

“さきがけ(1985-001-A)” および “すいせい(1985-073-A)” の
姿勢・軌道制御系の設計

二宮 敬虔・上杉 邦憲・村中 昇*・加藤 昭夫*
北出 賢二*・滑 孝和*・卯尾 匡史*

(1986年3月5日受理)

Design of the Attitude and Orbit Control System of “SA-
KIGAKE(1985-001-A)” and “SUISEI(1985-073-A)”

By

Keiken NINOMIYA, Kuninori UESUGI, Noboru MURANAKA, Akio KATOH
Kenji KITADE, Takakazu NAMERA, Masashi UO

Abstract: “SAKIGAKE”, Japan’s first interplanetary spacecraft was successfully launched on January 8, 1985. Its mission was to verify the launch capability of the then newly developed Mu-3SII vehicle and the technology applied to “SUISEI”, Japan’s Halley’s comet explorer launched later the same year on August 19. These spacecraft are spin-stabilized at about 6rpm spin rate, and have same configuration except, of course, for the differing scientific payloads. To assure the communication link between the spacecraft and the ground station, a high-gain parabolic antenna mechanically despun with respect to the spinning spacecraft, is used. In order to provide SUISEI with the ability for ultraviolet imagery of the comet, while satisfying, thermal constraints of the onboard instruments, the spacecraft were also designed so that their spin-rate could be reduced to a low and stable value of around 0.2rpm by spinning up a momentum wheel.

* 日本電気(株)宇宙開発事業部 制御システム開発部

The imagery instrument uses the time-delay-and-integration scheme of a 2-dimensional charge coupled device sensor to obtain unblurred pictures of the comet at this spacecraft spin rate. For attitude and orbit control actuator, a hydrazine(N_2H_4) mono-propellant propulsion system was developed. Attitude sensors consist of a spin-type sun sensor and a star scanner.

Thus far, the attitude and orbit control systems have functioned properly so these spacecraft should be able to fully complete their mission goals.

In this report, the function and the detailed design of the attitude and orbit control system of SAKIGAKE and SUISEI are described, together with the analyses pertinent to the design and the operation. The flight results to verify the design are also presented.

目 次

Abstract	1
1. はじめに.....	3
2. 姿勢・軌道制御系の設計.....	4
2.1 サブシステムの構成	4
2.2 サブシステムの機能	6
3. 運用解析.....	8
3.1 運用シーケンスの概要	9
3.2 初期姿勢捕捉	10
3.3 軌道修正	15
3.4 定常航行	16
4. 姿勢ダイナミクスの解析.....	19
4.1 制御法	19
4.2 スラスト制御解析	24
4.3 デスパン・ホイール制御系干渉解析	29
4.4 ティルト解析	31
4.5 ニューテーション解析	40
4.6 外乱トルク・姿勢ドリフト解析	54
5. 飛翔結果.....	58
5.1 ホイールによる低スピン制御のスピン安定度	59
5.2 ニューテーション運動	60
6. おわりに.....	62
参考文献.....	62

1. はじめに

ハレー彗星の科学探査を主ミッションとする、我が国最初の深宇宙探査機プロジェクトは、昭和54年度に行われたミッション解析および概念設計にもとづき、PLANET-A計画として昭和55年度からプロトモデルの開発が公式に承認された。PLANET-A計画はハレー彗星探査機 PLANET-A (“すいせい(1985-073-A)”)と3種の科学観測機器を搭載した工学的試験探査機 MS-T5 (“さきがけ(1985-001-A)”)とから成り、搭載観測機器を除けば両探査機は同一の設計とすることで計画が進められた。

プロジェクトの公式スタートに先立って概念設計の段階から、両探査機の姿勢制御方式として各種の方式が検討されてきた結果、探査機の重量、熱設計及び姿勢制御を初めとする探査機運用上の観点から、探査機はスピン型とし、しかも約1.7億kmの超遠距離から低電力で地上局との通信回線を確保する必要上、高利得メカニカルデスパンアンテナ(HGA)を搭載したデュアルスピン方式が採用された。一方、ハレー彗星撮像時には、探査機が距離0.68 A. U.まで太陽に接近するという熱的環境条件を考慮して、ハレー彗星をゆっくりスキャンしてその紫外線像を撮影するという方式をとることになったため、撮像時には、探査機本体を0.2rpmの低速で安定にスピンさせ、かつモーメントムホイールで姿勢安定化をはかるといった特異なバイアスモーメントム方式が採用された。

探査機の姿勢を制御し、またハレー彗星へ向かう軌道を修正する為、ヒドラジン(N_2H_4)を燃料とするリアクションコントロールシステム(RCS)が搭載された。自燃性燃料によるRCSは宇宙科学研究所の科学衛星としては初めて搭載されたものであり、PLANET-A制御系ワーキンググループでは、RCSサブシステムの開発設計と並行して、地上試験によるスラスト特性の把握、スラスト制御に付随する各種の姿勢解析作業を進めてきた。更に、ハレー彗星撮像装置(UVI)は、2次元アレイ電荷結合素子(CCD)をセンサとして用いて、画面上を移動する像と共に各画素上の蓄積電荷を同期移動させて積分する時間遅延積分(TDI)によって静止画像を得ている為、探査機本体回転レートの安定度として0.2rpmの $\pm 0.4\%$ 以内という高い回転安定度が要求された。このため、低速スピン制御を実現するホイール制御系のために新しい制御方式が開発された。

これら多くの新しい技術開発を含んだ両探査機の姿勢・軌道制御システムは、昭和55年度から昭和56年度に至るプロトモデル(PM)開発段階で、計算機によるシミュレーションや、実際のハードウェアを用いたシステム試験によりその機能・性能が仕様を十分に満足するものであることが確認された。引き続き、昭和57年度からは姿勢・軌道制御装置のフライトモデル(FM)の設計および製作が開始され、他のサブシステムとの噛み合わせ試験及び総合試験を経て、1985年1月および8月にそれぞれMS-T5およびPLANET-Aが太陽周回軌道に打上げられた。これら探査機の姿勢・軌道制御系は現在軌道上において正常に動作してその重要な役割を果たしつつあり、設計通りの機能を満足していることが確認されている。

本報告書では、“さきがけ、及び”すいせい”の姿勢・軌道制御システムの機能と構成を詳述するとともに、姿勢・軌道制御系の運用法、その動作解析と設計の手法、および軌道上における動作について報告する。

2. 姿勢・軌道制御系の設計

2.1 サブシステムの構成

両探査機の姿勢安定制御方式として、前述の様に定常航行時には HGA と探査機本体（ノミナルスピンのレート：6.3 rpm）によるデュアルスピン方式が採用された。一方、ハレー彗星撮像時には、モーメントムホイールによるバイアスモーメントム方式（探査機本体スピンのレート：0.2 rpm）となる。このスロースピンによるハレー彗星観測のモードにおいて、HGA により地上局との通信を行うことも可能であり、この時は HGA を含むトリプルスピナーという特異な状態となる。以上の様な両探査機の制御方式は、図 2.1-1 に示す姿勢系搭載ハードウェアにより構成されている。又、図 2.1-2 に姿勢・軌道制御システムブロック図を示す。

両探査機の姿勢制御アクチュエータとしては、モーメントムホイール (MWA)、リアクションコントロールシステム (RCS) 及びニューテーションダンパ (ND) が搭載されている。

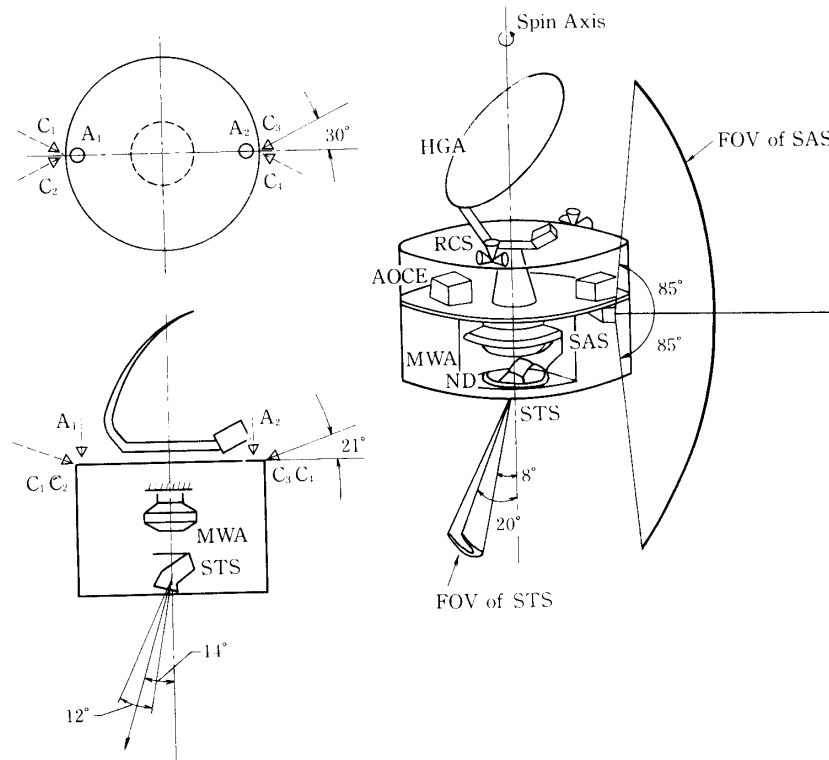


図 2.1-1 姿勢軌道制御系搭載機器配置

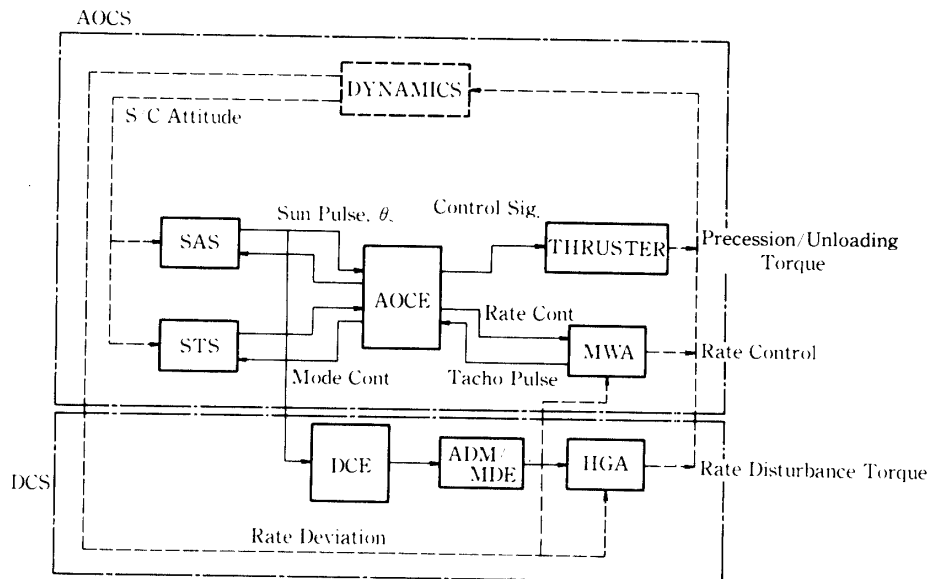


図 2.1-2 姿勢・軌道制御系システムブロック図

MWA はハレー彗星撮像時の低速スピン制御を行なう為のアクチュエータである。ホイールは DC ブラシレスモータで構成され、2000 rpm の回転レートにより 20 Nms の角運動量を保有することができる。又、2000 rpm \pm 300 rpm 間の任意の回転レートを約 0.4 rpm の分解能で設定できる様になっている。RCS はヒドラジン (N_2H_4) を燃料とする一液式ブロードダウン方式となっており、図 2.1-3 に示す様に、6 基の 3 N スラスタを配置することにより、スピン速度制御、スピン軸方向制御及び増速制御が可能となっている。又、ND はシリコンオイルを充てん率 37 % で部分充てんした直径 38 cm の円環型ダンパであり、スピン軸に垂直な面内に配置され、さらに有効な減衰特性を得る為にダンパ中心をスピン軸から 20 mm オフセットさせている。

一方、姿勢制御系の検出装置としては、スピン型サンセンサー (SAS) とスタースカナー (STS) が探査機に搭載されている。

SAS はファンビーム視野 (FOV) がともに 128° の独立した 2 系統のセンサにより構成され、スピン軸方向と探査機からみた太陽方向とのなす角 (太陽角: θ_s) を 5° から 175° の広範囲で測定できる様になっている。これは、探査機の軌道投入初期での広範囲にわたる姿勢マヌーバに対処できる様にする為である。SAS は、探査機のスピン運動によりその FOV 面が太陽中心方向を横切る時に、サンパルスとともに太陽角データを出力する。太陽角データは、グレーコードで表わされた精度 1° の粗太陽角データと、アナログのサイン信号とコサイン信号による精太陽角データが出力される。太陽角データ及びサンパルスの角度測定精度は、FOV 中心付近で 0.1° であり、周辺部分では 0.25° となっている。

STS は、焦点面に検出器として 2 本の帯状のシリコンフォトダイオードを配置し、これらのフォトダイオードがレンズ系を通して 12° 角の V 字型ファンビーム視野を形成する構造となっている。V 字を構成する 2 つのファンビーム視野が 1 つの星をスキャンする時に、2 つのスターパルスが出力される。この 2 つのパルス間隔から約 0.1° の精度で、この

星と負スピン軸方向 ($-Z$ 軸方向) との離角が測定可能である。又, STS は定常航行時の黄道面垂直姿勢で, カノープスを視野の中央で捕捉できる様に, 探査機の負スピン軸方向から 14° 傾けて搭載されている。

以上の姿勢・軌道制御系アクチュエータとセンサの他に両探査機には, 姿勢・軌道制御のコントローラとして姿勢・軌道制御装置 (AOCE) が搭載されている。ハードワイヤードロジックで構成された AOCE は, RCS 制御機能, モーメントホイール制御機能及び姿勢計測機能を有するが, これ等の機能詳細については次項で記述する。

