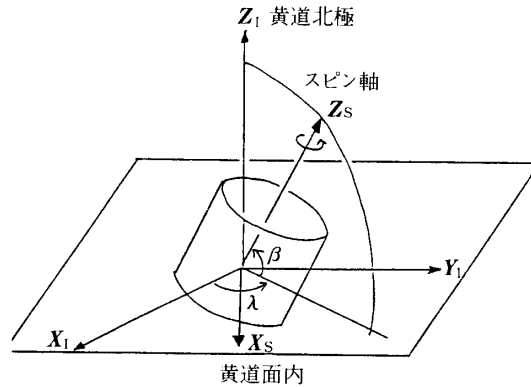
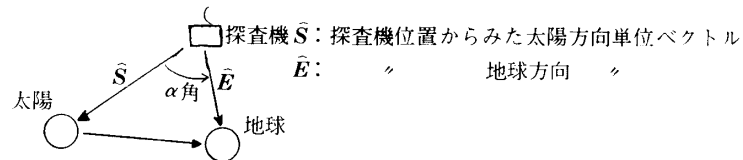


図 3.2-2 衛星スピン軸座標系

$$\left( \frac{\hat{\mathbf{S}} \times \hat{\mathbf{z}}_s}{|\hat{\mathbf{S}} \times \hat{\mathbf{z}}_s|} \right) \cdot \hat{\mathbf{E}} \leq 0 \text{ のとき } \alpha = \alpha_0$$

$$\left( \frac{\hat{\mathbf{S}} \times \hat{\mathbf{z}}_s}{|\hat{\mathbf{S}} \times \hat{\mathbf{z}}_s|} \right) \cdot \hat{\mathbf{E}} > 0 \text{ のとき } \alpha = 2\pi - \alpha_0$$

で求めることができる。

デスパンアンテナ制御は、 $\alpha$  角を一定に保つプリセットモードと、その時間変化率  $\dot{\alpha}$  を用いて時間とともに  $\alpha$  角を変化させていくグラディエントモードがある。

本ソフトウェアではプリセット角と  $\dot{\alpha}$  の両方を同時に計算してコマンドを作成する。探査機が地球重力圏にある場合は、コマンド作成時点から 0.1 日後の  $\alpha$  角を求め、

$$\dot{\alpha} = \frac{\alpha(t+0.1\text{日}) - \alpha(t)}{0.1\text{日}}$$

により  $\dot{\alpha}$  を決める。また探査機が地球重力圏より外にある場合は、1 日後の  $\alpha$  角を求め

$$\dot{\alpha} = \frac{\alpha(t+1\text{日}) - \alpha(t)}{1\text{日}}$$

により  $\dot{\alpha}$  を決めている。

### 3.3 軌道修正制御法

“さきがけ” および “すいせい” は、所定の時刻と位置でハレー彗星とエンカウタするように設計軌道に向けて直接投入される。この時、投入誤差があると、探査機はハレー彗星からずれた位置を通過することになる。投入軌道を修正し、探査機をハレー彗星にエンカウタさせる軌道修正方法として、“さきがけ”、“すいせい”では次のような制御方法を採用している。

まず、目標とする軌道を定めるに当り、探査機軌道を打上げ前の設計軌道へ強制的に修正するのではなく、投入された軌道に応じてアダプティブに目標軌道を選定する方法を採っている。これは、エンカウタ時刻をパラメータとして変え、投入された軌道から最小の軌道修正量で達成可能な軌道为目标軌道として選ぶもので、本軌道修正の1つの特徴的な点である。

“さきがけ” 及び “すいせい” の様な RCS 配置 (図 3.3-1 参照) における軌道制御シーケンスは、一般に、増速姿勢への姿勢変更、アキシアルスラスタとキャンティッドスラスタを組み合わせたベクトルモードによる増速、そして初期姿勢への姿勢変更の順となる。従って、前述の目標軌道を実現するための次の段階として、この軌道制御シーケンス全期間にわたり次項で記述する姿勢制約条件を満足するとともに、スラスタの運用時間も制約条件として考慮した上で、消費燃料およびハレー彗星との接近距離をもとに決めた評価指数が最小となる様な軌道制御方法が要求される。

そこで本項では、POPS の有する軌道制御の解析手法について、その解析フロー及び基

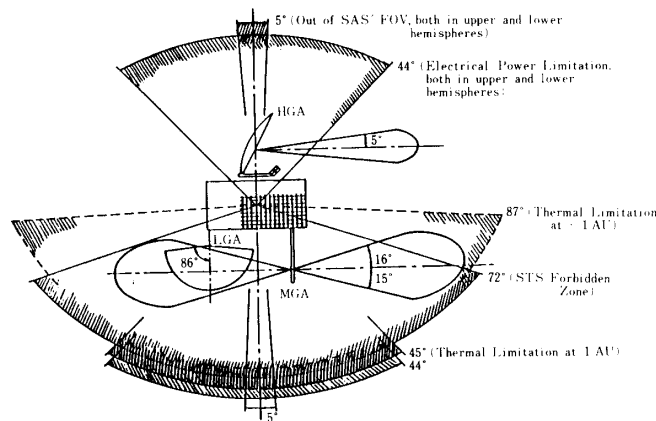


図 3.3-1 姿勢制限領域

本となるアルゴリズムを記述する。

### 3.3.1 運用姿勢に対する条件

両探査機では、軌道制御シーケンスの全期間にわたり、以下の(a)～(e)の条件を満足する姿勢が要求される(図3.3-1参照)。

- (a) 探査機と地上局との通信回線を確保する為に、使用する搭載アンテナ(HGA, MGA または LGA) のアンテナパターン内に地球方向が入る姿勢であること。
- (b) 電力確保の為に太陽角  $\theta_s$  が  $44^\circ < \theta_s < 136^\circ$  であること。
- (c) 熱制御上の観点から  $\theta_s < 135^\circ$  であること。
- (d) スタースカナが太陽の散乱光を受けない為に  $\theta_s < 108^\circ$  であること。
- (e) スタースカナの視野内(反スピン軸方向を中心とする  $8^\circ \sim 20^\circ$  の円錐内)にシリコン等級 1.2 等以上の明るい星が確認されること。

### 3.3.2 軌道修正方法の決定過程

打上げ後、両探査機の軌道修正方法は、図3.3-2に示すシーケンスにより決定される。一般に軌道修正の時期が遅くなると軌道投入誤差を吸収するのが困難となるため、打上げ後できるだけ早い時期に軌道修正を実施することが必要である。両探査機では、軌道上での RCS の特性を把握する為のスラスト較正噴射を終了次第、軌道修正を行なうこととした。

打上げ後、軌道決定プログラム (ISSOP) により決定された軌道データを軌道修正計算プログラム HOMAN (Heliocentric Orbit MANeuvering program) に入力する。HOMAN では、現状のままで放置して軌道修正を行わない場合の、探査機とハレー彗星との最接近時刻  $t_B$  における相対位置ベクトル  $\mathbf{r}_0$  および  $t_B$  における相対速度ベクトル  $\mathbf{a}$ 、さらに軌道修正予定時刻  $t_0$  から  $t_B$  に至る時に到達距離が増速量に如何に依存するかの感度を表わす遷移行列  $\phi$  が算出される。POPS では、これらの諸量に加え、 $t_B$  におけるハレー彗星位置から設定目標到達点までの位置ベクトル  $\mathbf{r}_T$  および搭載燃料の量から決まる許容速度修正量の最大値  $\Delta V_{\max}$  を入力することによって、速度修正量と修正方向が求められる

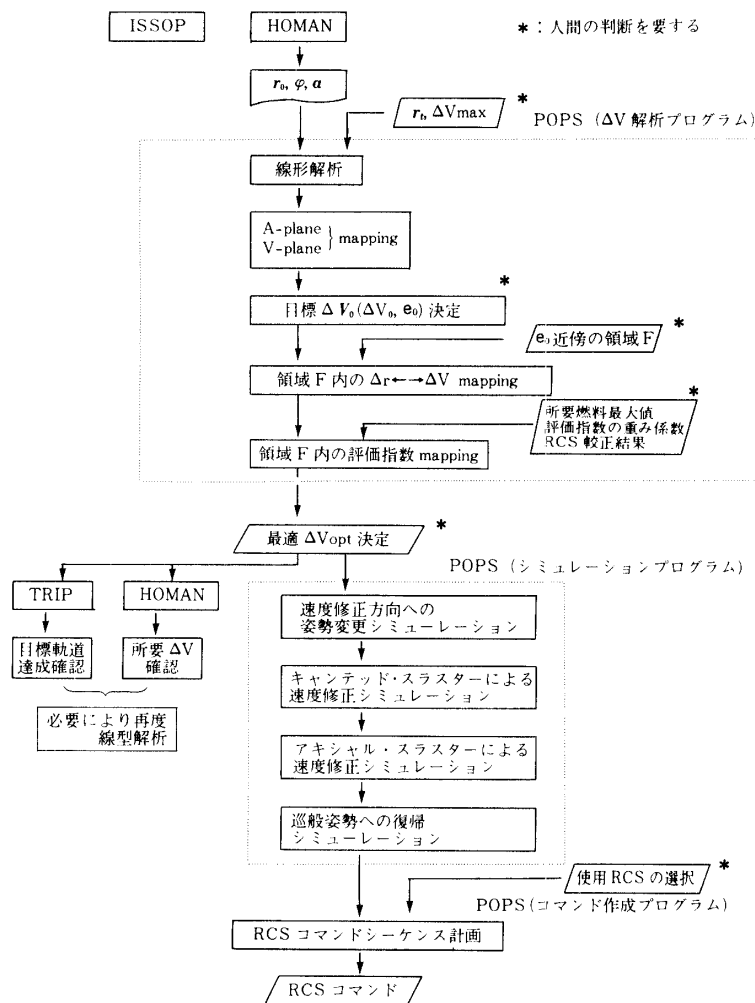


図 3.3-2 軌道修正解析フロー

ようになっている。この時、探査機の軌道速度に比べ  $\Delta V_{max}$  が十分小さいことを考慮して、 $\varphi$  を用いた線型解析により解を求めている。