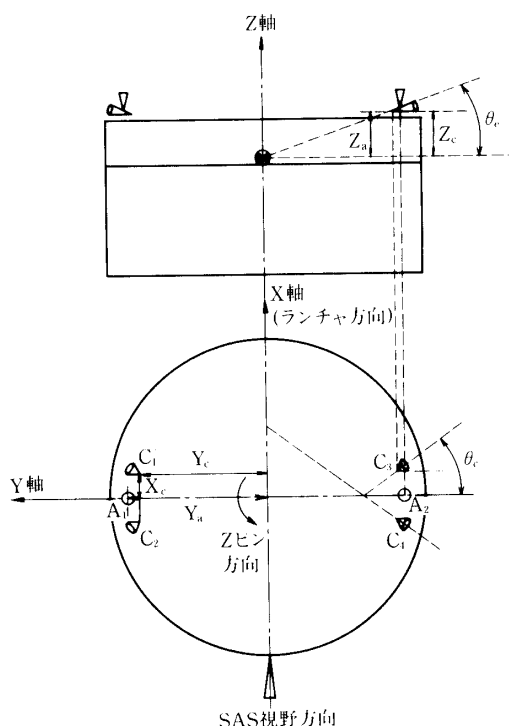


図 2.1-3 スラスタ配置図

2.2 サブシステムの機能

両探査機の姿勢・軌道制御系は, 前節で記述した機器構成により図 2.2-1 に示す 6 つの主要機能を持ち, そのミッションを達成している。以下に各々の機能内容を記述する。

2.2.1 RCS によるスピン軸方向制御機能

本制御は地上局を介したオープンループによる制御と, AOCE のハードワイヤードロジックによる自動太陽捕捉制御, $\pm 4.5^\circ$ 制御及び地球サーチ制御に分けられる。

オープンループによる制御は, 地上支援ソフトウェアにより作成されたスラスタ制御則 (噴射スラスタ, 噴射時間, 噴射位相等) をブロックコマンドの形式で AOCE 内部の制御メモリに書き込み, データプロセッサ (DPU) からのリアルタイム又はプログラムコマンドにより実行するものである。特に, 打上げ直後の非可視帯で実行される初期太陽捕捉制御

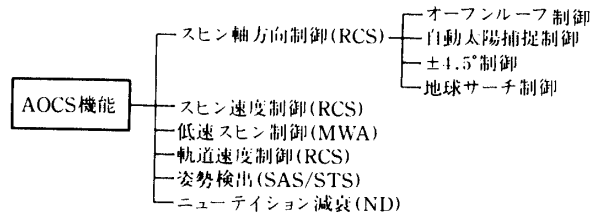


図 2.2-1 AOCS 機能

では、オープンループによるスピン軸方向制御と、AOCE の有する $\theta_s = 90^\circ$ 自動停止機能を併用する事により確実な制御ができる様に設計されている。

一方、自動太陽捕捉制御機能は定常航行時の外乱による姿勢ドリフトの補正や、投入直後の初期太陽捕捉を行なう目的で設計された機能である。AOCE のハードワイヤードロジックで構成される自動太陽捕捉制御機能は、スピン軸と探査機から見た太陽方向とのなす角 θ_s が常に $90^\circ \pm 3^\circ$ 以内となる様にすることにより、探査機の電力を確保するとともに熱制御の条件を満足させるための機能である。

$\pm 4.5^\circ$ 制御も AOCE ハードワイヤードロジックで構成された機能であり、スピン軸を太陽からみて CW 方向又は CCW 方向に 4.5° だけプリセスするものである。

地球サーチ制御は、非常時対策として設計された姿勢再捕捉機能である。これは何らかの原因で姿勢が乱れ、DPU が地上局からのコマンドを 1 週間にわたって受信しなくなった時点で自動的に起動される。この機能は、 θ_s を $90^\circ \pm 3^\circ$ 以内に保持したまま、 $\pm 4.5^\circ$ 制御によりスピン軸を徐々に傾け、同時に HGA を回転させて地球からの電波(コマンド)をサーチするものである。途中でコマンドが受信されればこれ等の制御は停止され、その後、姿勢決定とスラスト制御により精密な再捕捉が実施されることになる。

2.2.2 RCS によるスピン速度制御機能

本制御は地上局を介したオープンループにより実行されるものであり、その運用プロセスはオープンループのスピン軸方向制御と同様である。特に、軌道投入直後に実施される $120 \rightarrow 30$ rpm のスピンドアウン制御では、スピンドアウン制御に必要な連続噴射時間をノミナル値より長く設定し、かつ、AOCE の有する 30 rpm 自動停止機能により、スピンドアウン制御を 30 rpm になった時点で確実に停止できる様に設計されている。これは、投入時の初期スピンレート誤差と軌道上のスラスト特性が未確認である事に対処する為の機能であり、初期姿勢捕捉制御を行なう上で重要な機能のひとつとなっている。

2.2.3 MWA による低速スピン制御機能

ハレー彗星の観測は、探査機に搭載された UVI 装置により行なわれる。この装置には CCD 2 次元センサが使われており、その駆動クロックとしてスピン周期に対応したクロックを用いることにより、CCD 上の画素を移動積分し電氣的に静止画像を得ている。この撮像時の探査機スピンレート安定度は、 0.2 rpm (ノミナル) $\pm 1/256$ rpm 以内という高安定度が要求される。

スピンレート 6 rpm の定常航行モードから、上述のハレー彗星観測モードへの移行は、モーメントホイールにより探査機の角運動量を吸収し、探査機のスピンレートを 0.2 rpm の低速スピンに制御することにより行なわれる。従って、観測モードでの探査機のスピンレート安定度は、ホイールレートの安定度に依存する。このためにレート安定度の高いホイール制御系が開発された（第 4.1 節参照）。

2.2.4 軌道速度制御機能

軌道速度制御機能は、軌道投入誤差を取り除き、探査機を計画された軌道に乗せる為に必要な増速を与える制御機能である。両探査機の増速制御は、アキシアルスラスト (A_1 , A_2 , or $A_1 + A_2$) 又は、キャンティッドスラスト ($C_1 + C_2$, or $C_3 + C_4$) による地上局を介したオープンループ制御で実行される。この時、増速姿勢への姿勢変更、増速制御、これに引続く初期姿勢への姿勢変更の制御シーケンスにより、ほぼ全天方向に増速可能であり、増速量は最大約 50 m/sec（増速制御に許容される燃料の範囲内で）が達成できる様に設計されている。

2.2.5 姿勢計測機能

両探査機の姿勢検出は、前項で記述した SAS と STS により行なわれる。SAS から出力されたサンパルスは、RCS スラスト制御、UVI のハレー彗星撮像、HGA の地球指向制御、STS のスターパルス発生時刻の計測などにおける基準信号として使われる。又、SAS から出力されたサンパルスと太陽角及び STS から出力されたスターパルスと波高データは、AOCE を介して地上局へ伝送され、地上の姿勢決定ソフトウェアにより約 0.1° の精度で探査機の姿勢を決定できる様になっている。

2.2.6 ニューテーション減衰機能

一般に、スラスト制御によりニューテーションが発生し、制御終了後もニューテーションが残留する。残留ニューテーションは、探査機の姿勢決定誤差の要因となるばかりでなく、観測などのミッションに悪影響を及ぼす。そこで、両探査機には、ニューテーションをすみやかに減衰させる為に、シリコンオイルを部分封入した円環型ダンパを搭載している。両探査機のノミナルなスラスト制御による残留ニューテーション角は最大約 0.3° と見積もられている為、減衰時定数として 10 分程度以下の ND が設計された。計算に基づく ND の減衰時定数は、30 rpm で約 3 分、6 rpm で約 7 分の性能を有する。

3. 運用解析

「さきがけ／すいせい」の運用は、姿勢・軌道制御の面から(1)ロケットによる軌道投入後の初期姿勢捕捉のフェイズ、(2)軌道決定の結果にもとづく軌道修正のフェイズ、および(3)ハレー彗星エンカウンターまでの定常航行のフェイズの3つに大きく分けることができる。

以下に探査機の運用シーケンスの概要を示した後、各フェイズにおける運用解析の結果、すなわち、通信回線、電力、熱などの制約条件のもとで各フェイズで探査機姿勢をどのようにとるべきかという解析の結果を記述する。

3.1 運用シーケンスの概要

“さきがけ/すいせい”の打上げからハレー彗星エンカウンターまでの運用シーケンスを図3.1-1に示す。また、“さきがけ”の場合の運用シーケンスの概念図を図3.1-2に示す。

初期姿勢捕捉のフェイズは、探査機の軌道投入からスタースカナーの電源を投入し姿勢決定を開始するまでである。軌道投入後、探査機はRCSスラスタを使って初期の120 rpmのスピンドレートから30 rpmにスピンドレートを低下させた後、太陽電池からの電力を確保するため $\theta_s=90^\circ$ で、通信アンテナのパターンが地球に向く姿勢にスピンドレートをマヌーバさせる。ここまでの制御は、探査機の電力収支上の要請から、打上げ後直ちに（地上局からはまだ非可視の時間帯に）実施される。さらにその後、可視時において探査機のスピンドレートを定常運用時の6.3 rpmに低下させ、SASとSTSを使った姿勢決定に入る。

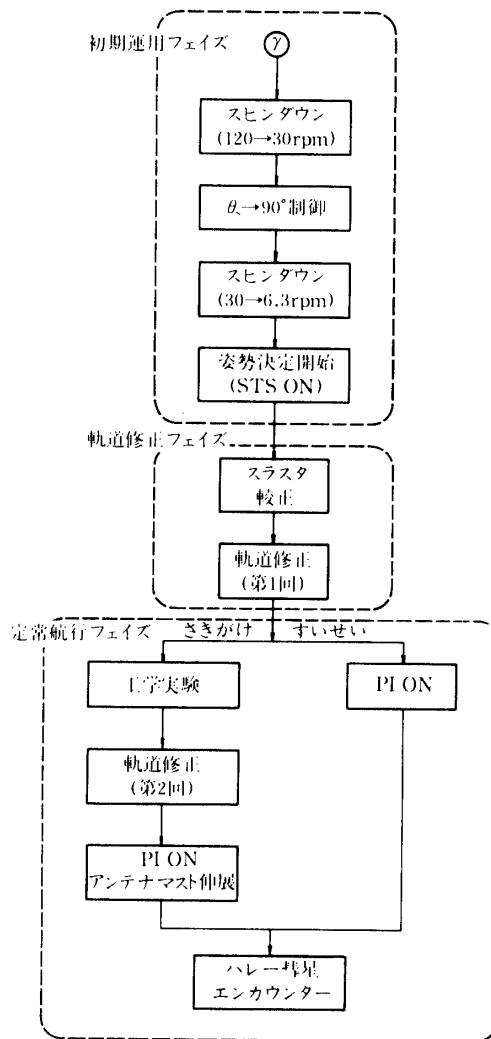


図 3.1-1 “さきがけ/すいせい”の運用シーケンス

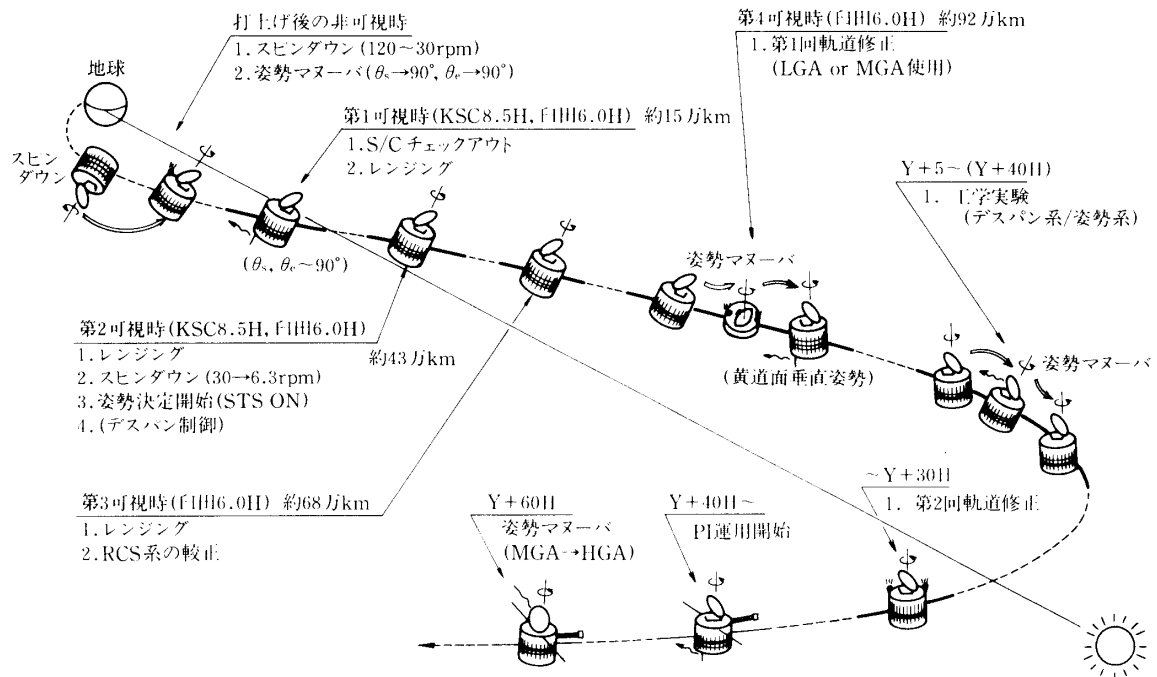


図 3.1-2 運用シーケンス概念図

軌道修正のフェイズでは、RCS スラスタの較正とこの較正結果にもとづく軌道修正を実施する。なお、この軌道修正は、あらかじめ実施されるレンジングにもとづく現在軌道の決定とハレー彗星に最接近させるための軌道修正解析、軌道修正時の探査機姿勢、 ΔV 量の選定と実行シーケンスの詳細な立案のもとに行なわれる。

定常航行フェイズでは、“さきがけ”の場合にはホイールの動作実験をはじめとする各種の工学実験と科学観測用アンテナ、マスト伸展による定常観測、“すいせい”の場合には、UVI と ESP による観測が主な運用の内容となるが、この間、太陽輻射圧による姿勢ドリフトを補償する姿勢調整作業が必要となる。