さらに POPS では、線型解析で得られた速度修正ベクトル  $\Delta V$  と到達点でのハレー彗星からの距離の関係をひと目で理解できるようにして制御運用上の補助とするため、A-plane 及び V-plane という概念を導入して利用している。すなわち、 $t=t_B$  におけるハレー彗星を原点とし  $\mathbf{a}$  に垂直な面 (A-plane と呼ぶ) 上に  $|\Delta V|$  をパラメータとして到達点を表示する一方、軌道修正位置に原点を持ち  $\varphi^{-1}\mathbf{a}$  に垂直な面 (V-plane と呼ぶ) をハンメル図上の大円として表示することにより、A-plane 上で目標到達点を定めれば、これに対応する速度修正方向を V-plane 上において知ることができるようになっている (図 2.2-7)。A-plane は、通常の B-plane にあたるが、ハレー彗星の質量が零とみなせるため、この面上のベクトルは、インパクトパラメータとはいえないため、敢えて区別して使用している。

以上の解析により求められた速度修正ベクトルを軌道上で実現する為の両探査機の軌道

制御シーケンスは、一般に増速姿勢への姿勢変更、アキシャルスラスタとキャンティッドスラスタを組み合わせたベクトルモードによる増速、そして最後に巡航姿勢への姿勢もどし変更の順となる。実際にはこの軌道制御シーケンス全期間にわたり、前項で記述した姿勢制約条件を満足するとともに、スラスタ等の運用時間の制約条件（地球局とのコンタクト時間などによる）をも満たした上で、消費燃料および目標到達誤差がともにできるだけ小さくなる様なスラスタ噴射の方法を求めることが要求される。このためPOPSでは、速度修正のための姿勢への姿勢変更も含めた全所要燃料と目標到達誤差との重みづけ線型結合として定義される評価指数(f)を定義し、前述の線型解析の結果により得られた速度修正候補方向から選んだ一つの方向の近傍をサーチしてfを評価する。その結果を見て最終的に実行する $\Delta V$ を決定するという手法をとり入れている。POPSではこの指数の計算と結果のグラフィック表示を評価指数fのマッピングと呼んでいる。

以上のシーケンスにより最終的に決定した $\Delta V$ の運用方法は、POPSのもつ運動シミュレーション機能を用いて確認するとともに、さらにHOMANおよび厳密な軌道生成プログラムTRIP (TRajjectory generation for Inter-Planetary mission) で検証した後、実際のRCS用ブロックコマンドの形で探査機に送信、実行される。

以下に、POPSの有する軌道制御解析プログラムの基本アルゴリズムを図3.3-2のシーケンスにそって詳述する。

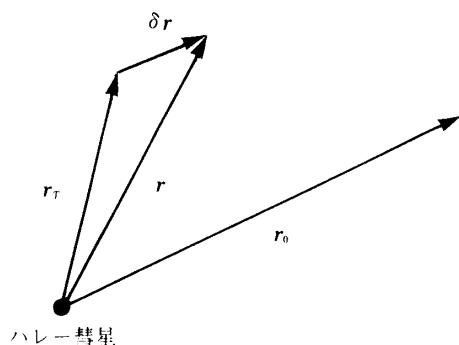
### 3.3.3 線型解析アルゴリズム

軌道修正解析の最初に行う線型解析では、

- (a) 目標到達点( $r_T$ )とのミスディスタンス( $\delta r$ )を零とするのに必要な $\Delta V$ に対し、 $|\Delta V|$ が最小となる増速ベクトル
- (b)  $|\Delta V| = \Delta V_{\max}$ に固定した時に $\delta r$ が最小となる増速ベクトルとこの時のミスディスタンス( $\delta r$ )

を求める。

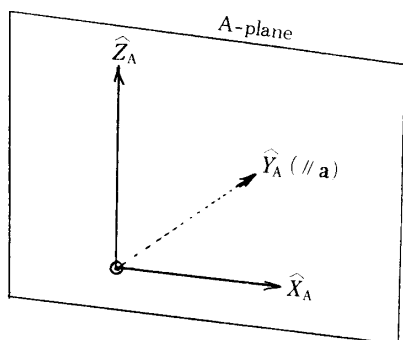
今、速度修正点 $\bar{O}$ (時刻 $t_0$ )で速度修正を行わない時、ハレー彗星と探査機とが最接近する時刻を $t_B$ 、最接近時相対位置ベクトルを $r_0$ 、相対速度ベクトルを $\mathbf{a}$ とすると(図3.3-3参照)、時刻 $t_B + \Delta t$ に於ける探査機のハレー彗星に対する相対位置ベクトル $\mathbf{r}$ は次式で表



- $r_0$ : 軌道修正を行わない場合のハレー彗星との最接近位置ベクトル
  - $r_T$ : 目標到達点位置ベクトル
  - $r$ : 軌道修正を実行した場合のハレー彗星との最接近位置ベクトル
  - $\delta r$ : 目標到達点に対するミスディスタンスベクトル
- (注) 通常は  $r_T = 0$  即ち、目標到達点はハレー彗星である。

図 3.3-3 ベクトル $r_0, r_T, \delta r$ の関係





フリーライトによる最接近時のハレー彗星位置を原点とし、黄道座標系の北極方向を  $\hat{Z}_I$  とした時

$$\begin{cases} \hat{X}_A = \frac{\mathbf{a} \times \hat{Z}_I}{|\mathbf{a} \times \hat{Z}_I|} \\ \hat{Y}_A = \frac{\mathbf{a}}{|\mathbf{a}|} \\ \hat{Z}_A = \hat{X}_A \times \hat{Y}_A \end{cases}$$

で定義される座標系で  $(\hat{X}_A, \hat{Z}_A)$  面を A-plane と定義する。

図 3.3-4 A-plane の定義

わされる。

$$\mathbf{r} = \mathbf{a}\Delta t + \mathbf{r}_0 \quad (3.3-1)$$

修正点  $\bar{O}$  で  $\Delta \mathbf{V}$  の修正を行った場合には

$$\mathbf{r} = \mathbf{a}\Delta t + \mathbf{r}_0 + \varphi \Delta \mathbf{V} \quad (3.3-2)$$

$\varphi$  :  $t_0$  から  $t_B$  への遷移行列

となる。ここで、相対速度ベクトル  $\mathbf{a}$  に垂直で原点をハレー彗星とする平面 (A-plane と呼ぶ：図 3.3-4) を定義する。探査機はこの平面に垂直に相対速度  $\mathbf{a}$  で接近してくる。そこで、A-plane 上での目標到達点位置ベクトルを  $\mathbf{r}_T$  とすると、修正点  $\bar{O}$  で  $\Delta \mathbf{V}$  の速度修正を行った時、時刻  $t_B$  から  $\Delta t$  だけずれた時刻での目標点と探査機との相対位置ベクトル (ミスディスタンスベクトル)  $\delta \mathbf{r}$  は、(3.3-2)式により、次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{r} &\equiv \mathbf{r} - \mathbf{r}_T \\ &= \mathbf{a}\Delta t + \mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_T + \varphi \Delta \mathbf{V} \end{aligned} \quad (3.3-3)$$

この時、上述の2つの命題(a), (b)の解は以下の様になる。

(a)  $\delta \mathbf{r} = 0$  とする  $\Delta \mathbf{V}$  のうち  $|\Delta \mathbf{V}|$  が最小となる解：

(3.3-3)式より、 $\delta \mathbf{r} = 0$ ,  $\Delta t \neq 0$  として

$$\Delta \mathbf{V} = -[(\varphi^{-1} \mathbf{a})\Delta t + \delta \mathbf{w}_0] \quad (3.3-4)$$

但し、 $\delta \mathbf{w}_0 \equiv \varphi^{-1}(\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_T)$

この時、 $|\Delta \mathbf{V}|^2$  は

$$\Delta t = -\frac{\mathbf{W}^T \delta \mathbf{w}_0}{|\varphi^{-1} \mathbf{a}|}, \quad \mathbf{W} \equiv \frac{\varphi^{-1} \mathbf{a}}{|\varphi^{-1} \mathbf{a}|} \quad (3.3-5)$$

の時に極小となり、(3.3-5)式を(3.3-4)式へ代入すれば、 $|\Delta \mathbf{V}|$  最小となる解  $\Delta \mathbf{V}_0$  が次式の

様に与えられる。

$$\Delta V_0 = -(\mathbf{1} - \mathbf{W}\mathbf{W}^T)\delta\mathbf{w}_0 \quad (3.3-6)$$

(b)  $|\Delta V| = \Delta V_{\max}$  に固定した時、 $|\delta\mathbf{r}|$  が最小となる解：  
この場合は、ラグランジュの未定乗数法により

$$J \equiv \frac{1}{2}\delta\mathbf{r} \cdot \delta\mathbf{r} + \frac{1}{2}\lambda(\Delta\mathbf{V}^T\Delta\mathbf{V} - \Delta V_{\max}^2)$$

を極小とする  $\Delta V_0$  の解を求める。この時、 $\lambda$  は  $\Delta V_{\max}$  を含む 4 次方程式の解として得られ、この  $\lambda$  を用いて最適解  $\Delta V_0$  及び  $\delta\mathbf{r}_{\min}$  は次式により与えられる。

$$\begin{aligned} \Delta V_0 &= -(\lambda\mathbf{1} + \varphi^T A \varphi)^{-1} \varphi^T A \varphi \delta\mathbf{w}_0 \\ \delta\mathbf{r}_{\min} &= -\lambda(\varphi^T)^{-1} \Delta V_0 \end{aligned} \quad (3.3-7)$$

$$\text{但し, } A \equiv \mathbf{1} - \frac{\mathbf{a}\mathbf{a}^T}{\mathbf{a}^T\mathbf{a}}$$

### 3.3.4 固有値解析と A-plane 及び V-plane 表示アルゴリズム

速度修正点での速度ベクトル空間とエンカウンタ点（軌道が A-plane と交わる点）での位置ベクトル空間の関係は、以下の様になる。

V-plane とは、 $\varphi^T A \varphi$  の正規化固有ベクトル  $\hat{\mathbf{u}}, \hat{\mathbf{v}}, \hat{\mathbf{w}}$  により作られる座標系の  $\hat{\mathbf{u}}, \hat{\mathbf{v}}$  平面のことである（図 3.3-5）。 $\hat{\mathbf{u}}, \hat{\mathbf{v}}$  に対応する固有値  $\lambda_1, \lambda_2$  ( $\mathbf{w}$  に対応する固有値は 0) を用いると、 $\hat{\mathbf{u}}, \hat{\mathbf{v}}$  ベクトルは (3.3-8) 式の関係で、A-plane 上の  $\hat{\mathbf{P}}, \hat{\mathbf{Q}}$  正規化ベクトルに対応することを示すことができる。

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{P}} &= \frac{1}{\sqrt{\lambda_1}}(A\varphi)\hat{\mathbf{u}} \\ \hat{\mathbf{Q}} &= \frac{1}{\sqrt{\lambda_2}}(A\varphi)\hat{\mathbf{v}} \end{aligned} \quad (3.3-8)$$

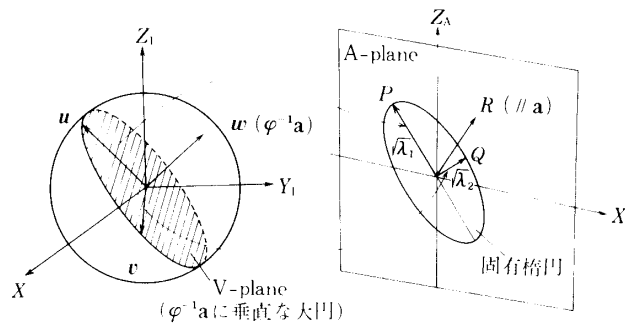


図 3.3-5 V-plane と A-plane 上の固有楕円の関係

$\hat{P}$ ,  $\hat{Q}$  は  $\mathbf{a}$  に直交し,  $\hat{P}$ ,  $\hat{Q}$  と  $\hat{R}(=\mathbf{a}/|\mathbf{a}|)$  により正規直交系が構成される. 軌道修正量  $\Delta V$  の  $\hat{w}$  方向成分は, 探査機のエンカウンター点の移動には無関係であり, エンカウンター時刻を変えるだけである. 一方,  $\Delta V$  が  $\hat{u}$  および  $\hat{v}$  方向である場合のそれぞれに対応して, エンカウンター点での探査機の位置はそれぞれ  $\hat{P}$  方向,  $\hat{Q}$  方向に単位  $|\Delta V|$  につきそれぞれ  $\sqrt{\lambda_1}$  および  $\sqrt{\lambda_2}$  だけ移動する. したがって一般の  $|\Delta V|$  に対応する A-plane 上の点は長軸半径  $\sqrt{\lambda_1} \cdot |\Delta V|$ , 短軸半径  $\sqrt{\lambda_2} \cdot |\Delta V|$  の固有楕円上にくることになる.

### 3.3.5 $\delta r$ 対 $\Delta V$ 表示のアルゴリズム

ここでは, 評価関数のマッピングを行うための準備となる  $\delta r$  対  $\Delta V$  表示のアルゴリズムを記述する. このアルゴリズムでは, V-plane 上の選ばれた目標増速  $\Delta V_0$  方向を中心としそのまわりに設定されたサーチ領域内の各方向  $\hat{e}_i$  に増速すると仮定した時, A-plane 上の目標到達点までのミスディスタンス  $\delta r$  が最小となる様な  $\Delta V'_0$  (増速方向およびその大きさ) を求める. このときの  $\delta r_{\min}$  は  $\Delta V'_0$  の大きさが設定された最大値  $\Delta V_{\max}$  以下のときは (3.3-9) 式により与えられる.

$$\Delta V'_0 = -\frac{1}{\hat{e}_i^T \varphi^T A \varphi \hat{e}_i} \hat{e}_i^T \varphi^T A \varphi \delta \mathbf{w}_0 \quad (3.3-9)$$

$$\delta r_{\min} = A \varphi (\delta \mathbf{w}_0 + \hat{e}_i \Delta V'_0)$$

一方,  $\Delta V'_0$  の大きさが  $\Delta V_{\max}$  を超える時は, 増速方向, 増速量を各々,  $\hat{e}_i$ ,  $\Delta V_{\max}$  としてミスディスタンス  $\delta r$  を (3.3-9) 式の第2式により求めることになる.

### 3.3.6 評価指数 ( $f$ ) マッピングアルゴリズム

$\delta r$  対  $\Delta V$  表示により, サーチ領域内の各方向に増速した時 ( $\Delta V'_0$ ,  $\Delta \delta_{\min}$ ) が得られている. 但し, この時点までの解析には第3.3.1項で記述した運用姿勢に対する制約条件は何ら考慮されていない. そこで, 本アルゴリズムでは,  $\delta r$  対  $\Delta V$  表示により得られたサーチ領域内のある方向  $\hat{e}_i$  に対して得られた増速  $\Delta V_i$  を実施する時, 姿勢制約条件を満足し, かつ, 増速姿勢への姿勢変更制御も含めて消費燃料が最小となる増速姿勢及びその時の消費燃料, 制御所要時間を求める. この操作はサーチ領域内全体について行われる. すなわちサーチ領域内の各方向に増速する時の, 増速量と増速姿勢の最適解 (最小燃料解) が求められた事になり, 同時にその増速を実施した時のミスディスタンス, 消費燃料及び制御所要時間が対応して得られる.

消費燃料とミスディスタンスの両者を合せてひと目で理解できる様に POPS では, 消費燃料と目標到達誤差にそれぞれ重みをつけて線型結合した評価指数 (重みは任意に選択できる) をサーチ領域について図示する様になっている (図2.2-8).

## 3.4 スラスト較正法

スラストの較正は, 地上での試験結果から得られたスラスト特性を基準にして行なわれる. スラスト特性は, 噴射パルス幅, パルス回数, 連続噴射時間, タンク圧等をパラメータとして, 実験式の形で計算機内にたくわえられている. ここではそれらを用いて行なわれるスラスト較正法について記述する.

### 3.4.1 パルス噴射特性の較正

パルス噴射特性を表わすパラメータとしては、スラスタの推力効率及び推力パルスセントロイドが挙げられる。

#### (1) キャンティッドスラスタの較正

キャンティッドスラスタのパルス噴射特性は、探査機のプリセッション運動を利用して行なわれる。今かりに  $C_1 + C_3$  スラスタを使用した場合について考えることにする ( $C_2 + C_4$  スラスタの場合も同様に考えることができる)。  $C_1, C_3$  スラスタの基準となる推力効率をそれぞれ  $\eta_{c1}, \eta_{c3}$  とする。また、実際の効率をそれぞれ  $\eta_{c1}^*, \eta_{c3}^*$  とする。この時、基準特性をもとにして計算される姿勢変更量  $L$  (すなわちラムライン経路長) と実際の姿勢変更量  $L^*$  は以下の式で関係づけられる。

$$\frac{L^*}{L} = \frac{\eta_{c1}^* + \eta_{c3}^*}{\eta_{c1} + \eta_{c3}} \quad (3.4-1)$$

$C_1 + C_3$  スラスタをパルス噴射して姿勢変更を行なった結果、同時にスピンのレートが  $\Delta\omega$  だけ変化したとする。この時の変化量  $\Delta\omega$  は次式で表わすことができる。

$$\Delta\omega = \frac{I_t}{I_z} (l_{c1,z} \eta_{c1}^* + l_{c3,z} \eta_{c3}^*) \quad (3.4-2)$$

ここで  $I_t$  は上述の実験式から求められるスラスタ1個の積算推力、 $I_z$  は探査機の  $z$  軸まわりの慣性モーメント、 $l_{c1,z}, l_{c3,z}$  はそれぞれ  $C_1$  スラスタ、 $C_3$  スラスタの  $z$  軸まわりのトルクアーム長である。(3.4-1)式中の  $L, \eta_{c1}, \eta_{c3}$  及び(3.4-2)式中の  $I_t, I_z, l_{c1,z}, l_{c3,z}$  はいずれも既知の値であるため、両式を連立させて解くことによって、実際の推力効率  $\eta_{c1}^*, \eta_{c3}^*$  が求められる。

次に、スラスタの推力セントロイドの較正は以下のような原理にもとづいて行われる。探査機が姿勢変更を行なう際のスラスタの噴射タイミングは、太陽センサのサンパルスを基準にして行なわれる。図3.4-1は、そのもようを探査機のスピン軸に直交する平面に投影してあらわしたものである。

地上試験時のスラスタ特性から求められた推力セントロイドを  $\Delta t_c$ 、実際の推力セントロイドを  $\Delta t_c^*$  とすると、図3.4-1から、両者は次の式によって関係づけられる。

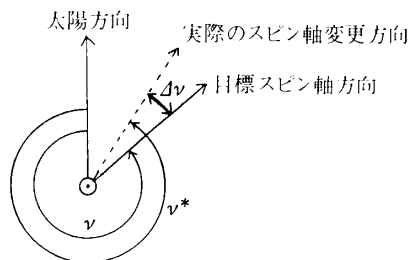


図3.4-1 姿勢変更時のスラスタ噴射タイミング

$$\delta_{tc} = \frac{\Delta t_c^*}{\Delta t_c} = 1 + \frac{\Delta v}{\omega \Delta t_c} \quad (3.4-3)$$

ここで  $\omega$  は、探査機のスピン角速度を表わしている。(3.4-3)式の右辺はいずれも既知であるから、 $\delta_{tc}$  を推力セントロイド係数として採用することにより、実際の推力セントロイド  $\Delta t_c^*$  は次のようにして求められる。

$$\Delta t_c^* = \delta_{tc} \Delta t_c \quad (3.4-4)$$

このようにして求められた推力セントロイドは、 $C_1$  及び  $C_3$  スラスタに共通の値として採用される。

以上の較正方法は、 $C_1 + C_3$  スラスタの場合について述べたものであるが、 $C_2 + C_4$  スラスタの場合も、全く同様に扱うことができる。

#### (2) アキシャルスラスタの較正

アキシャルスラスタのパルス噴射特性も、基本的には、上記キャンティッドスラスタの場合と同様な方法で較正される。ただし、アキシャルスラスタのパルス噴射では、2個あるスラスタ ( $A_1$  と  $A_2$ ) のうち、どちらか一方のみが使用されるため、(3.4-1)、(3.4-3)式は以下のように書き換えて使用される。

$$\frac{L^*}{L} = \frac{\eta_A^*}{\eta_A} \quad (3.4-5)$$

$$\delta_{tA} = 1 + \frac{\Delta v}{\omega \Delta t_A} \quad (3.4-6)$$

### 3.4.2 連続噴射特性の較正

連続噴射特性としては、スラスタの推力効率のみが較正される。キャンティッドスラスタの較正は、探査機のスピナップ及びスピンドウンを利用して行なわれる。一方アキシャルスラスタでは、連続噴射による探査機の増速量  $\Delta V$  はマヌーバ前後で長時間にわたる精密な軌道決定を要するためその較正は行なわず、参考値としてパルス噴射時の効率を使用される。