3.2 初期姿勢捕捉解析

初期姿勢捕捉は前項で記述した様に、探査機の軌道投入直後の非可視時間帯で実行する必要がある。ここで記述する解析の主要な内容は、軌道投入誤差、投入時姿勢誤差、姿勢制御誤差などの各種誤差要因を考慮し、太陽方向に対して $\theta_s = 90^\circ$ にし、かつ KSC 局入感時に通信用アンテナのパターンを確実に KSC 局の方向に向けるには、慣性空間のどの方向に探査機スピン軸をマヌーバさせるべきかを解析するものである。

(1) 初期姿勢捕捉の方法

初期姿勢捕捉を解析する上で、探査機の位置を原点にとった黄道座標を考え、探査機をつつむ天球を展開したハンメル図を使用する(図 3.2-1)。探査機からみた太陽方向、地球方向、各恒星の方向、および探査機自体のスピン軸の方向は、このハンメル図上の点として表現される。

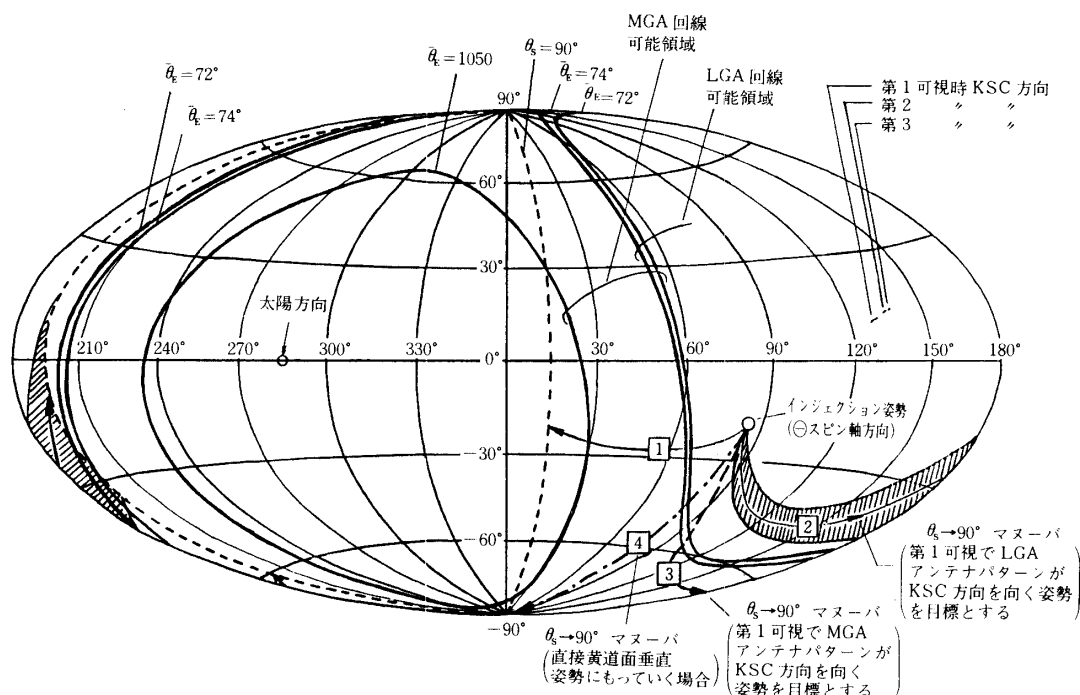


図 3.2-1 初期姿勢捕捉の方法 (“さきがけ” の例)

太陽方向と直角をなすスピン軸の方向は、太陽方向と直角をなす天球上の大円上のどこかにあり、この大円はハンメル図上では 2 本の子午線で表わされる。一方、“さきがけ”、“すいせい”の通信用アンテナのパターンは図 3.2-2 に示す様に、MGA (中利得アンテナ) は探査機赤道面から $-18^{\circ} \sim +15^{\circ}$ の範囲を、LGA (低利得アンテナ) は \odot スピン軸 ($-Z$ 軸) から 74° のコーン領域をカバーしている (パターンのピークの 3 dB 低下点)。したがって、地上局と通信可能な天球上での \odot スピン軸方向の範囲は、MGA に対しては地上局方向を中心とする半頂角 72° と 105° の 2 つのコーンの間の領域、LGA に対しては 74° のコーンの内側の領域となる。

図 3.2-1 は、“さきがけ”のローンチウィンド初日の設計軌道について、第 1 可視時の太陽、地上局方向と投入 \odot スピン軸方向、および上記 MGA、LGA により地上局と回線のとれる \odot スピン軸方向の天球上範囲を示したもので、自動太陽捕捉制御を実行した場合には、 \odot スピン軸は図中の①の径路をたどって通信回線可視領域からはみ出た $\theta_s = 90^{\circ}$ の大円上の点に移行する。このため、“さきがけ”では目標方向を別に設定し、この方向に \odot スピン軸が向かう様にするブロックコマンドを使ったスピン軸マヌーバが必要となる。目標方向の設定の仕方として、LGA で地球を捕捉する姿勢を目標とする場合 (同図の径路②)、 $\theta_E = 90^{\circ}$ とし MGA で地球を捕捉する姿勢を目標とする場合 (径路③)、直接黄道面垂直とする場合 (径路④) の 3 つが考えられるが、後述の誤差解析の結果にもとづき、“さきがけ”では②のマヌーバを選択し実行した。

一方、“すいせい”では、初期姿勢捕捉時の太陽、地上局、投入 \odot スピン軸方向が図3.2-3に示す配置になっていて、自動太陽捕捉制御を実施して同図の径路に示す様に十分に通信回線のとれる姿勢に移行するため、この制御則に従って初期姿勢捕捉制御を実施した。

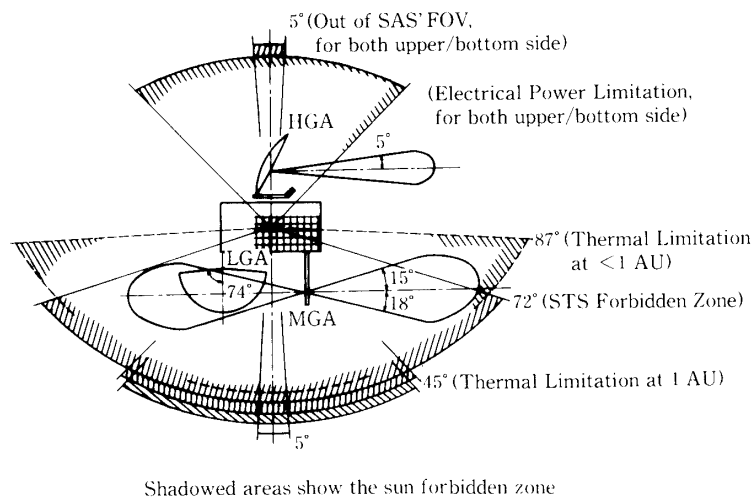


図 3.2-2 通信用アンテナパターンと電力的・熱的太陽方向の制約

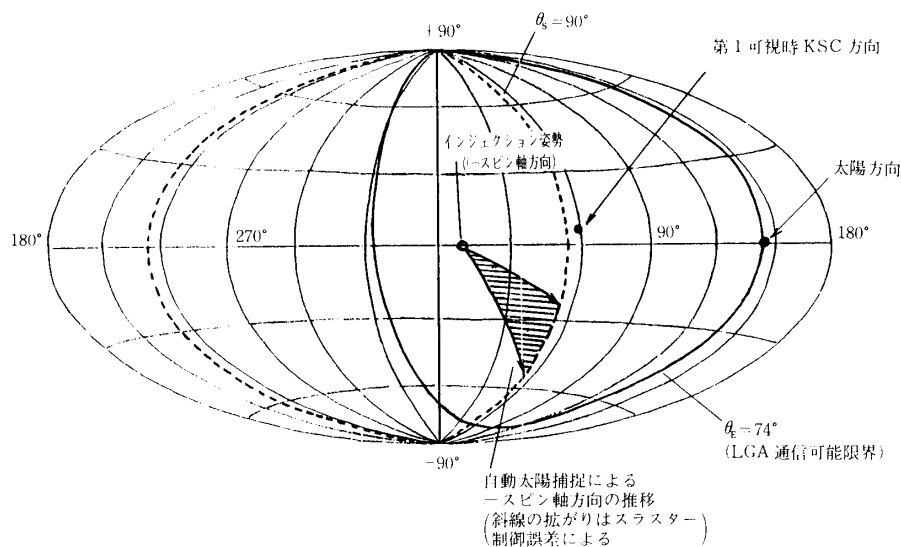


図 3.2-3 初期姿勢捕捉の方法 (“すいせい” の例)

(2) 初期姿勢捕捉制御の誤差解析

以上述べた初期姿勢捕捉のための姿勢マヌーバでは、探査機投入軌道の計画軌道からのずれ、探査機投入姿勢の目標方向からのずれ、およびスラスタ制御装置の3つの誤差を考慮する必要がある。軌道がずれると探査機からみた慣性空間内での地上局の方向が予定の

方向からずれる。投入姿勢のずれ、あるいはスラスト噴射のパルスセントロイド誤差、推力誤差などによる制御誤差があると、制御によって得られる最終姿勢も予定からずれたものになる。以下では、“さきがけ”を例に誤差解析の結果を述べる。

探査機の打出し点（3, 4段点火点）において、図 3.2-4 に示す投入誤差、すなわち仰角 γ 方向に $\Delta\gamma = \pm 3^\circ$ 、方位角 Σ 方向に $\Delta\Sigma = \pm 6^\circ$ の投入姿勢の誤差があり、またその高度 h に $\Delta h = \begin{smallmatrix} -57 \\ +45 \end{smallmatrix}$ km、速度 V に $\Delta V = \pm 0.22$ km/s の誤差があった場合、投入の \ominus スピン軸方向、および軌道分散により第 1 可視時に探査機からみえる地上局方向がどの様に分散するかを図 3.2-5 に示す。この図にみる様に、打出し点高度の分散 Δh 、投入速度の分散 ΔV による影響は小さく、投入スピン軸方向、地上局方向はノミナル軌道（設計軌道）のものからはほとんどずれていない。すなわち、これらに直接的に影響を与えるのは $\Delta\gamma$ と $\Delta\Sigma$ であると考えてよい。

これらの軌道分散にさらにスラストによる制御の誤差が加わる。ブロックコマンドによるスピン軸マヌーバを実行する際に、スピン軸が太陽方向に対して直角 ($\theta_s = 90^\circ$) になることを検出してスラスト噴射を停止する制御法を用いると、スラストのパルスセントロイド誤差により図 3.2-1 の②の例が示す様にラムライン経路が分散するが、最終の \ominus スピン

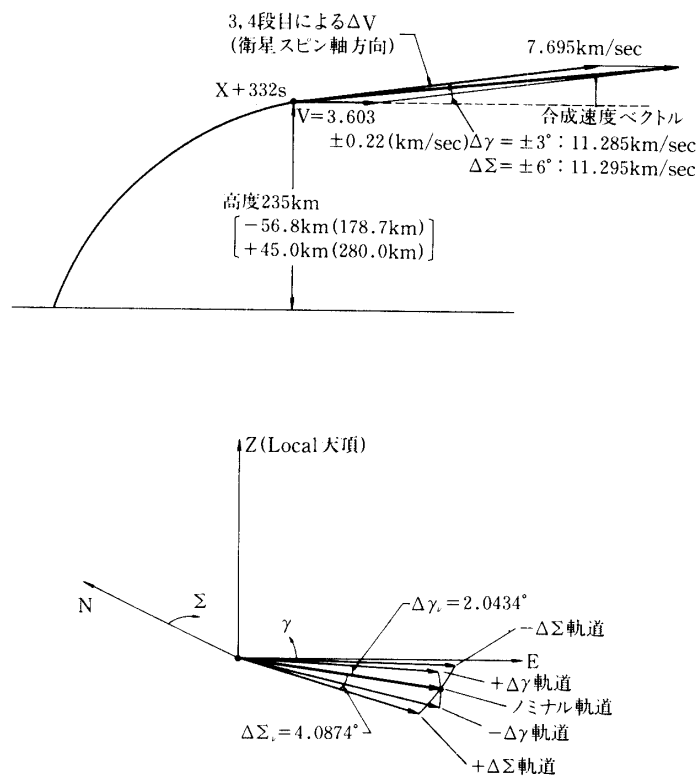


図 3.2-4 探査機投入時の誤差

軸方向は $\theta_s = 90^\circ$ の大円上で停止する。分散軌道の各々に対して、パルスセントロイド誤差 $\Delta\nu = \pm 3.6^\circ$ (角度換算) があつた時の最終姿勢の $\bar{\theta}_E$ (\ominus スピン-地球角) の値を求め、この値とアンテナパターン範囲 (図 3.2-2) を比べることにより、軌道分散、制御分散をすべて考慮した時の初期姿勢捕捉の可否が判定できる。図 3.2-6 は、"さきがけ" のローンチウインドウの中の7つの計画軌道の各々に対して分散軌道を考え、さらに各分散軌道に対して(1)項に示した \ominus スピン軸制御経路[2]と[3]で制御誤差を考慮した時に得られる最終 \ominus スピン軸方向の $\bar{\theta}_E$ の分布を示したものである。図は、[2]、[3]のいずれの制御経路を採用しても、 $\bar{\theta}_E$ はそれぞれ MGA, LGA のアンテナパターンの捕捉範囲に分布しており、上記軌道分散、姿勢制御誤差が存在しても地上局との通信回線がとりうる様な姿勢になっていることを保証している。"さきがけ" では、その後に黄道面垂直制御が行なわれることを考慮し、[2]の制御経路を採用した。

"すいせい" では、自動太陽捕捉制御を採用しているため制御経路は短く、 $\bar{\theta}_E$ の分散は"さきがけ" の場合よりも小さくなっている。"さきがけ" と同様に軌道分散、制御分散があつてもローンチウインドウの全期間にわたり初期姿勢捕捉が確実に実行されることを示す解析結果が得られている。