#### (1) キャンティッドスラスタの較正

探査機のスピン角速度は、太陽センサの信号から正確にわかるので、スピンドウンあるいはスピナップ前後の探査機のスピン角速度の変化量から、スラスタの推力効率を求めることができる。今、基準スラスタ特性としての推力効率を  $\eta_c$  とし、これを用いて計算されるスピン角速度の変化量を  $\Delta \omega$  とする。この時、実際の推力効率  $\eta_c^*$  は、実際のスピン角速度の変化量  $\Delta \omega^*$  を用いて以下のように計算される。

$$\frac{\eta_c^*}{\eta_c} = \frac{\Delta \omega^*}{\Delta \omega} \quad (3.4-7)$$

以上のようにして求められた各種の較正係数は、パルス噴射回数あるいは連続噴射時間をもとにした加重平均的手法により、さらに処理され使用されて行くことになる。

### 3.5 残燃料推定法

採用された残燃料の推定方法は次の3つである。(1)ヒドラジンタンク圧、タンク温度による方法、(2)地上での燃焼実験における消費量  $\Delta M_f$  の実験式を使う方法、及び(3)探査機のマヌーバ量から燃料消費量を求める方法。

#### 3.5.1 タンク圧、タンク温度による推定方法

この方法は、タンク内の加圧ガス ( $N_2$  ガス) が理想気体の状態方程式に従うものとして残燃料を推定する方法である。今、2つあるタンクをA系、B系とし、それぞれのタンク内の  $N_2$  ガス分子数を  $N_A$ 、 $N_B$ 、タンク温度を  $T_A$ 、 $T_B$  とする。この時、理想気体の状態方程式を使って、以下のような関係式が得られる。

$$\left. \begin{aligned} P_T V_{NA} &= N_A R T_A \\ P_T V_{NB} &= N_B R T_B \end{aligned} \right\} \quad (3.5-1)$$

ここで  $P_T$  は両タンクに共通のタンク圧力であり、 $V_{NA}$ 、 $V_{NB}$  はそれぞれのタンク内で  $N_2$  ガスが占める体積、また  $R$  は気体定数である。

タンク1個当たりの内積を  $V_T$  とすると、タンクA、B内の燃料  $M_A$ 、 $M_B$  は、次式から求めることができる。

$$\left. \begin{aligned} M_A &= \rho(V_T - V_{NA}) \\ M_B &= \rho(V_T - V_{NB}) \end{aligned} \right\} \quad (3.5-2)$$

ここで  $\rho$  は燃料の密度である。燃料充填時のタンク圧、タンク温度、燃料質量をそれぞれ  $P_o$ 、 $T_o$ 、 $M_{fo}$  とすると、上記2式を使って、残燃料  $M_f$  は以下のように求めることができる。

$$\begin{aligned} M_f &= M_A + M_B \\ &= M_{fo} - a \left( \frac{T_A}{P_T} - \frac{T_o}{P_o} \right) - b \left( \frac{T_B}{P_T} - \frac{T_o}{P_o} \right) \end{aligned} \quad (3.5-3)$$

ここで  $a$ 、 $b$  は以下の式で与えられる定数である。

$$\left. \begin{aligned} a &= \rho N_A R \\ b &= \rho N_B R \end{aligned} \right\} \quad (3.5-4)$$

タンクA及びBの両者の平均タンク温度  $T_T$  を

$$T_T = \frac{aT_A + bT_B}{a + b} \quad (3.5-5)$$

で定義し、さらに

$$c \equiv a + b = \rho(N_A + N_B)R \quad (3.5-6)$$

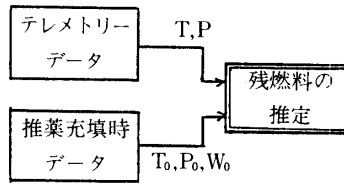


図 3.5-1 タンク圧，タンク温度による推定方法の計算フロー

とすると，(3.5-3)式は次のように書き換えることができる。

$$M_f = M_{f0} - c \left( \frac{T_T}{P_T} - \frac{T_o}{P_o} \right) \quad (3.5-7)$$

さらに上式中の  $c$  は， $P_o$ ， $T_o$ ， $M_{f0}$  を使って以下のように求めることができる。

$$c = \frac{P_o}{T_o} (2\rho V_T - M_{f0}) \quad (3.5-8)$$

図 3.5-1 は，この方法による残燃料の推定のフローを示したものである。

### 3.5.2 $\Delta M_f$ の実験式による推定方法

この方法は，地上での燃焼試験をもとにした実験式を使って  $\Delta M_f$  を求め，それまでに推定されている燃料残存量からさし引いていくという方法である。

連続噴射時の実験式は

$$\Delta M_f = \frac{I_t(T)}{g I_{sp}(T)} \quad (3.5-9)$$

で，またパルス噴射時の実験式は

$$\Delta M_f = \frac{I_t(N)}{g I_{sp}(N)} \quad (3.5-10)$$

で与えられる。ここで  $I_t(T)$ ， $I_{sp}(T)$  は  $T$  秒間連続噴射した時のスラストの積算推力及び比推力であり， $I_t(N)$ ， $I_{sp}(N)$  はこれらはいずれも，3.4 節スラスト較正法のところで述べたスラスト特性（実験式の形で計算機内にたくわえられているもの）から，計算により求められる。また，上式中の  $g$  は重力定数を表わしている。

今， $k$  回目のマヌーバ前の燃料残存量を  $M_f(k-1)$  とし， $k$  回目のマヌーバ後のそれを  $M_f(k)$  とすると， $M_f(k)$  は以下の式で求められる。

$$M_f(k) = M_f(k-1) - \Delta M_f(k) \quad (3.5-11)$$

ここで  $\Delta M_f(k)$  は， $k$  回目のマヌーバによる燃料の消費量を表わしている。

### 3.5.3 マヌーバ量から $\Delta M_f$ を求める方法

この方法は，探査機のスピン角速度制御，姿勢変更及び速度修正での各マヌーバ量  $\Delta\omega^*$ ，

$L^*$ ,  $\Delta V^*$  と探査機質量  $M_s$ , 慣性モーメント  $I_z$ , スラスタの比推力  $I_{sp}$  を使って燃料消費量  $\Delta M_f$  を求め、それまでに推定されている燃料残存量からさし引いていくという方法である。以下では、それぞれの場合についての  $\Delta M_f$  の計算式を示す。

スピン角速度制御の場合；

$$\left. \begin{aligned} \Delta M_f &= \frac{I_z \Delta \omega^*}{g I_{sp}(T)(l_{c1,z} + l_{c4,z})} \text{(スピニアップ時)} \\ \Delta M_f &= \frac{I_z \Delta \omega^*}{g I_{sp}(T)(l_{c2,z} + l_{c3,z})} \text{(スピンドウン時)} \end{aligned} \right\} \quad (3.5-12)$$

$l_{c1,z}$ ,  $l_{c2,z}$ ,  $l_{c3,z}$ ,  $l_{c4,z}$  は、それぞれのキャンティッドスラスタの探査機  $z$  軸まわりのトルクアーム長である。

姿勢変更の場合；

$$\left. \begin{aligned} \Delta M_f &\approx \frac{I_z \omega L^*}{g I_{sp}(N) l_A} \text{(アキシヤルスラスタの場合)} \\ \Delta M_f &\approx \frac{I_z \omega L^*}{g I_{sp}(N) l_B} \text{(キャンティッドスラスタの場合)} \end{aligned} \right\} \quad (3.5-13)$$

$l_A$ ,  $l_B$  はそれぞれ、アキシヤルスラスタ及びキャンティッドスラスタによる、探査機の  $z$  軸に垂直な軸まわりのトルクアーム長である。

軌道修正の場合；

$$\left. \begin{aligned} \Delta M_f &\approx \frac{M_s \Delta V_A}{g I_{sp}(T)} \text{(アキシヤルスラスタの場合)} \\ \Delta M_f &\approx \frac{M_s \Delta V_c}{\eta g I_{sp}(N)} \text{(キャンティッドスラスタの場合)} \end{aligned} \right\} \quad (3.5-14)$$

$\Delta V_A$ ,  $\Delta V_c$  はそれぞれ、アキシヤルスラスタ及びキャンティッドスラスタによる増速量である。これらは軌道修正前後の軌道決定から、計算により求められる。また、式中の  $\eta$  は、キャンティッドスラスタを噴射した場合における、有効な積算推力と実際の積算推力との比を表わしている。

以上のような方式では、全推力  $I_t$  として、実際のマヌーバ量から得られるものを使い、比推力  $I_{sp}$  としては地上試験の結果から得られたものを使うことになるため、地上試験の結果から求められる燃料消費量を、制御効率倍して消費量を推定するという事と同等になる。なお、ここで求められた  $\Delta M_f$  から、(3.5-11)式を使って燃料残存量が求められる。

$\Delta M_f$  の実験式による推定方法及びマヌーバ量から  $\Delta M_f$  を求める方法を使って燃料残存量を推定する際の計算フローを図3.5-2に示す。



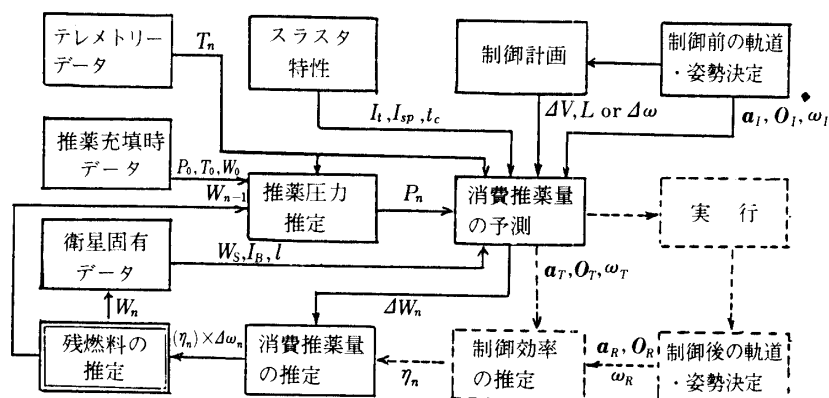


図 3.5-2  $\Delta M_f$  の実験式またはマヌーバ量による推定方法の計算フロー( $\Delta M_f$  の実験式による場合は図中の破線部分による  $\eta$  の計算は不要)