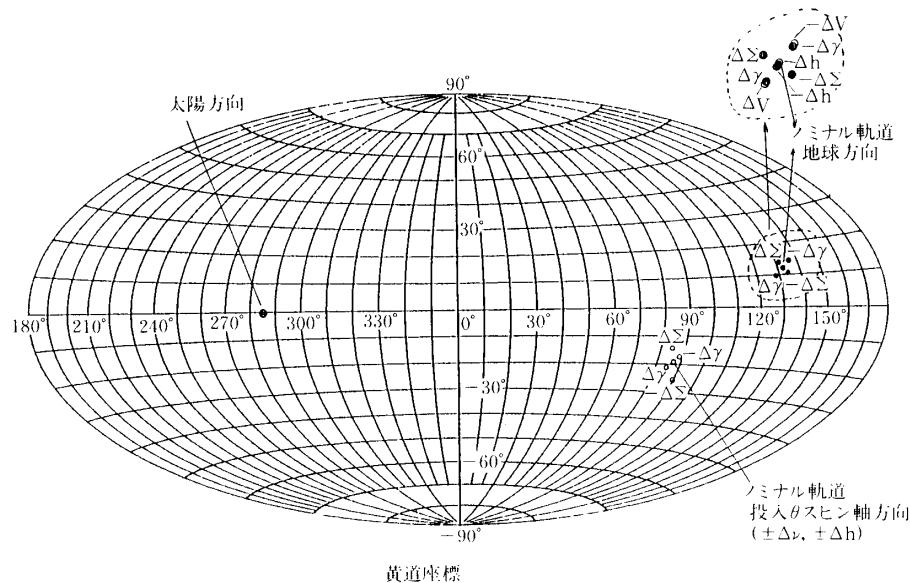


図 3.2-5 軌道投入誤差による投入 \ominus スピン軸方向と地球方向の分散

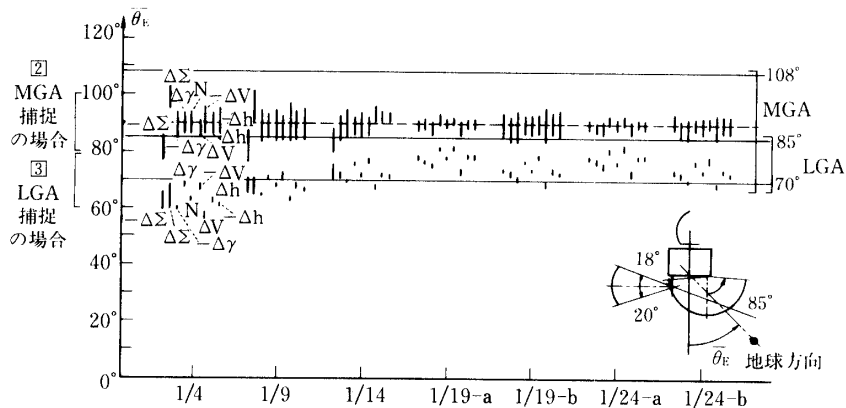


図 3.2-6 $\theta_s \rightarrow 90^\circ$ 制御後の姿勢の第1可視時における $\bar{\theta}_E$ の分散
(各軌道での縦方向の幅は姿勢制御誤差 $\Delta\nu = \pm 3.6^\circ$ によるものである)

3.3 軌道修正

探査機が投入される実際の軌道は、前項で述べた様に打出し点における諸誤差のため目標軌道からずれたものとなる。誤差の発生の仕方はランダムであるため、これを補正するためには探査機には慣性空間の任意の方向に向けて増速できる能力が要求される。しかし、システム設計上の制約から探査機のスラスターは図 2.1-3 に示す様に探査機の上面のみに配置されていること、また、増速のためにとる探査機姿勢は通信回線、電力、熱などの諸条件を満足しなければならないことを考慮すると、増速方向もある程度の制約を受けることになる。

本項では、増速時の探査機姿勢に対して、

- 1) LGA または MGA により地上局との通信回線が確保できること。
- 2) 電力収支がとれること。
- 3) 熱的な θ_s 範囲を守ること。
- 4) 姿勢が決定できること、すなわちサンセンサが太陽を検出し、スタースカナが明るい星を検出できる姿勢であること。

の4つの拘束条件を与えた時に、天球上のどの方向に増速が可能であることを解析した結果を示す。

探査機は、図 2.1-3 のスラスター配置では、アキシアルスラスター、キャンティッドスラスターを組合せて使用することにより、機体座標の \ominus スピン軸から 68° のコーン内の任意の方向に加速することが可能である。一方、慣性空間内で、上記 1)～4) の姿勢拘束条件を満足する \ominus スピン軸のとりうる範囲は、“すいせい”のローンチウインドウ初日の打上げの場合には、図 3.3-1 の様になる。この範囲内の任意の方向に \ominus スピン軸を向けることができ、さらにそこから 68° のコーン内の任意の方向に増速可能であることから、天球上での増速可能範囲を示す図 3.3-2 が得られる。同図からわかる様に、天球上のほとんどの方向に向けて増速が可能である。太陽方向を中心とする全天の数%の方向への増速が不可能であることが示される。

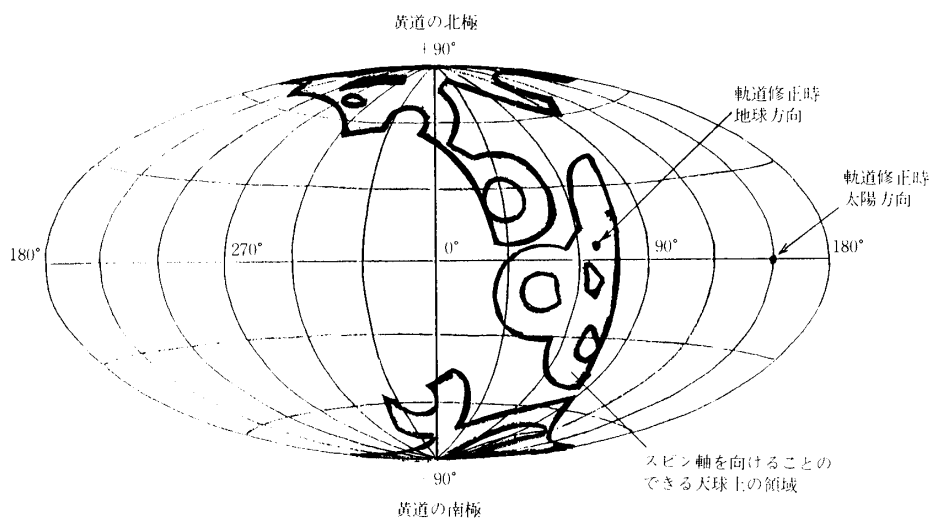


図 3.3-1 軌道修正時○スピン軸許容範囲 (すいせい)

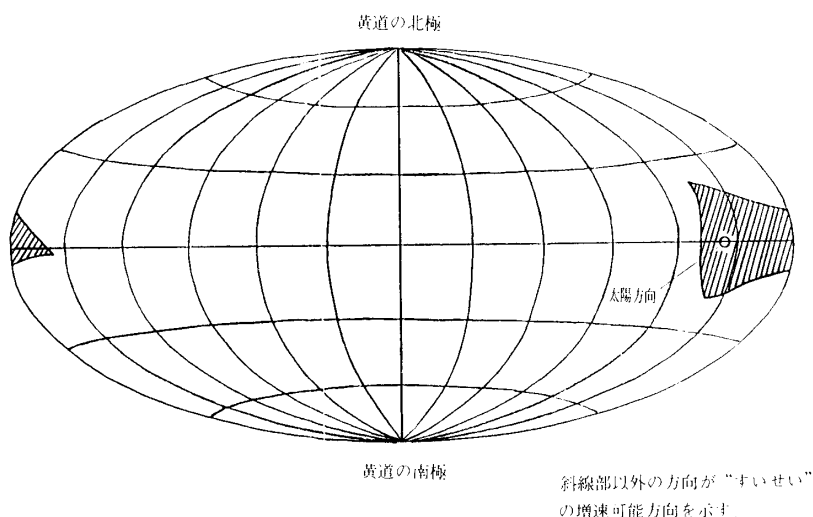


図 3.3-2 増速可能方向 (すいせい)

3.4 定常運用

定常運用フェイズでは、ノミナルには探査機は黄道面垂直姿勢で太陽まわりの楕円軌道を航行することになるが、探査機軌道が黄道面からわずかに傾いている“さきがけ”、“すいせい”の実際の軌道の場合には、スピン軸を黄道面垂直から傾けて運用しなければならない。黄道面に対する探査機の軌道傾斜角は“さきがけ”で最大 2.4° 、“すいせい”で最大 1.0° でわずかであるが、打上げから2月までの間は探査機は地球に近い所にいるため、探査機からみた地球方向は、黄道面からかなり離れた方向に見えることになる。図3.4-1に“さきがけ”のローンチウィンドウ初日の設計軌道に打上げた場合の、探査機からみた慣性

空間内での地球、太陽の方向の推移を示す。打上げ初期では、探査機は黄道面の下側にもぐり込んでいくため、探査機からみて地球は黄緯 $+116^\circ$ の方向にある。探査機が地球から離れるに従い軌道傾斜角の効果は小さくなり、地球方向の黄緯は 0° に収束していく。MGA、または HGA で地上局と回線を保ちながら運用するには、探査機からみた地球、太陽方向の推移、および各アンテナのパターンの幅を考慮して探査機姿勢を調整していかなければならない。図 3.4-2 は、“さきがけ”の場合の運用初期におけるこの様な姿勢範囲の推移を示している。実際の運用に当っては、同図に星のパターンを重ね、姿勢決定のことも考慮して一定期間ごとに適切な姿勢を再設定し、それにもとづいて姿勢を動かしていくという方法がとられた。“すいせい”の場合には、軌道傾斜角が小さいため、かなり早くから姿勢を黄道面垂直にすることが可能であり、実際には軌道修正フェイズ終了後からほぼ黄道面垂直の姿勢で定常的な運用に入っている。

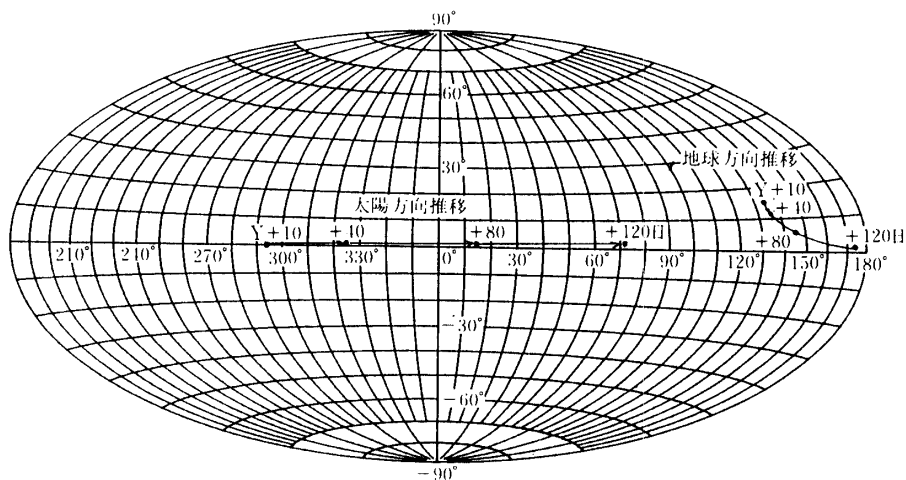


図 3.4-1 探査機からみた打上げから 3 か月間の地球方向・太陽方向の推移 (“さきがけ”)

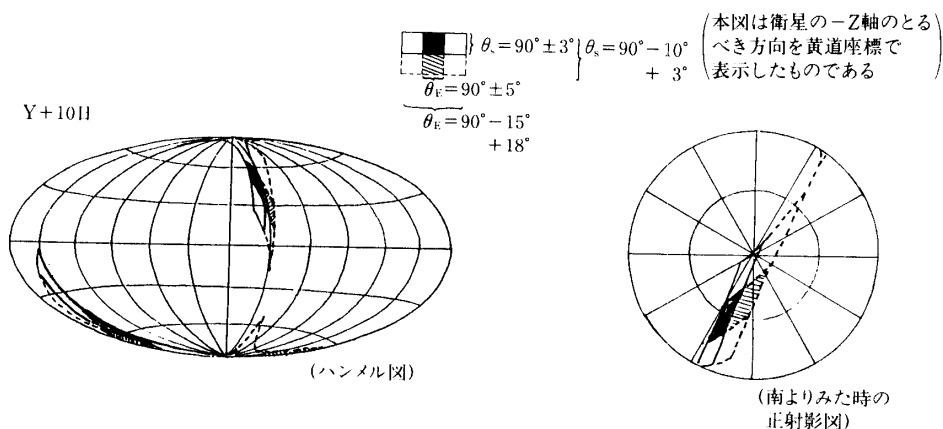
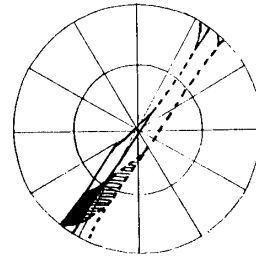
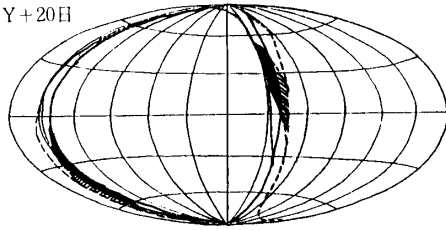
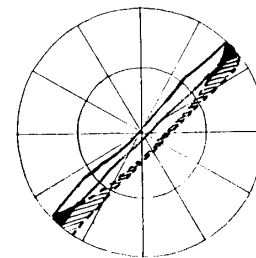
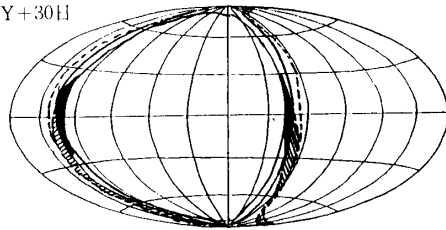


図 3.4-2 初期の運用姿勢範囲の推移 (1/2)

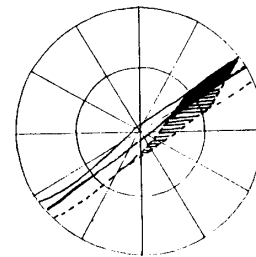
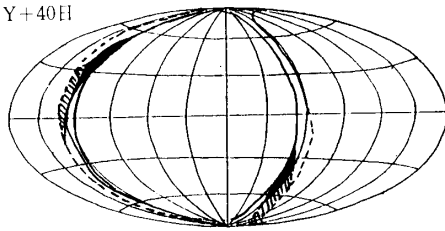
Y+20日



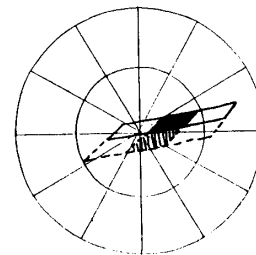
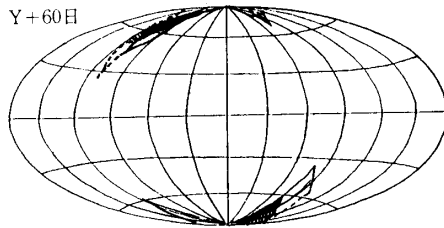
Y+30日



Y+40日



Y+60日



Y+80日

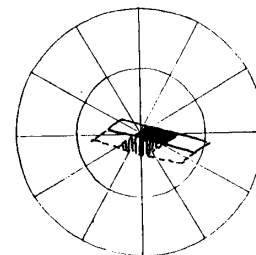
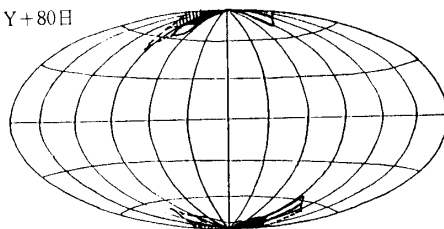


図 3.4-2 初期の運用姿勢範囲の推移 (1/2)

4. 姿勢ダイナミクスの解析

4.1 制御法

両探査機は、第2章で記述した様に、RCS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機能と、MWAによる低スピン制御機能を有する。ここでは、この様なスラスト制御を行なううえでの基本的な制御方法を記述し、次に、ハレー彗星撮像時の低スピン制御を実現するホイール制御系の制御方法を記述する。

4.1.1 RCS スラストによる探査機の制御法

両探査機のスラスト制御は、オープンループ制御による場合は、図4.1-1に示す制御項目をAOCEにブロックコマンドとして送出する事により行なわれる。一方、ハードワイヤードロジックによる自動RCS制御では、制御則が予め、AOCE内部に組み込まれていることになる。この時、スピン軸方向制御は、太陽方向を基準とするラムライン制御法となり、軌道速度制御では、アキシャルスラストとキャンティッドスラストを組み合わせたベクターモード法が一般に用いられる。そこで、本項では以下に示す、両探査機の基本的なスラスト制御法について記述する。

- a) スラストによる発生トルクと推力
- b) ラムライン制御法
- c) 軌道速度制御法
- d) スラストによる発生トルクと推力

両探査機に搭載された6基のスラストの組み合わせにより、表4.1-1に示す制御が可能となる(図2.1-3に示したスラスト配置図参照)。この時、各スラストの組み合わせによって発生するトルクと推力は、表4.1-2の様にまとめることができる。

b) ラムライン制御法

一般に、スラストによりスピン軸方向を変更する制御方法として、ツーインパルス法、大円法、ラムライン法など各種の方法が提案されている。このうち、ラムライン法はハードウェアでの制御ロジックの実現が比較的容易であることから、広く用いられている。変更角が極度に大きくない時に、消費燃料が最小の大円法の場合とあまり差がないこともひとつの利点となっている。“さきがけ、及び”すいせい”のスピン軸方向制御も、ラムライン法に基づくものである。

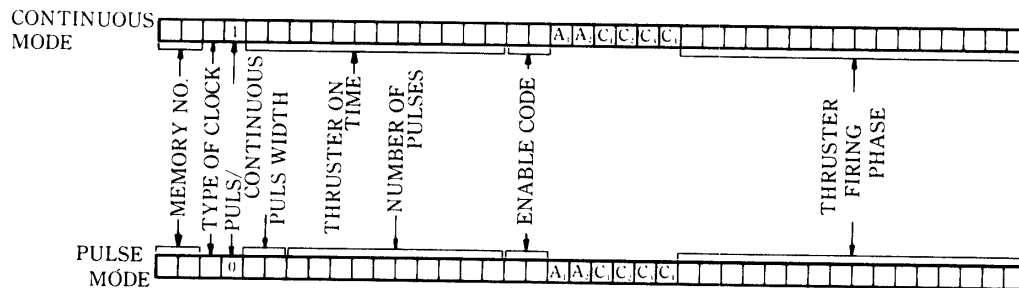


図 4.1-1 RCS ブロックコマンド

表 4-1-1 制御モードとスラスタの組み合わせ

	Maneuver	Thruster Combination	Firing Mode
Angular Momentum Control	Initial Despin	$C_2 + C_3$, (C_2) , or (C_3)	Continuous
	CCW Unloading (Spin Up)	$C_1 + C_4$, (C_1) , or (C_4)	Continuous
	CW Unloading (Spin Down)	$C_2 + C_3$, (C_2) , or (C_3)	Continuous
Spin Axis Maneuver	Coarse Precession	A_1 or A_2	Pulse
	Fine Precession	$C_1 + C_3$ or $C_2 + C_4$	Pulse
Orbit Correction	Axial Mode	$A_1 + A_2$, (A_1) , or (A_2)	Continuous
	Canted Mode	$C_1 + C_2$ or $C_3 + C_4$	Pulse
	Vector Mode	Combination of A, C Thrusters	Continuous/Pulse

() 内のモードは Backup として使用する

表 4.1-2 スラスタ組合わせによるトルク・推力マトリクス

スラスタ組合せ	---	C_1	C_2	C_3	C_4	A_1	A_2
—		$-F_1$	$+F_1$	$-F_1$	$+F_1$	0	0
		$-F_2$	$-F_2$	$+F_2$	$+F_2$	0	0
		$-F_3$	$-F_3$	$-F_3$	$-F_3$	$-F$	$-F$
C_1	0		0	$-2F_1$	0		
	$-T_2$		$-2F_3$	0	0		
	T_3		$-2F_3$	$-2F_3$	$-2F_3$		
C_2	0	0		0	$2F_1$		
	T_2	0		0	0		
	$-T_3$	0		$-2F_3$	$-2F_3$		
C_3	0	0	0		0		
	$-T_2$	$-2T_2$	0		$2F_2$		
	$-T_3$	0	$-2T_3$		$-2F_3$		
C_4	0	0	0	0			
	T_2	0	$2T_2$	0			
	T_3	$2T_3$	0	0			
A_1	$-T$						0
	0						0
	0						$-2F$
A_2	$+T$					0	
	0					0	
	0					0	

(注) マトリックス内の 3 つの値は衛星座標での $\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}$ 成分を表わす。
 実線内は発生推力を示す
 破線内は発生トルクを示す

$$\begin{cases} F_1 = \frac{\tan \theta_c}{\sqrt{1 + \tan^2 \theta_c + \tan^2 \theta_e}} F \\ F_2 = \frac{1}{\sqrt{1 + \tan^2 \theta_c + \tan^2 \theta_e}} F \\ F_3 = \frac{\tan \theta_e}{\sqrt{1 + \tan^2 \theta_c + \tan^2 \theta_e}} F \end{cases} \quad \begin{cases} T_2 = \frac{(Y_c \tan \theta_c - X_c)}{\sqrt{1 + \tan^2 \theta_c + \tan^2 \theta_e}} \tan \theta_e \cdot F \\ T_3 = \frac{Y_c \tan \theta_c - X_c}{\sqrt{1 + \tan^2 \theta_c + \tan^2 \theta_e}} F \\ T = Y_s F \end{cases}$$

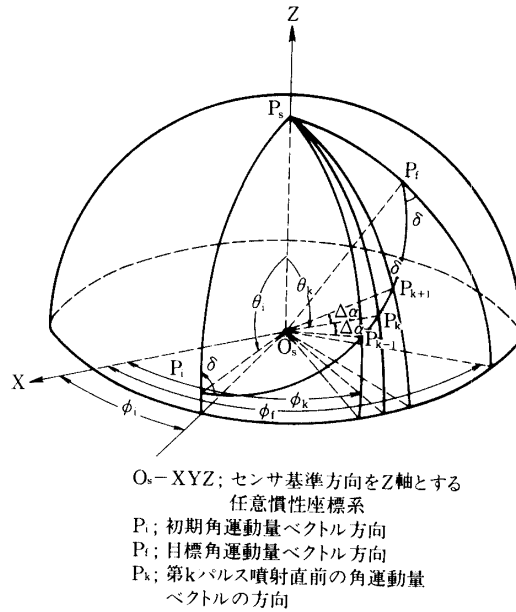


図 4.1-2 ラムライン制御法（センサ基準方向を天頂とする単位球面上に於ける角運動量ベクトルの軌跡）

ラムライン法は、サンセンサパルスから一定時間後に噴射を行なうことにより、探査機の角運動量を目標方向に移動させる方法である。従って、基準方向（太陽方向）を北極とする単位球面上での角運動量方向の軌跡は、子午線と常に一定角度を為す曲線（ラムライン）を描き、これをメルカトル図法で平面に写像すると直線になる。この時、必要な制御パラメータは、噴射位相角 δ と噴射回数 N である。今、一回のパルス噴射による角運動量方向の移動角を $\Delta\alpha$ とすると、図 4.1-2 より、

$$\Delta\alpha \cos \delta = -d\theta, \quad \Delta\alpha \sin \delta = \sin \theta d\phi \quad (4.1-1)$$

が成立し、これらを積分することにより位相角 δ を表わす次式が得られる。

$$\delta = \tan^{-1} \{ (\phi_f - \phi_i) / \ln | \tan(\theta_f/2) / \tan(\theta_i/2) | \} \quad (4.1-2)$$

又、噴射回数 N は単位球面上のラムライン長を $\Delta\alpha$ で割算することによって求められる。

c) 軌道速度制御法

“さきがけ、及び”すいせい”の様なスラスト配置における増速制御方法には、

- (i) アキシアルスラストモード
- (ii) キャンティッドスラストモード
- (iii) ベクターモード

の3つのモードが考えられる(図4.1-3)。制御モード(i)は、アキシアルスラスト($A_1 + A_2$)を連続噴射するものであり、燃料効率、所要制御時間の観点から、最も効率の良い制御モードである。制御モード(ii)は、キャンティッドスラスト $C_1 + C_2$ 又は $C_3 + C_4$ をパルス噴射するものであり、1スピン周期に1度しか噴射できない為、(i)に比べて制御時間が相当長くなる。

一方、制御モード(iii)は、(i)と(ii)の混合モードであり、アキシアルスラストとキャンティッドスラストの推力合成により所定方向に増速を行なうものである。この制御モード(iii)では、 \ominus スピン軸方向から計った増速方向 x によって燃料効率に変化する(後述)が、 $x = 0^\circ \sim 69^\circ$ の範囲内の任意の方向に増速可能という利点がある。

今、要求された増速ベクトル(大きさ ΔV , 方向 x) をベクターモード法により実現する場合、アキシアル及びキャンティッドスラストによる増速量 ΔV_a 及び ΔV_c は次式で与えられる。

$$\Delta V_a = \Delta V (\cos x - \sin x \tan \theta_e) \quad (4.1-3)$$

$$\Delta V_c = \Delta V \sin x / \cos \theta_e$$

又、全消費燃料 ΔW は、次式で求められる。(θ_e および以下に現われる θ_c の角度の定義については図2.1-3 参照)

$$\Delta W = \frac{M \Delta V}{g I_{sp}^{(c)}} \left\{ (\cos x - \sin x \tan \theta_e) + \frac{I_{sp}^{(c)} \sin x}{\eta_c I_{sp}^{(p)} \cos \theta_e} \right\} \quad (4.1-4)$$

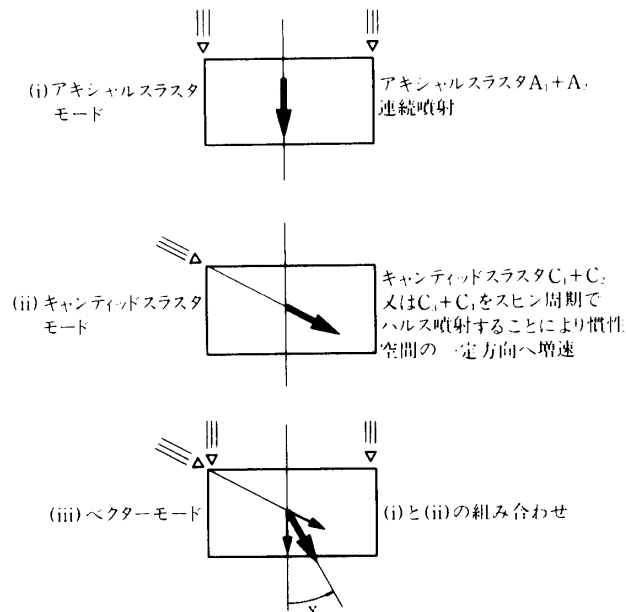


図 4.1-3 軌道速度制御時のスラスト噴射モード

M : 探査機質量

$I_{sp}^{(i)}$: パルス噴射 ($i=p$) 又は連続噴射 ($i=c$) におけるスラスト比推力

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

t_p : パルス噴射巾

更に、アキシアルスラストのみで増速する場合の消費燃料 $\Delta W'$ と ΔW との比を効率 η と定義すれば

$$\eta \equiv \Delta W' / \Delta W \quad (4.1-5)$$

$$= \left\{ \cos x + \left(\frac{I_{sp}^{(c)}}{\eta_c I_{sp}^{(p)} \cos \theta_e} - \tan \theta_e \right) \sin x \right\}^{-1}$$

となり、両探査機では $x=0^\circ \sim 69^\circ$ で $\eta_{\min} \simeq 0.74$ 程度である。

以上、軌道速度制御の制御モードについて記述した。実際の制御運用では、一般に、増速姿勢への姿勢変更制御、増速制御、初期姿勢への姿勢戻し制御の制御シーケンスとなる。この時の増速方法は、消費燃料や所要制御時間等を勘案し、最適な増速モードが選択されることになる。