#### 4. “さきがけ/すいせい”での運用結果

##### 4.1 両探査機の初期運用概要と姿勢マヌーバ履歴

本項では“さきがけ”と“すいせい”の初期運用において実施した姿勢マヌーバのうち、打上げから定常航行に至るまでのマヌーバの履歴をまとめる。

“さきがけ”は昭和60年1月8日4時26分(JST)鹿児島宇宙空間観測所から打上げ後、X(リフトオフ)+17分36秒から探査機メモリにため蓄積されていたプログラムコマンドでRCSスラスタによりスピンドアウンを行ない、その後X+28分16秒から同じくプログラムコマンドでRCSスラスタにより $\theta_s \rightarrow 90^\circ$ マヌーバを実施した。これらのRCSスラスタ制御コマンドは本運用ソフトウェアにより投入姿勢、目標姿勢にもとづきあらかじめ作成しておき、打上げ時にAOCE内メモリに書込んでおいたものである。第1パス(1月8日)で探査機からの電波を捕捉した時のテレメトリデータでは、探査機スピンドアウンは28.5 rpm、スピンドアウン軸太陽角は $89^\circ$ であり、打上げ後の非可視中での制御が予定通り実行されたことが確認された。1月9日(第2パス)では、スラスタの較正を兼ねながら28.5 rpmより6.4 rpmへのスピンドアウン制御を実行した。スターキャンナ視野が $\gamma$ -Cru(南十字星)を捉え、この星を使った姿勢決定の結果は、スピンドアウン方向の黄経・黄緯は $(14.48^\circ, 64.66^\circ)$ であり、ほぼ予定した方向に姿勢がマヌーバされていることを確認した。

1月10日(第3パス)に残りのスラスタの較正を実施し、軌道上での推力効率・推力セントロイドの推定を行なった。この時、較正を兼ねて探査機の姿勢をほぼ黄道面に垂直にたて、カノープスを使った姿勢決定を行なった。スラスタの較正結果については4.3項に述べる。探査機からの電波の消感後、軌道決定の結果にもとづいて、本ソフトウェアにより軌道修正解析を行ない、限られた燃料内でハレー彗星にできるだけ接近させるための $\Delta V$ 時の探査機姿勢として黄経 $213.3^\circ$ 、黄緯 $-2.2^\circ$ が設定された。

1月11日(第4パス)に電力・熱・姿勢決定の条件を考慮し、上記速度修正用姿勢への

リオリエンテーションマヌーバを時間的に3期間に分けて実施し、目標姿勢に到達後キャンティッドスラスト、アキシャルスラストで $\Delta V$ 制御を実施し、終了後逆の経路をたどって探査機姿勢を初期姿勢に戻した。“さきがけ”の軌道修正の経過および結果については4.2項に述べる。

1月16日にAOCEのもつ自動太陽捕捉機能、 $\pm 4.5^\circ$ 制御機能(本機能については参考文献[1]等を参照)のチェックを実施し、正常に動作することを確認した。1月17日、24日にプルームインピンジメントがあるか否かを確かめるスラスト噴射実験、ニュートシヨンの減衰を確認するための噴射実験を、1月25日にはスピン軸を黄道面に大略垂直にする制御を実施した。さらに2月14日に $\Delta V \sim 5$  m/sec程度の第2次軌道修正を、2月19日に観測用アンテナ/マストの伸展を行ない、それ以後定常的な観測に入っている。この後、姿勢・軌道制御系運用ソフトウェアによる姿勢微調コマンドの作成、HGA制御コマンドの作成を継続して実施している。観測用アンテナ/マスト伸展までの“さきがけ”の姿勢マヌーバの履歴を表4.1-1と図4.1-1にまとめる。

一方、“すいせい”は昭和60年8月19日8時33分(JST)に打上げられ、X+21分52秒からプログラムコマンドによるスピンドウン制御を、またX+32分32秒より自動太陽捕捉制御による $\theta_s \rightarrow 90^\circ$ マヌーバを実施した(この方法は、目標スピン軸方向を設定し、ブロックコマンドで $\theta_s \rightarrow 90^\circ$ 制御を実施した“さきがけ”の方法とは異なっている)。この非可視期間中のプログラムコマンドによる制御の結果は、5時間後の第1パスで探査機スピンドウン率が29.3 rpm、スピン太陽角が $88.9^\circ$ であることが認められ、制御が正常に行なわれたことが確認された。第1パスでは引き続き、スラスタの較正を兼ねた29.3 rpmから6.5 rpmへのスピンドウン制御とスターキャナによる姿勢決定に入った。8月20日(第2パス)に残りのスラスタの較正作業、作動チェックを実施した。8月22日(第4パス)において $\pm 4.5^\circ$ 制御機能のチェックを行なった後に、黄道面に垂直な姿勢に探査機姿勢をマヌーバした。“すいせい”では軌道決定精度を上げるため、スピンドウン制御、スラスタ較正の作業とレンジング作業が“さきがけ”の順序と入れ換えて実施された。第4パス後の軌道決定ソフトウェアと本運用ソフトウェアによる軌道修正解析作業の結果、最接近時でのハレー彗星とのミスディスタンスが22万kmであることが判明し、第5パスに予定していた軌道修正作業は実施しないことになった。初期運用における“すいせい”の姿勢マヌーバ履歴を表4.1-2と図4.1-2にまとめる。

## 4.2 軌道修正結果

### 4.2.1 “さきがけ”の軌道修正制御

“さきがけ”の軌道制御は、“すいせい”の同制御に対する運用方式の確立を念頭におきながらハレー彗星への最接近を目ざして、第一次軌道制御が第4可視(1985年1月11日)に、更に第二次軌道制御が第38可視(同年2月14日)に実施された。第二次軌道制御は、主として軌道決定系の確認を目的として実施されたものであり(増速量約5 m/sec)、ここでは第一次軌道制御運用結果について説明する。

“さきがけ”では、第3可視までの軌道決定結果から、ハレー彗星との最接近距離は約760万kmであった。そこで第3可視の運用の終了後、第3.3項で記述したPOPSによる軌道

表 4.1-1 衛星姿勢(スピン軸方向)の推移

月/日	姿勢関係主要イベント	衛星姿勢	姿勢決定に使った主要な星
1/9	スピンドアウン	(15.4°, 64.5°)	$\gamma$ -Cru, $\alpha$ -Cru
10	スラスタ較正/ 作動チェック	(15.4°, 64.5°)→(13.4°, 61.3°)→(1.3°, 82.6°) →(17.5°, 60.0°)→(18.1°, 60.3°)	$\gamma$ -Cru, $\alpha$ -Cru $\alpha$ -Car(カノーパス)
11	軌道修正	(18.1°, 60.3°)→(225.2°, 23.5°)→(215.4°, -1.1°) →(224.6°, 24.6°)→(244.6°, 64.6°)→(28.7°, 65.6°) →(23.2°, 65.4°)	$\gamma$ -Cru, $\alpha$ -Cru $\alpha$ -Car(カノーパス) $\alpha$ -Cet
12	デスパン実験	(23.1°, 65.4°)	$\gamma$ -Cru
∫		∫	
14	デスパン/ホイール実験	(23.0°, 65.4°)	∥
∫		∫	
16	±4.5°制御/自動太陽 捕捉/プルームインピン ジメント実験	(23.2°, 65.4°)→(12.9°, 61.2°)→(23.3°, 62.7°) →(24.6°, 58.6°)→(23.3°, 62.7°)→(39.4°, 62.7°) →(22.8°, 62.7°)	∥
17	プルームインピンジメ ント実験	(22.8°, 62.8°)→(15.6°, 56.7°)→(22.5°, 62.6°) →(18.8°, 69.1°)→(22.2°, 62.7°)→(29.8°, 59.9°) →(18.9°, 63.4°)→(24.7°, 64.2°)	∥
∫		∫	
22	姿勢決定のためのタッ チアップ制御	(31.1°, 65.3°)→(39.2°, 50.9°)→(33.8°, 50.3°)	∥
∫		∫	
24	プルームインピンジメ ント実験	(33.7°, 50.7°)→(33.1°, 45.9°)→(40.1°, 41.7°) →(32.4°, 46.5°)	∥
25	軌道面略垂直制御	(32.5°, 46.2°)→(29.29°, 82.7°)	$\alpha$ -Car(カノーパス)
∫		∫	
28	ニューテーション実験	(29.6°, 82.7°)	∥
∫		∫	
2/14	第2次軌道修正	(29.3°, 85.7°)→(244.3°, 72.1°)→(270.2°, 78.7°) →(235.4°, 67.3°)	$\alpha$ -Car(カノーパス)
∫		∫	
18	スラスタ作動チェック	(235.7°, 69.2°)→(348.4°, 83.6°)→(240.2°, 71.4°)	∥
19	PI アンテナ/マスト伸展	(240.3°, 71.7°)	∥
∫		∫	