4.1.2 モーメンタムホイールによる低スピン制御

ハレー彗星撮像時の制御方式は、モーメンタムホイールを一定レート（ノミナル 2000 rpm）で回転させて姿勢の安定をはかるとともに、探査機をノミナル 0.2 rpm の低レートでスピンさせるというバイアスモーメンタム方式が採用されている。この時、探査機のスピンレート安定度が $0.2 \text{ rpm} \pm 1/256 \text{ rpm}$ ($0.2 \text{ rpm} \pm 0.4\%$) 以内という撮像時の要求を満足する為には、ホイールレート安定度として $2000 \text{ rpm} \pm 0.19 \text{ rpm}$ 以内の高性能が要求される。

従来のバイアスモーメンタム方式の科学衛星におけるホイール制御方式では、系が簡単なアナログタコフィードバック方式が採用されてきた。しかし、今回のミッションを達成する為には更に高安定度のホイール制御が必要となり、アナログ方式に比べて、以下の利点を有するデジタルタコフィードバック方式が開発された。

- ホイール回転数の精密な設定が可能である。
- アナログ回路のドリフトなどによる回転数の変動が避けられる。
- 製作段階で細かな調整を要するアナログタコメータ回路が不要である。

両探査機のホイール制御系は、ホイールと探査機との相対レートが一定になる様に制御するもので、系全体の構成は、図 4.1-4 で表わされる。タコフィードバックは、ホイールから出力された 6 pulse/rev のインデックスパルスより 1 pulse/rev のタコパルスを生成し、このパルス数を 16 bits カウンタにより計測してノミナルレートからの誤差分を D/A 変換することにより、フィードバック信号を得ている。この時、ホイールレート変動の主

要因として、タコパルスのジッターによるもの (D_1)、トルクリップルによるもの (D_3)、ホイール制御信号に加わる雑音 (D_2) などが考えられる。これ等の要因によるホイールレートの変動は、解析検討の結果、最悪として表 4.1-3 に示す程度であり、要求性能を十分満足するものである。

表 4.1-3 ホイールレート変動 (解析検討)

要 因	レート変動 (3σ) (rpm)	条 件
ホイールタコパルス ジッター	0.0479	タコパルスジッター ± 0.0667 rpm 以下
トルク信号雑音	0.109	100 mV _{P-P} (max) の ノイズ
トルク リップル	4.52×10^{-4}	トルクリップル $0.017 \sin \omega t$ [Nm]
総合安定度	0.119	RMS

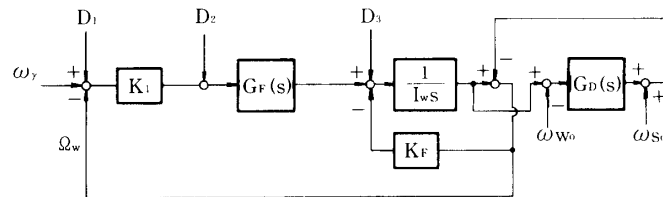


図 4.1-4 ホイール制御系ブロック図

ω_r : 目標レート K_1 : ゲイン定数 D_1 : タコパルスジッター
 Ω_w : ホイール相対レート K_F : フリクション係数 D_2 : トルク信号雑音
 ω_{s0} : 探査機本体ノミナルレート I_w : ホイール慣性モーメント D_3 : トルクリップル
 ω_{w0} : ホイールノミナルレート $G_F(s)$: フィルター伝達関数
 $G_D(s)$: 衛星ダイナミクス

4.2 スラスタ制御解析

“さきがけ”及び“すいせい”には、科学衛星として初めて RCS が搭載され、設計段階から RCS サブシステムの性能検討とともに、各種のスラスタ制御による探査機ダイナミクスの解析検討が進められてきた。本項では、検討された種々のスラスタ制御解析のうち、両探査機で特徴的な以下の 2 項目について、その結果をまとめる。

- (i) 2つの制御則の同時実行時の衛星ダイナミクス
 - (ii) キャンティッドスラスタ増速モードにおける姿勢変化
- (i) は、両探査機の AOCE ハードワイヤードロジックによるスピン軸方向制御とプロッ

クコマンドによる同制御を同時に実行した場合のダイナミクスに相当する。一方、(ii)は、第 4.1 項で記述したキャンティッドスラストモードによる増速制御時に、燃料消費にともない重心位置が移動し、スラストベクトルが重心位置を通らなくなることに起因する姿勢の変化を解析している。

4.2.1 2つの制御則の同時実行時の探査機ダイナミクス

ここでは、別々の制御則によるスピン軸方向制御を同時に実行した場合の、系の安定性をニューティション角を求めることにより論ずる。但し、ここで扱う系は、対称スピン型衛星とし、1パルスあたりの姿勢変更角は小さいとする。

今、系の運動方程式を次式で表現する。

$$\dot{\mathbf{x}}(t) + \tilde{A}\mathbf{x}(t) = \mathbf{m}(t) \quad (4.2-1)$$

$$\begin{aligned} \text{但し } \mathbf{x} &\equiv (\omega_x, \omega_y)^t & \omega_0: \text{スピンレート} \\ \omega_n &\equiv \omega_0(\sigma - 1) & \sigma: \text{慣性モーメント比} \\ \mathbf{m} &\equiv (m_x/I_t, m_y/I_t)^t & I_t: \text{トランスバース方向慣性モーメント} \\ \tilde{A} &\equiv \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 0 \end{bmatrix} & m_x, m_y: X \text{ 及び } Y \text{ 方向印加トルク} \end{aligned}$$

(4.2-1)式を Laplace 変換して解を求めると

$$\mathbf{x}(t) = \tilde{\Phi}(t)\mathbf{x}(0) + \int_0^t \tilde{\Phi}(t-\tau)\mathbf{m}(\tau)d\tau \quad (4.2-2)$$

$$\text{但し, } \tilde{\Phi}(t) = \begin{bmatrix} \cos \omega_n t & -\sin \omega_n t \\ \sin \omega_n t & \cos \omega_n t \end{bmatrix}$$

となり、印加トルクを与えればニューティションの様子がわかる。ここでは、両探査機でアキシアルスラストによるスピン軸方向制御とキャンティッドスラストによるスピン軸方向制御を同時に行なった場合を例にとり、ニューティション角を求める。

この時、1スピンの噴射による印加トルク $\mathbf{m}(t)$ を、次式で示す周期 t_c のインパルストルク列とみなす (図 4.2-1)。

$$\mathbf{m}(t) = \begin{bmatrix} \sum_{n=0} T_a \Delta t_a \delta(t - t_a - nt_c) / I_t \\ \sum_{n=0} T_c \Delta t_c \delta(t - nt_c) / I_t \end{bmatrix} \quad (4.2-3)$$

(4.2-3)式を(4.2-2)式へ代入し、 n パルス目の解を求めれば、(4.2-4)式が得られる。

$$x_n(t) = e^{jn\theta} x_0 + \frac{1 - e^{jn\theta}}{1 - e^{j\theta}} C \quad (4.2-4)$$

但し,

$$x_n(t) \equiv \omega_{n,x}(t) + j\omega_{n,y}(t)$$

$$C \equiv \frac{T_a \Delta t_a}{I_t} e^{j(t_a - t_c)} + j \frac{T_c \Delta t_c}{I_t} e^{j t_c}$$

$$\theta \equiv \omega_n t_c$$

次に, (4.2-4)式を用いて, n パルス目で発生するニューティション角を求める. (4.2-4)式より $|x_n|$ を求めると

$$|x_n|^2 = |x_0|^2 + 2 \left| \frac{\sin \frac{n\theta}{2}}{\sin \frac{\theta}{2}} \right| |x_0| |C| \cos\left(\frac{\theta}{2} + \alpha_x + \alpha_c\right) + \left| \frac{\sin \frac{n\theta}{2}}{\sin \frac{\theta}{2}} \right|^2 |C|^2$$

但し, α_x, α_c は x_0, C の位相角である.

$$x_0 \equiv |x_0| e^{j\alpha_x}, \quad C \equiv |C| e^{j\alpha_c} \quad (4.2-5)$$

となるが, 更に

$$|x_n|^2 \leq (|x_0| + \left| \frac{1}{\sin \frac{\sigma}{2}} \right| |C|)^2$$

が成立する故, 初期ニューティション角を $\theta_0 (= I_t |x_0| / I_z \omega_0)$ とすれば, n パルス目に発生するニューティションの最大値 $\theta_n(\max)$ は,

$$\begin{aligned} \theta_n(\max) &\leq \frac{I_t}{I_z \omega_0} (|x_0| + \left| \frac{1}{\sin \theta/2} \right| |C|) \\ &= \theta_0 + \frac{[(T_a \Delta t_a)^2 + (T_c \Delta t_c)^2 - 2 T_a T_c \Delta t_a \Delta t_c \sin \omega_n t_a]^{1/2}}{I_z \omega_0 \sin\{\pi(\sigma-1)\}} \end{aligned} \quad (4.2-6)$$

となる. この結果から, 図 4.2-1 に示した 2 つの制御則によるスピン軸方向制御を実施しても, 系は発散することなく, 又この時の最大ニューティション角は, (4.2-6)式で見積もることができる.

図 4.2-2 に 2 つのスピン軸方向制御則を同時に実行した時のスピン軸が描く軌跡をシミュレーションし, この結果をメルカトル図上に表わした例を示す. これは, 自動太陽捕捉制御とブロックコマンドによるスピン軸方向制御を同時に実行したものである. この例では $\theta_{n(\max)} \simeq 0.5^\circ$ であり, (4.2-6)式で求めた結果と良く一致することが示される. なお, 1 スピン中に複数回のスラスト制御を行なった時のスピン軸の軌跡は, 図 4.2-2 に示した様に, 一般に複雑になるが, これを図式的に求めることもできることを付記しておく[1].

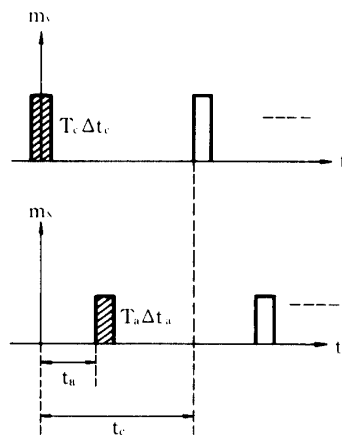


図 4.2-1 インパルストルク列

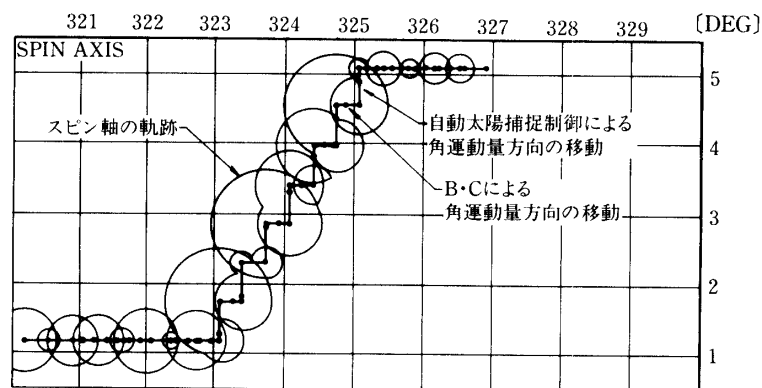


図 4.2-2 2つのスピン軸方向制御則の同時実行シミュレーション例（自動太陽捕捉制御とブロックコマンドによる制御）

4.2.2 キャンティッドスラスト増速モードにおける姿勢変化

両探査機は、実装上の問題から、RCS 燃料のみの重心位置 G_{RCS} と探査機本体の重心位置 G_a が、同一スピン平面にない（図 4.2-3 参照）。従って燃料消費に伴ない探査機全体の重心位置が $-Z$ 軸方向へ移動することになる。これは、スピン速度制御、スピン軸方向制御ではトルクアームが若干変化する程度で制御上問題とならないが、キャンティッドスラストによる増速 $\Delta V_c (C_1 + C_2 \text{ 又は } C_3 + C_4)$ では合成推力ベクトルが重心を通らなくなり、姿勢が乱れる。特に、 ΔV_c 実行中に探査機の運用姿勢条件を逸脱しないかが当初より懸念された。

探査機の重心位置の幾何的關係を図 4.2-3 に示す。これは、打上げ時に G_f にあった探査機全体の重心位置が、燃料消費に伴ない G に移動し、燃料が空の状態では G_a の位置にくることを示す。又、 $C_1 + C_2$ 又は $C_3 + C_4$ のスラストベクトルは、 G_f の位置を通る様にアライメントされる。

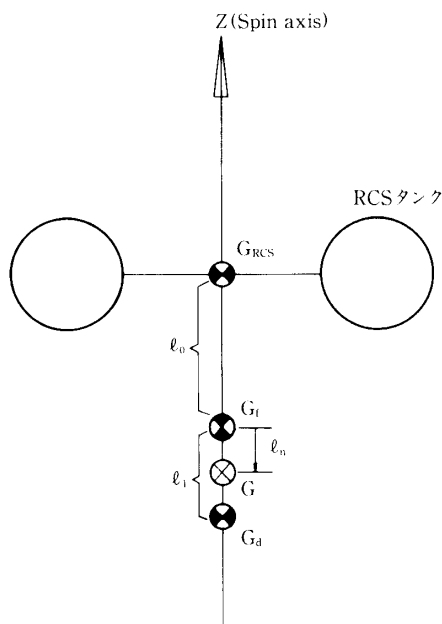


図 4.2-3 重心位置の移動

今、1パルス噴射中の質量特性は不変とし、1パルス噴射による増速量、消費燃料を各々 ΔV 、 ΔW とすると、 n 回目のパルス噴射で得られる増速量 ΔV_n 及び n 回目までの噴射による重心位置移動量 l_n は次式となる。

$$\Delta V_n = F \Delta t / \{M_0 + W_0 - (n-1)\Delta W\} \quad (4.2-7)$$

$$l_n = [l_1 M_0 - l_0 \{W_0 - (n-1)\Delta W\}] / \{M_0 + W_0 - (n-1)\Delta W\}$$

但し、 W_0 ：初期燃料

M_0 ：探査機ドライ質量

従って、 n 回目のパルス噴射により発生するプリセス角 $\Delta\theta_n$ は、

$$\Delta\theta_n = M_n l_n \Delta V_n \cos \theta_e / I_z \omega_0 \quad (4.2-8)$$

となる。

故に、 n 回目までのパルス噴射により発生するプリセス角 θ_n は、(4.2-7)式を(4.2-8)式へ代入することにより、次式によって求められる。

$$\theta_n = \sum_{i=1}^n \Delta\theta_i \quad (4.2-9)$$

$$\Delta\theta_i = \frac{F_{\Delta t}}{I_z \omega_0} \cdot \frac{l_1 M_0 - l_0 \{W_0 - (i-1)\Delta W\}}{M_0 + W_0 - (i-1)\Delta W} \cos \theta_e$$

図 4.2-4 は、両探査機で $l_0 = 20 \text{ mm}$ とした場合の計算例である。この結果、 ΔV_c により 50 m/sec の増速を連続して実行すると 6° 程度プリセスすることになる。運用上はマヌーバを分割して、姿勢調整制御を間に入れて実施すれば問題のない値と言える。

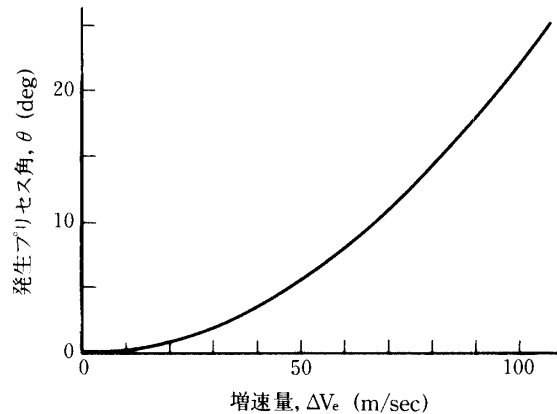


図 4.2-4 ΔV_c によって発生するプリセス角

4.3 デスパン・ホイール制御系干渉解析

4.3.1 概要

ハレー彗星撮像時には、モーメントムホイールにより探査機の角運動量を吸収し、探査機本体は 0.2 rpm の低スピン状態となる。この時、探査機のスピンレート変動は $0.2 \text{ rpm} \pm 1/256 \text{ rpm}$ 以下に抑えることが要求される。この為、ホイール制御系をデジタルタコフィードバックにより構成し、そのミッション要求を満足する様に設計したことを、第 4.1 節で述べた。当初の運用計画では、 0.2 rpm モードでハレー彗星を撮像し、撮像データを一旦、磁気バブルメモリに蓄えた後、ホイールを停止して 6 rpm モードで HGA により地上局へデータを伝送する方式が考えられた。しかし、この様な方法では運用時間がかかる為、電力収支がとれる期間では、 0.2 rpm モードのまま HGA デスパン制御を実行し、この間にハレー彗星撮像とデータ伝送を交互にくり返す方式が提案された。

0.2 rpm モードで HGA のデスパン制御を実行した時、探査機本体のスピンレート安定度は、ホイールレートの変動のみならず、デスパンモータのトルクリップルからも影響を受ける。又、探査機スピンレートを通して力学的にホイール制御系とデスパン制御系が干渉し、探査機本体レートがハレー彗星撮像時の要求安定度を逸脱することも懸念された。

上述の様な両制御系の干渉の有無を調べる手法として、制御系をモデル化することにより解析的に行なう方法が考えられるが、モデル化誤差など不確定な要因を取り除く事が困難となる。そこで、筆者らは実際のハードウェアを用いたシミュレーション実験により、デスパン・ホイール両制御系の干渉を調べた。以下に、シミュレーション実験の方法とその結果を記述する。

4.3.2 シミュレーション実験

デスパン・ホイール両制御系の干渉を調べる実験装置の構成を図 4.3-1 に示す。本実験

では、一軸回りのレートテーブル上に MWA 及び HGA とデスパンモータ (ADM) を搭載し、AOCE によりホイールを一定レートに制御するとともに、デスパン制御装置 (DCE) により HGA のポインティング制御を行なう。一方、一軸レートテーブルは、探査機本体を模擬し、以下の様なダイナミクス計算に基づいて駆動される。まず、オプティカルエンコーダから出力された角度増分パルスの時間間隔をカウンタにより計測し、これをミニコンに取り込むことにより、探査機本体と HGA との相対レートを算出する。同時に AOCE 経由で取り込んだホイールタコパルスから探査機本体とホイールロータとの相対レートも算出する。以上より HGA、ホイール及び探査機本体の角運動量が保存される様に、探査機本体のレートを決定し、一軸レートテーブルを駆動する。

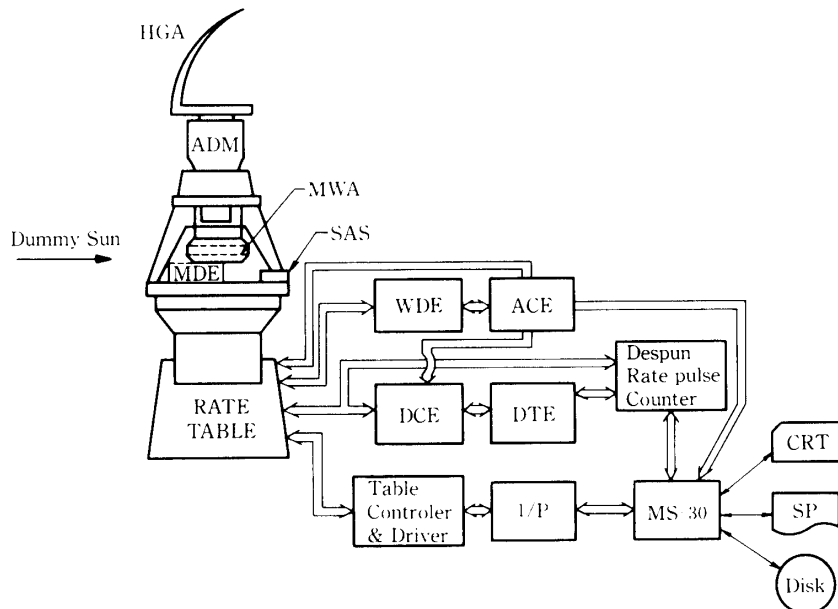


図 4.3-1 シミュレーション実験装置構成

4.3.3 実験結果

以上のシミュレーション実験装置構成と方法により、0.2 rpm モードにおけるデスパン・ホイール両制御系の干渉を調べた結果を表 4.3-1 に示す。

この結果、ハレー彗星撮像時にデスパン制御を実行した場合、デスパンモータのトルクリップルによる探査機本体レートの変動は、 $\pm 0.1\%$ (3σ) 程度であり、要求される安定度を満足する事を確認した。又、デスパン制御の実行・非実行にかかわらず、ホイールレートの変動幅がほとんど変化しないことから、デスパン、ホイール両制御系は定常状態ではほとんど干渉がないとみなせる。なお、本実験により、デスパン制御を実行しない場合の探査機本体レートの変動は、 $\pm 0.01\%$ (3σ) 以内であり、要求される安定度を満足している事が確認された。

表 4.3-1 シミュレーション実験結果

	デスパン制御非実行		デスパン制御実行		
	衛星本体レート	ホイールレート	衛星本体レート	ホイールレート	デスパンレート
平均レート ω_m (rpm)	0.199617	2000.127	0.199613	2000.128	0.199742
レート変化幅 $\Delta \omega$ (rpm) (3 σ)	1.9×10^{-5}	6.6×10^{-3}	2.3×10^{-4}	5.7×10^{-3}	4.4×10^{-2}
平均レートに対する変化率 $\frac{\Delta \omega}{\omega_m} \times 100$ (%)	0.01	0.0003	0.1	0.0003	22

4.4 ティルト解析

“さきがけ、及び “すいせい” は打上げ後の初期段階ではシングルスピン方式で運用され、HGA のデスパン制御を行なう時にはデュアルスピン方式で運用される。通常、この種のスピン衛星では、衛星の最大慣性主軸が幾何学的な回転中心軸に一致する様に、打上げ前に、十分なダイナミック／スタティックバランスがとられる。しかし、種々の原因でこの最大慣性主軸と幾何軸がずれる（ティルト）と、姿勢検出にバイアス誤差が生じたり、HGA のポインティングにゆらき加わるなどの弊害が現われる。そこで、本節では、両探査機で特徴的な以下の 3 項目のティルトについて解析検討した結果を記述する。

- (a) アンテナ／マスト伸展により生ずるティルト（“さきがけ”）
- (b) HGA のダイナミック／スタティックアンバランスにより誘起されるティルト
- (c) RCS の燃料によるティルト角の変化

4.4.1 アンテナ／マスト伸展による “さきがけ” のティルト

“さきがけ” では、定常観測モードに入る時点で、プラズマ波の観測の為に 5 m 長の PWP アンテナと、磁場計測の為に 2.7 m 長の IMF マストが伸展する。PWP アンテナは、スピン軸に直角な面内に対称に 2 本伸展する為、探査機にティルトは現われない。一方、IMF マストはスピン軸にはほぼ直角方向に 1 本伸展する為、ティルトが発生する。アンテナ／マストが伸展した時に発生するティルト角は以下の様に求められる。

今、アンテナとマストが伸展した時の、探査機固定座標系で表現した探査機全体の慣性マトリックス \tilde{I} を次式とする。

$$\tilde{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4.4-1)$$

この時、探査機のティルト角を厳密に求めるには (4.4-1) 式のマトリックスの固有値に対応する固有ベクトルを求めれば良い。しかし、ティルト角が微小であれば、探査機固定座標系

でみた X 方向ティルト角 θ_x 及び Y 方向ティルト角 θ_y (図 4.4-1) は、次式で表現できる。

$$\begin{aligned}\theta_x &= \frac{I_{xz}(I_{zz}-I_{yy})+I_{yz}I_{xy}}{(I_{zz}-I_{xx})(I_{zz}-I_{yy})-I_{xy}^2} \\ \theta_y &= \frac{I_{yz}(I_{zz}-I_{yy})+I_{xz}I_{xy}}{(I_{zz}-I_{xx})(I_{zz}-I_{yy})-I_{xy}^2}\end{aligned}\quad (4.4-2)$$

また、マトリックス \tilde{I} の成分のうち I_{xy} 成分は、探査機固定座標系を適当に選べば $I_{xy}=0$ とできるので、この時、探査機のティルト角 θ は

$$\begin{aligned}\theta &\equiv (\theta_x^2 + \theta_y^2)^{1/2} \\ &= \left\{ \left(\frac{I_{xz}}{I_{zz}-I_{xx}} \right)^2 + \left(\frac{I_{yz}}{I_{zz}-I_{yy}} \right)^2 \right\}^{1/2}\end{aligned}\quad (4.4-3)$$

により求められることになる。

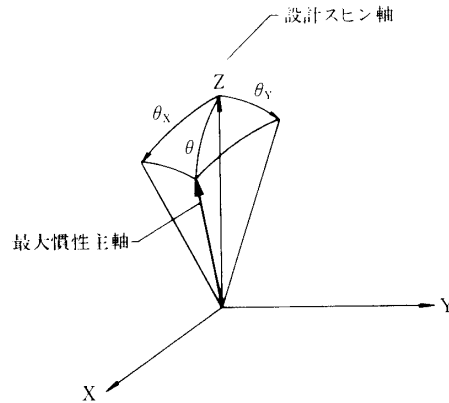


図 4.4-1 ティルト角

“さきがけ” のノミナルな質量特性 (RCS 燃料 = 0 kg のとき) に基づく、アンテナとマストの伸展時のティルト角 θ は、以下の様になる。

(i) PWP アンテナのみ伸展した場合

$$\tilde{I} = \begin{bmatrix} 22.5 & 0.251 & -8.75 \times 10^{-4} \\ 0.251 & 20.3 & -1.22 \times 10^{-3} \\ -8.75 \times 10^{-4} & -1.22 \times 10^{-3} & 31.5 \end{bmatrix}, \quad \theta = 0.0084 \text{ deg}$$

(ii) IMF マストのみ伸展した場合

$$\tilde{I} = \begin{bmatrix} 22.1 & -1.09 & 0.220 \\ -1.09 & 21.2 & -0.186 \\ 0.220 & -0.186 & 31.7 \end{bmatrix}, \quad \theta = 1.66 \text{ deg}$$

(iii) PWP アンテナ及び IMF マストを伸展した場合

$$\tilde{I} = \begin{bmatrix} 23.7 & -0.823 & 0.219 \\ -0.823 & 21.8 & -0.187 \\ 0.219 & -0.187 & 34.1 \end{bmatrix}, \quad \theta = 1.49 \text{ deg}$$

4.4.2 HGA のダイナミック／スタティックアンバランスにより誘起されるティルト

本項では、探査機本体部及びデスパン部の各々に、ダイナミック／スタティックアンバランスがあり、かつデスパン部取付誤差がある系に対して探査機全体のティルト角を求める式を示す。

ここで扱う探査機の力学状態は、HGA が非デスパン制御中で、探査機本体と一緒に回転している場合である。この時、HGA と探査機本体から構成される力学モデルは、一般に図 4.4-2 の様に表わせる。

今、探査機全体の慣性マトリックス \tilde{I} を座標系 Σ_0 で表現すると、

$$\tilde{I} = {}_0\tilde{I}_B + {}_0\tilde{I}_D \quad (4.4-4)$$

但し、

$${}_0\tilde{I}_B = T_1 \tilde{I}_B^* T_1^{-1} + m_B \{({}_0\mathbf{R}_b \cdot {}_0\mathbf{R}_b) I_{3 \times 3} - {}_0\mathbf{R}_b \cdot {}_0\mathbf{R}_b^t\}$$

$${}_0\tilde{I}_D = T_3 T_2 \tilde{I}_D^* T_2^{-1} T_3^{-1} + m_D \{({}_0\mathbf{R}_d \cdot {}_0\mathbf{R}_d) I_{3 \times 3} - {}_0\mathbf{R}_d \cdot {}_0\mathbf{R}_d^t\}$$