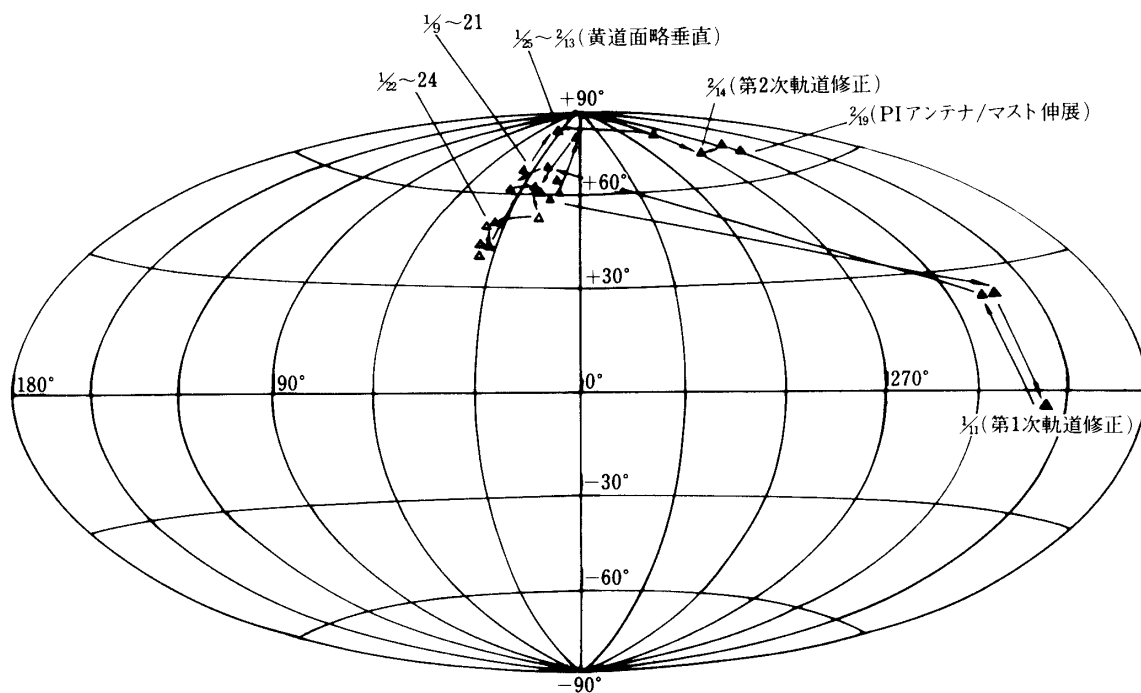


図 4.1-1 “さきがけ”の打上げから2月18日現在までの姿勢の推移（スピン軸方向）

修正解析とその解析結果に基づくコマンド運用計画が立案された。“さきがけ”では軌道制御運用を一可視期間内で終了する事を前提として  $|\Delta V|_{\max} = 30 \text{ m/sec}$  と設定された。HOMAN と POPS の線型解析により、ハレー彗星とエンカウンターする為に必要な増速は  $1.6 \text{ km/sec}$  であり、一方増速量を  $30 \text{ m/sec}$  に固定した場合のミスディスタンス最小化  $\Delta V$  の方向は黄経/黄緯 =  $21.38^\circ/3.58^\circ$ 、最接近距離が  $699 \text{ 万 km}$  となる結果が得られた。図 4.2-1 に A-plane-V-plane の表示結果を示す。引続き、第 3.3 項で記述したアルゴリズムにそって、上記の増速量  $30 \text{ m/sec}$  に対応する最小化  $\Delta V$  の方向  $\Delta \hat{V}_i$  のまわりで、最適な増速方法をサーチした。“さきがけ”ではハレー彗星への接近距離を最小とする増速方法が優先され、図 4.2-2 に示す評価関数( $f$ )マッピング結果から、増速姿勢として黄経/黄緯 =  $213.32^\circ/-2.22^\circ$ 、増速方向として黄経/黄緯 =  $21.38^\circ/3.58^\circ$  (増速量  $30 \text{ m/sec}$ )、を目標とするコマンドが作成された。

図 4.2-3 は、第 4 可視で実行された軌道制御シーケンスにおける反スピン軸方向の軌跡を描いたものである。黄道面にほぼ垂直であった初期姿勢を 3 回の姿勢変更で増速姿勢へ変更し(合計約  $100^\circ$  の姿勢変更角)、ベクトルモードによる増速後、再びほぼ同一径路を逆にたどって初期姿勢へ戻した。以上の軌道制御により、増速方向が黄経/黄緯 =  $29.1^\circ/0.1^\circ$ 、増速量が  $28.8 \text{ m/sec}$  となること運動のシミュレーションの結果として得られた。その後の軌道決定により、ハレー彗星との最接近距離が計画通り約  $700 \text{ 万 km}$  になることがわかり(図 4.2-4)、軌道制御実施方法の妥当性が確認された。

表 4.1-2 衛星姿勢(スピン軸方向)の推移

パス No.	月 日 (JST)	姿勢制御系主要イベント	衛星姿勢 (黄経, 黄緯)	姿勢決定に使った 主要な星
パス 0	8月19日	—	(189.31, -1.31) (予定 投入姿勢)	
(非可視)	〃	<ul style="list-style-type: none"> <li>スピンドアウン制御 (120→30 rpm)</li> <li><math>\theta_s \rightarrow 90^\circ</math> 制御 (自動太陽捕捉)</li> </ul>	(233.41, 56.25) (事後解 析による推定)	
パス 1	〃	<ul style="list-style-type: none"> <li>スピンドアウン制御 (30→6.3 rpm)</li> <li>姿勢決定</li> </ul>	(233.41, 56.25) ↓ (233.40, 56.32) ↓ (230.31, 39.88) ↓ (235.32, 39.74)	$\beta$ -Ori (Rigel)
パス 2	8月20日	<ul style="list-style-type: none"> <li>スラスタ較正</li> <li>スラスタ作動チェック</li> </ul>	(236.89, 40.97) ↓ (255.75, 70.75) ↓ (247.09, 43.05) ↓ (237.70, 62.53) ↓ (73.79, 84.08)	$\beta$ -Ori (Rigel) $\alpha$ -Car (Caropus)
パス 3	8月21日	—	}	}
パス 4	8月22日	<ul style="list-style-type: none"> <li>スラスタ較正(A<sub>2</sub>)</li> <li>±45°制御</li> <li>黄道面垂直制御</li> <li>スピンレート調整</li> </ul>	(74.18, 84.04) ↓ (230.42, 79.62) ↓ (234.45, 75.70) ↓ (231.39, 78.87) ↓ (247.12, 83.51) ↓ (248.68, 83.28)	$\alpha$ -Car (Canopus)
		<ul style="list-style-type: none"> <li>軌道修正検討</li> </ul>	}	}
パス 5	8月23日	<ul style="list-style-type: none"> <li>デスパン/ホイール制御</li> </ul>	(248.68, 83.28)	$\alpha$ -Car (Canopus)
パス 30	9月17日	<ul style="list-style-type: none"> <li>姿勢調整</li> </ul>	(237.45, 87.90)	$\alpha$ -Car (Canopus)

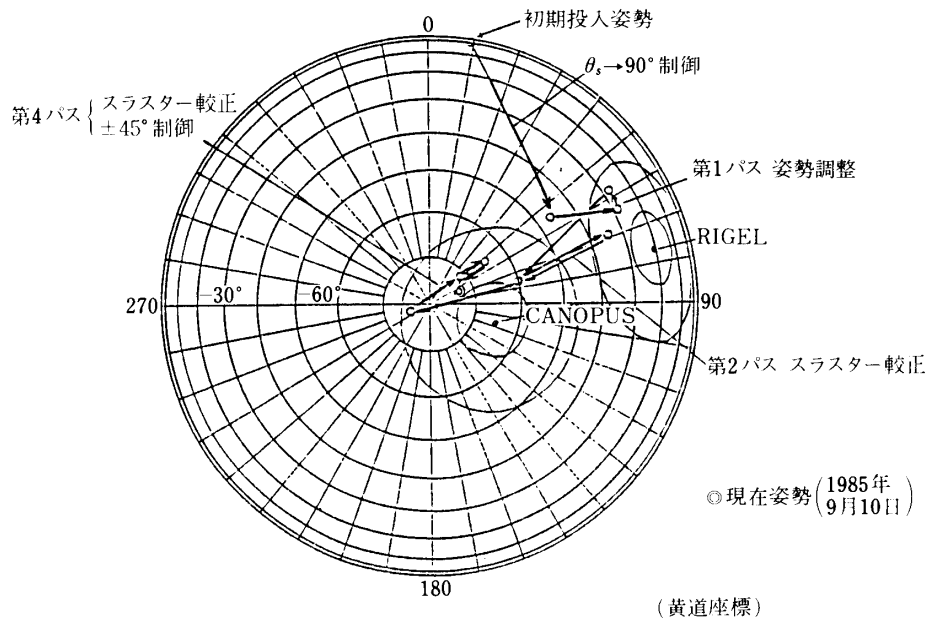


図 4.1-2 “すいせい”の打上げから 9 月 10 日現在までの姿勢の推移(⊙スピン軸方向)

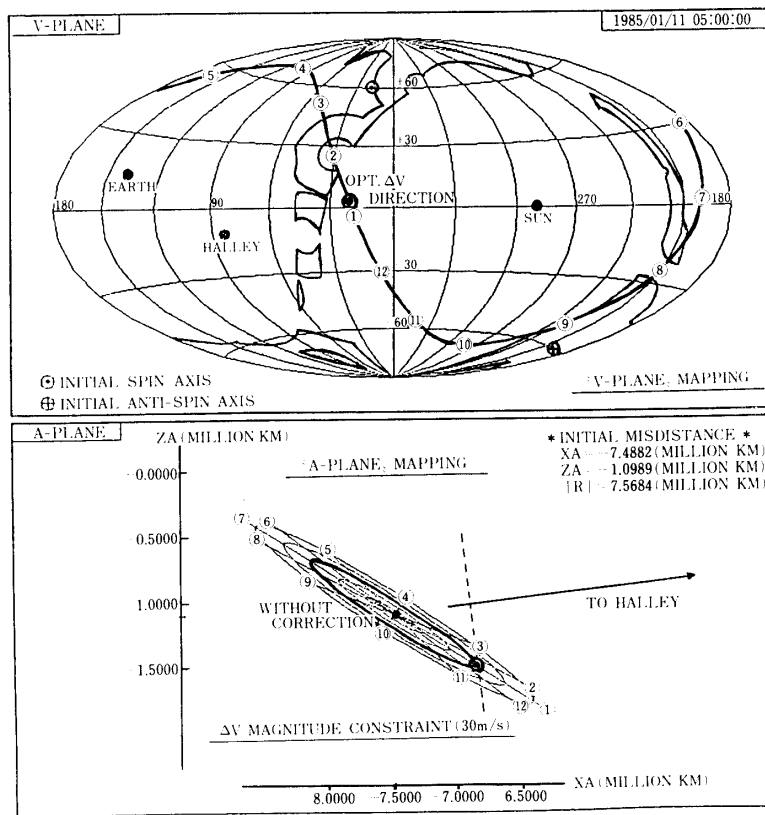


図 4.2-1 A plane-V plane mapping 結果(“さきがけ”)

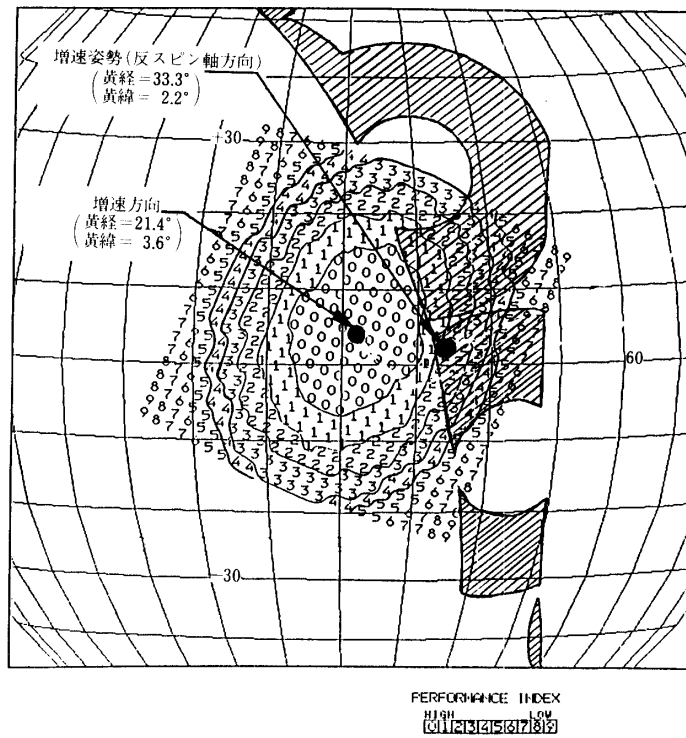


図 4.2-2 最適増速方法のサーチ(“さきがけ”)

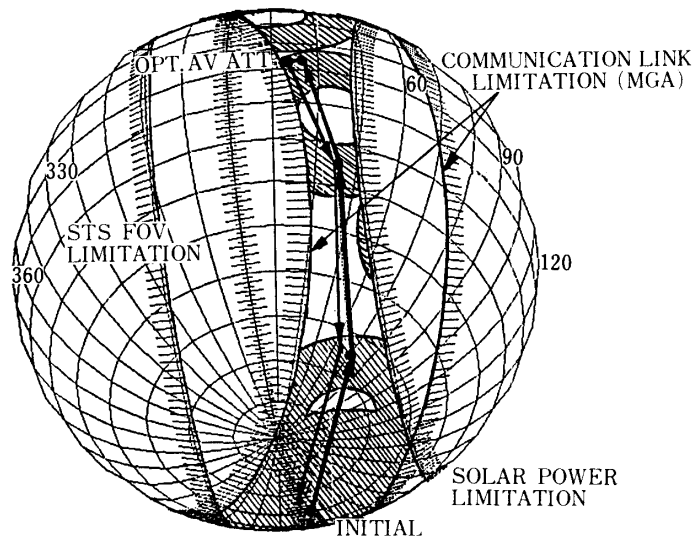


図 4.2-3 軌道制御実行時の反スピン軸方向軌跡(“さきがけ”)

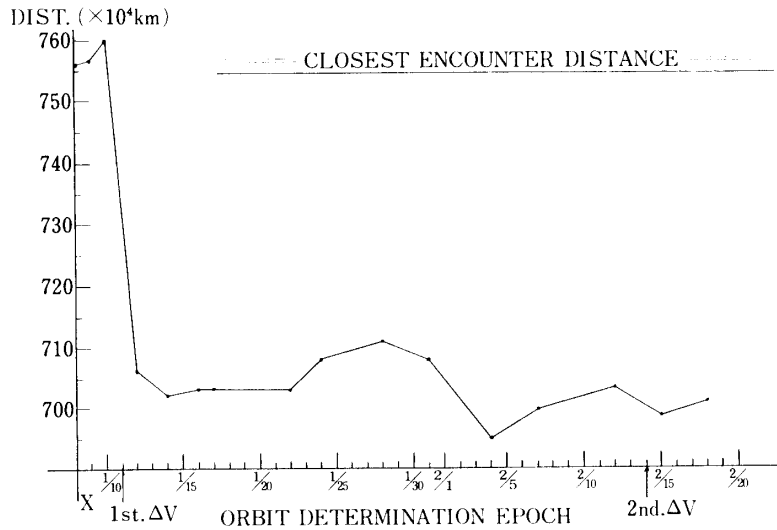


図 4.2-4 軌道制御後のハレー彗星との最接近距離(“さきがけ”)

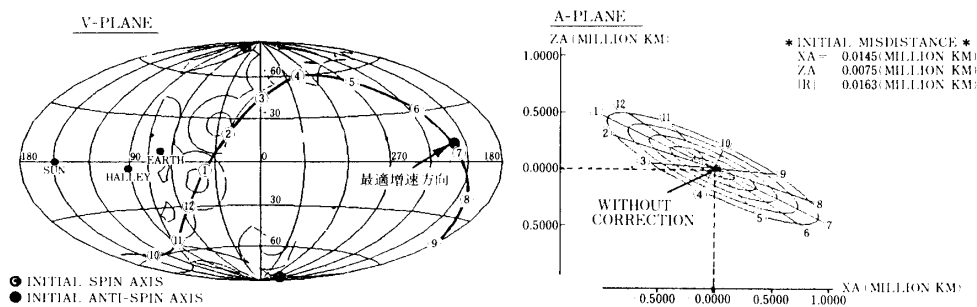


図 4.2-5 軌道修正解析結果(“すいせい”)

#### 4.2.2 “すいせい”の軌道制御

“すいせい”の場合は、観測上の観点からハレー彗星への最接近位置が、太陽側に 20 万 km のところとして探査機打上げ前に目標設定されていた。打上げ後の軌道決定結果をもとに、軌道投入誤差をとり除く為に必要な増速ベクトルを、POPS と HOMAN により求めた結果(図 4.2-5)、必要な増速量は 0.8 m/sec 程度であり、ほとんど予定通りの軌道に投入されたことがわかったので、軌道修正は見あわせることとなった。

その後、ハレー彗星との最接近距離に対する軌道投入後の解析検討結果から、図 4.2-6 に示す結果が得られた。これによると、軌道投入誤差は最接近点でみて南極方向にあったが(図 4.2-6 の K, J 点)、投入直後の日本からの非可視期間中に実行された初期姿勢捕捉制御にとまなう並進(約 3 m/sec)によって、この投入誤差がとり除かれたことがわかった(図 4.2-6)。

#### 4.3 スラストの較正

スラスト較正作業は、軌道上におけるスラスト特性を把握するために、3.4 項で記述した



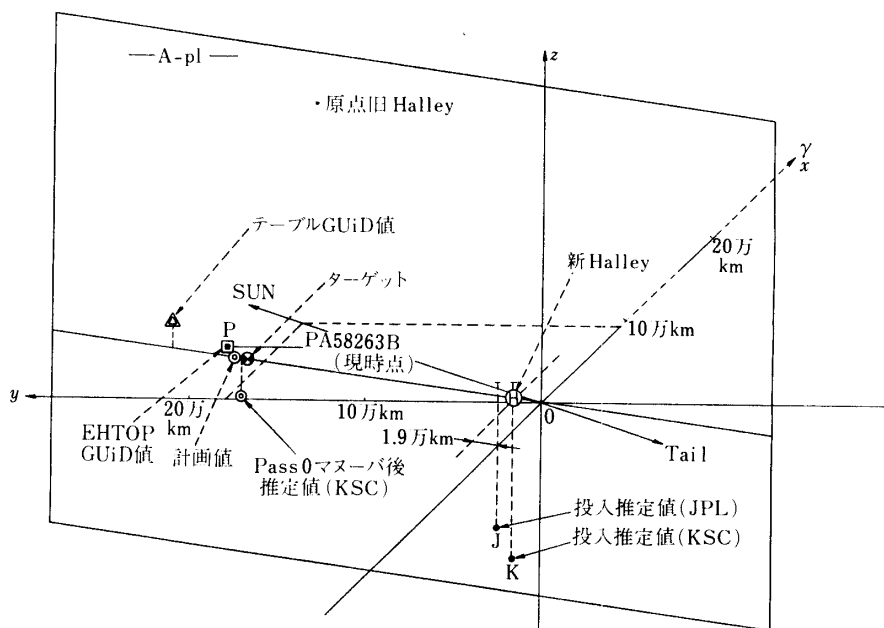


図 4.2-6 軌道投入時のハレー彗星との最接近距離(“すいせい”)

アルゴリズムを用いて実行された。以下に、“さきがけ”と“すいせい”のスラスタ較正結果を示す。

#### 4.3.1 “さきがけ”のスラスタ較正結果

“さきがけ”の第2可視期間から第9可視期間までに実行されたスラスタ制御結果から得られた較正係数を図4.3-1に示す。この結果、第9可視期間終了時点での噴射効率、パルスモードで約1.3、連続モードで約1.1であり、一方セントロイドずれは1.3~2.4程度であった。ところで、図4.3-1に示した結果は、スラスタ較正を行なう都度、求められた較正係数を重み付き平均した結果である。この操作は、軌道投入後のスラスタ特性がそれ程変化しないことを見込んだことによる。一方、図4.3-2に、第2可視期間から第4可視期間までのスラスタ制御運用結果をもとに、上述の重み付平均の操作を行わずに求めたスラスタ較正結果を示す。図4.3-2より明らかな様に、パルス噴射効率は第一次 $\Delta V$ 制御前には約1.3であるが、同 $\Delta V$ 制御後は約1.2になっている。これは、軌道上でのスラスタのタンク圧低下に伴う推力低下が、特性テーブルの示す推力低下より幾分大きいことを示している。一方、セントロイドずれ係数には、この様な傾向がみられない。

#### 4.3.2 “すいせい”のスラスタ較正結果

“すいせい”の第0可視期間(=探査機打上時)から第30可視期間までのスラスタ制御運用結果から得られた較正係数を図4.3-3に示す。但し、“すいせい”のスラスタ較正では、前項で記述した、重み付平均の操作を行っていない。この結果、 $A_2$ スラスタを除く各スラスタに対して噴射効率は1.0~1.3、セントロイドずれ係数は約1.5程度であった。一方、 $A_2$ スラスタは、噴射効率については約1.1程度であるが、セントロイドずれ係数が3~6となっている。 $A_2$ スラスタのセントロイドずれがノミナルな値に比べ大きくなっている点に

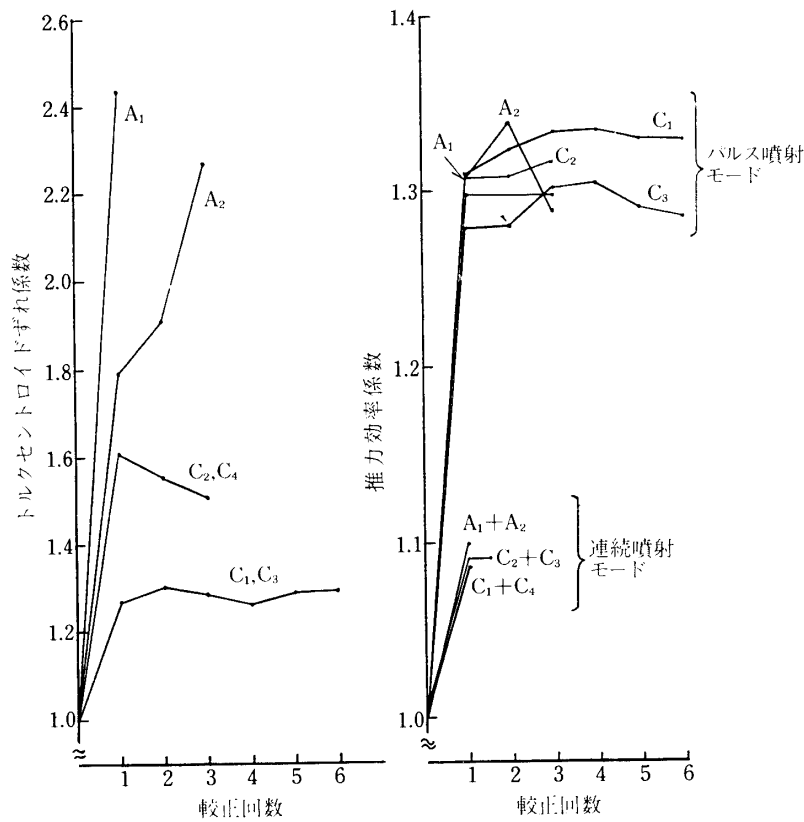


図 4.3-1 スラスト校正結果(“さきがけ”)

については、今後詳細な検討を要する。

#### 4.4 残燃料の推定

残燃料の推定方法としては、前述したように以下の3つの方法が準備された。

- (i) ヒドラジンタンク圧、タンク温度による推定方法
- (ii)  $\Delta M_f$  の実験式による推定方法
- (iii) マヌーバ量から  $\Delta M_f$  を求める方法

ここでは、“さきがけ”の場合を例にとりて、残燃料の推定結果について報告する。

図 4.4-1 は、第4パス終了時点までの残燃料推定の履歴である。図中で、120 rpm → 30 rpm のスピンドウン及び初期太陽捕捉 ( $\theta_s \rightarrow 90^\circ$ ) マヌーバによる残燃料の推定では、上記(i)の方法が用いられた。その推定結果として得られた残存量は 9.145 kg で、これは(ii)の方法による推定結果 (9.09 kg) と比較的よく一致した。これら2つのマヌーバは、いずれも非可視期間中に行なわれたため、マヌーバ量を正確に把握することが困難であった。そのため、ここでは上記(iii)の方法は用いられなかった。

図 4.4-1 中の第2パス以降は、(iii)の方法によって推定された値である。第2パス以降のマヌーバは、いずれも可視時に行なわれたため、それぞれのマヌーバ量を正確に把握することができたからである。

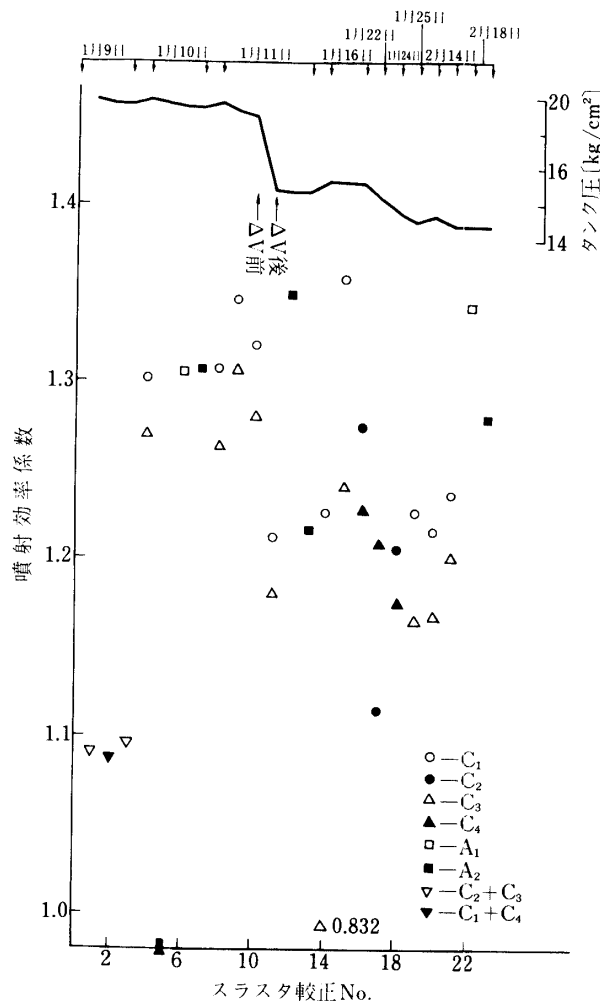


図 4.3-2 重み付平均によらない較正結果(“さきがけ”)

なお、1985年1月16日(第9パス)～3月12日(第64パス)までに行なわれたスラストによる制御の結果、残存燃料は5.66 kg になったと推定されている。

### 5. おわりに

日本で最初の惑星間探査機となった“さきがけ”，およびハレー彗星探査のための国際協力の一翼をになう“すいせい”の両探査機の姿勢・軌道制御系運用ソフトウェアについて、その機能と運用結果を報告した。

両探査機では二次推進系のスラスト噴射制御や高利得アンテナのデスピン指向制御など、従来の科学衛星にはなかった新しい姿勢・軌道制御系の運用技術が要求された。このような背景のもとに開発された本運用ソフトウェアは、姿勢・軌道制御のコマンド運用計画を適確にかつ効率良く作成することを目的とし、多彩なグラフィック画面を用意するなど、従来の同種ソフトウェアに見られなかった種々の手法を取り入れた。そして、両探査機の

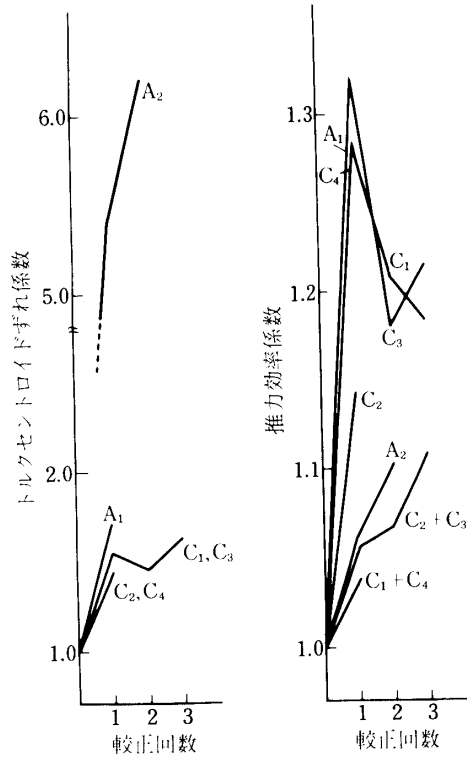


図 4.3-3 スラスト較正結果(“すいせい”)

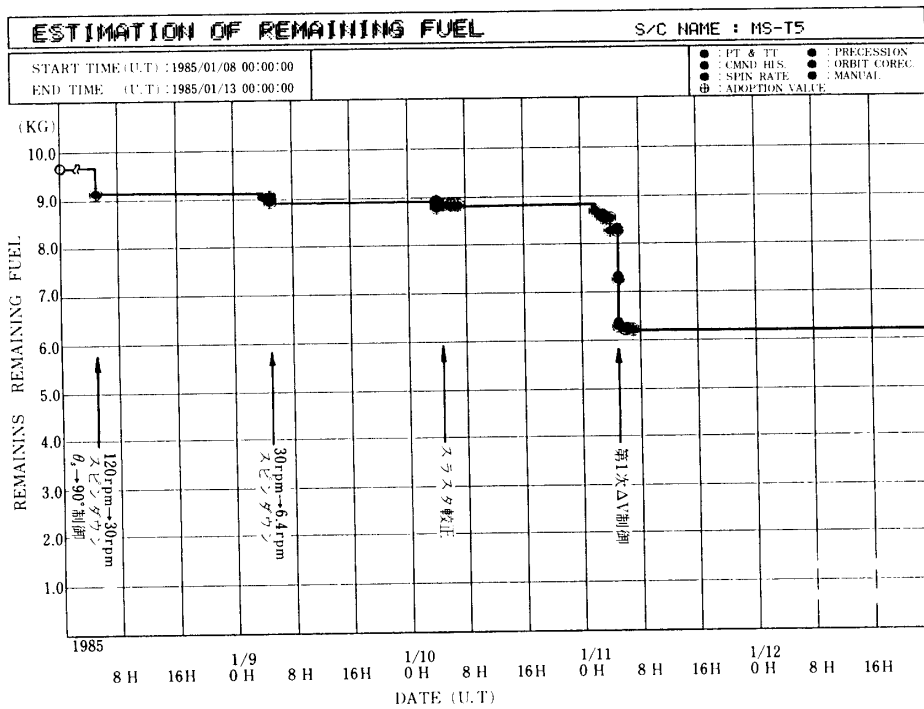


図 4.4-1 残存燃料推定の履歴

運用管制を通して、ソフトウェア設計の妥当性のみならず、その有用性が証明されたといえる。

最後に、このたび開発した手法および運用技術を今後の科学衛星・探査機のための運用ソフトウェア開発に活用することによって、今後さらに姿勢・軌道制御運用技術の向上をはかっていきたい。また、本ソフトウェアの開発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と関係各社の皆様に深甚の謝意を表する次第である。

#### 参 考 文 献

- [1] M-3 S II-1/さきがけ(MS-T5)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] 宇宙科学研究所報告第32号
- [4] 宇宙科学研究所報告第34号
- [5] 宇宙科学研究所報告第37号