で表わされるが、(4.4-4)式中の各座標変換マトリックスと各位置ベクトルを求めて整理すると、マトリックス \tilde{I} の成分のうち I_{xz} 及び I_{yz} 成分として次式を得る。

$$\begin{aligned} I_{xz} = & -\theta_2(C-A) \\ & + \{a' C_3(\varphi_2 + \delta_2) - b' S_3(\varphi_1 + \delta_1) + c'(-\delta_2 C_3 + \delta_1 S_3 - \varphi_2 C_3 + \varphi_1 S_3)\} \\ & + m_e a_1 a_3 \\ I_{yz} = & \theta_1(C-B) \\ & + \{-a' S_3(\varphi_2 + \delta_2) - b' C_3(\varphi_1 + \delta_1) + c'(\delta_2 S_3 + \delta_1 C_3 + \varphi_2 S_3 + \varphi_1 C_3)\} \\ & + m_e a_2 a_3 \end{aligned} \quad (4.4-5)$$

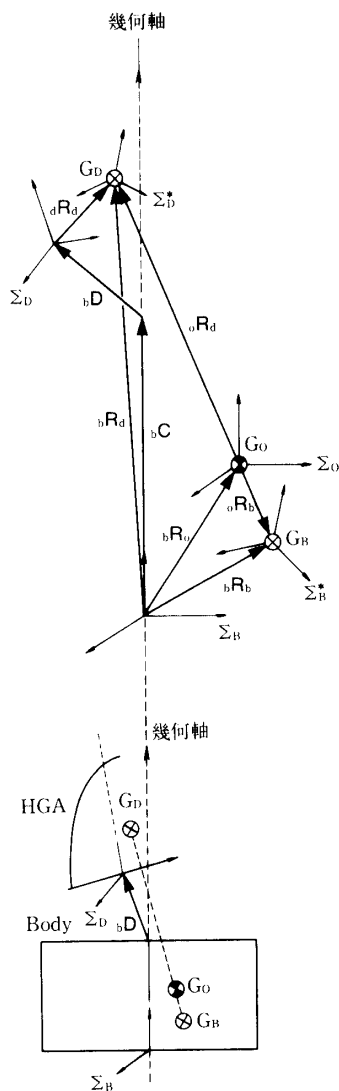


図 4.4-2 力学モデル

T_1 ; Σ_B^* 系から Σ_0 系への変換マトリックス (オイラー角; θ_i)
 T_2 ; Σ_D^* 系から Σ_D 系への変換マトリックス (オイラー角; δ_i)
 T_3 ; Σ_D 系から Σ_0 系への変換マトリックス (オイラー角; φ_i)
 m_B ; 衛星本体部質量
 m_D ; デスパン部質量
 ${}_b\mathbf{R}_0$; G_0 の位置ベクトル
 ${}_b\mathbf{R}_b$; G_B の位置ベクトル
 ${}_b\mathbf{R}_d$; G_D の位置ベクトル
 ${}_b\mathbf{C}$; デスパン部取付予定位置ベクトル
 ${}_b\mathbf{D}$; デスパン部取付誤差ベクトル
 ベクトル表記 ${}_c\mathbf{R}$ における添字 c は定義する座標系を示す.

G_0 : 衛星全体の重心
 G_s : 衛星本体部のみの重心
 G_D : デスパン部のみの重心
 Σ_0 : G_0 を原点とし, Σ_B に平行な座標系
 Σ_B : 衛星本体部に固定した幾何座標系
 Σ_B^* : G_B を原点とし, 衛星本体部の慣性主軸に一致した座標系
 Σ_D : デスパン部に固定した幾何座標系
 Σ_D^* : G_D を原点とし, デスパン部の慣性主軸に一致した座標系
 \tilde{I} : Σ_0 系で表現した G_0 回りの衛星全体の慣性マトリックス
 ${}_0\tilde{I}_B$: Σ_0 系で表現した G_0 回りの衛星本体部慣性マトリックス
 ${}_0\tilde{I}_D$: Σ_0 系で表現した G_0 回りのデスパン部慣性マトリックス
 \tilde{I}_B^* : Σ_B^* 系で表現した G_B 回りの衛星本体部慣性マトリックス
 \tilde{I}_D^* : Σ_D^* 系で表現した G_D 回りのデスパン部慣性マトリックス

但し,

$$\mathbf{a} \equiv (a_1, a_2, a_3)^t = {}_b\mathbf{R}_b - {}_b\mathbf{C} - {}_b\mathbf{D} - T_{3d}\mathbf{R}_d$$

$$m_e \equiv m_B m_D (-m_D + m_B) / (m_B + m_D)^2$$

$$C_3 \equiv \cos \varphi_3, \quad S_3 \equiv \sin \varphi_3$$

$$\tilde{I}_B^* = \begin{bmatrix} A & 0 \\ B & C \end{bmatrix}, \quad \tilde{I}_D^* = \begin{bmatrix} a' & 0 \\ b' & c' \end{bmatrix}$$

又, マトリックス \tilde{I} の成分のうち, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} の各成分については次式で近似できる。

$$\left. \begin{aligned} I_{xx} &\simeq A + a' + m_D Z_{BD}^2 \\ I_{yy} &\simeq B + b' + m_D Z_{BD}^2 \\ I_{zz} &\simeq C + c' \end{aligned} \right\} \quad (4.4-6)$$

但し,

$$Z_{BD} \equiv \{{}_d\mathbf{R}_d + {}_b\mathbf{C} - {}_b\mathbf{R}_b\}_z$$

以上から, 探査機全体のティルト角 θ は, (4.4-5) 式及び (4.4-6) 式を (4.4-3) 式へ代入することにより求められることになる。特に,

- ・探査機本体部のダイナミック/スタティックアンバランスがない
- ・デスパン部取付誤差がない

様な系を考えると, (4.4-5) 式は,

$$\left. \begin{aligned} I_{xz} &= S_3 \delta_1 (c' - b') + m_D S_3 r_{dy} \cdot Z_{BD} \\ I_{yz} &= C_3 \delta_1 (c' - b') + m_D C_3 r_{dy} \cdot Z_{BD} \end{aligned} \right\} \quad (4.4-7)$$

$$\text{但し, } {}_d\mathbf{R}_d = (0, r_{dy}, r_{dz})^t$$

と簡単化され、(4.4-6)式及び(4.4-7)式より、探査機全体のティルト角 θ は、次式で求められることになる。

$$\theta^2 = \left\{ \frac{S_3 \delta_1 (c' - b') + m_D S_3 r_{dy} Z_{BD}}{C + c' - (A + a' + m_D Z_{BD}^2)} \right\}^2 + \left\{ \frac{C_3 \delta_1 (c' - b') + m_D C_3 r_{dy} Z_{BD}}{C + c' - (B + b' + m_D Z_{BD}^2)} \right\}^2 \quad (4.4-8)$$

ここで、“すいせい” の設計パラメータを用いて、(4.4-8)式から HGA のアンバランスによって生ずる探査機のティルト角を求めると、

(i) HGA のビーム方向 (Y_d 軸) が、探査機本体のトランスバース方向の慣性主軸のうち大きい方 (X_b 軸) を向く時 (即ち $\varphi_3 = \pi/2$)、ティルト角は最大となり (図 4.4-3 参照) 、

$$\theta_{\max} = \frac{\delta_1 (c' - b') + m_D r_{dy} Z_{BD}}{C + c' - (A + a' + m_D Z_{BD}^2)} \simeq 0.078 \text{ deg}$$

(ii) HGA のビーム方向が、探査機本体のトランスバース方向の慣性主軸のうち小さい方 (Y_b 軸) を向く時 (即ち $\varphi_3 = 0$)、ティルト角は最小となり、

$$\theta_{\min} = \frac{\delta_1 (c' - b') + m_D r_{dy} Z_{BD}}{C + c' - (B + b' + m_D Z_{BD}^2)} \simeq 0.061 \text{ deg}$$

となり、殆んど問題のない値と言える。

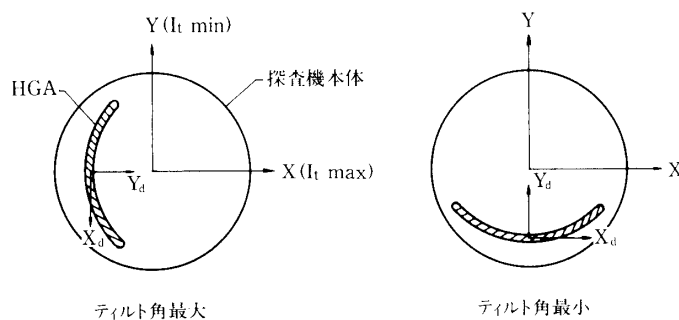


図 4.4-3 “すいせい” の HGA アンバランスに起因する探査機のティルト

4.4.3 RCS の燃料によるティルト角の変化

一般にスピン衛星では、衛星に機械的インバランスがあると、軌道上の衛星スピン軸は設計軸からずれる (ティルト)。この時、搭載されている RCS 燃料などの流体は遠心力場が変化する事により移動し、衛星全体の質量特性を変化させる。この結果スピン軸はさらにずれることになる。この様な過程は、あるつり合い点に達するまで続き、一般的に機械的インバランスによるティルトが増大する事が知られている。ティルトの増大係数 (amplification factor) は衛星の形状やタンク配置などに依存している。

“さきがけ”及び“すいせい”のRCS系は、2タンク構成によるブローダウン方式であり、気系(GN₂)は燃料充てん後に閉じられる。そこで、本項ではこの様な系でのティルトの増大係数について記述する。

RCS 燃料の移動によって生ずる探査機のティルト角(θ_x, θ_y)は、RCS タンク内の気体の状態方程式、流体燃料の静的バランスの式及び探査機の慣性マトリックスとティルト角の関係式の3つの方程式を同時に解くことによって求められる。ここで考える RCS 燃料は図4.4-4に示す様なモデルとし、式の導出にあたってはティルト角は微小とする。

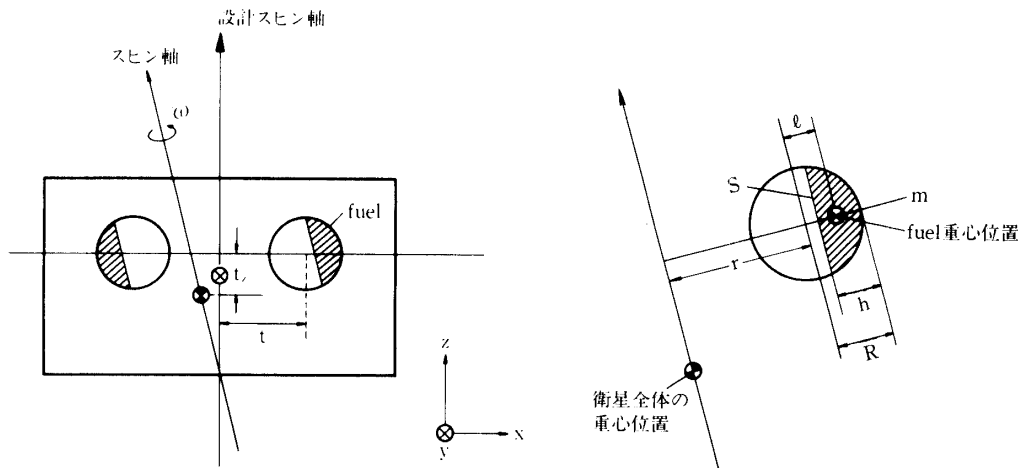


図 4.4-4 RCS 燃料モデル

R ; RCS タンクの内半径

m ; タンク内の燃料量

l ; タンク中心と燃料重心との距離

S ; 燃料面の表面積

h ; 燃料面の高さ

t ; 設計スピン軸とタンク中心との距離

t_z ; 衛星全体の重心面からタンク中心までの距離

M ; 衛星全体の質量

ω ; スピンレート

ρ ; 燃料密度

P ; タンク圧力

P_0 ; 初期タンク圧力

m_0 ; 初期燃料充てん量

δ_m ; 初期燃料充てんアンバランス量

V_T ; タンク容積

$C, A, B, I_{xz}^0, I_{yz}^0$; 燃料の移動によるティルトがない時

(ノミナル状態)の衛星全体の慣性マトリックス \hat{I} の成分

$$\hat{I} \equiv \begin{bmatrix} A & 0 & I_{xz}^0 \\ 0 & B & I_{yz}^0 \\ I_{xz}^0 & I_{yz}^0 & C \end{bmatrix}$$

(I_{xz}^0, I_{yz}^0 は機械的アンバランスによる慣性乗積)

まず、RCS タンク i 内の理想気体の状態方程式は次式で表わせる。

$$P_i(V_T - m_i/\rho) = N_i k T \quad (4.4-9)$$

但し、

$$V_T = 4\pi R^3/3$$

$$m_i = \rho \pi R^3 (3 - \zeta_i) \zeta_i^2 / 3$$

$$l_i = 3(2 - \zeta_i)^2 R / 4(3 - \zeta_i)$$

$$\zeta_i = h_i / R$$

N_i はタンク i 内の N_2 気体の分子数、 k はボルツマン定数、 T はタンク温度である。

又、各タンク間の圧力のつり合いに関して、気体圧力と液体に働く遠心力との和が各タンク間について等しくなることから、

$$P_1 - \frac{1}{2} \rho \omega^2 (r_1 + R - h_1)^2 = P_2 - \frac{1}{2} \rho \omega^2 (r_2 + R - h_2)^2 \quad (4.4-10)$$

但し、

$$r_1 = t - (\Delta r_x + \theta_x t_z)$$

$$r_2 = t + (\Delta r_x + \theta_x t_z)$$

$$\Delta r_x = \alpha \Delta h$$

$$\Delta r_y = -2ml\theta_y t_z / (Mt + 2ml)$$

$$\Delta r_z = 0$$

$$\alpha = 2\rho S(t + R - h)/M$$

一方、 (θ_x, θ_y) のテイルトがある時、探査機全体の慣性マトリクスと θ_x, θ_y は次の関係を満たす。

$$\left. \begin{aligned} (C-A)\theta_x &= I_{xz}^0 + \Delta I_{xz} \\ (C-B)\theta_y &= I_{yz}^0 + \Delta I_{yz} \end{aligned} \right\} \quad (4.4-11)$$

但し、

$$\Delta I_{xz} = -Mt_z \Delta r_x + 2ml(t + R - h)\theta_x$$

$$\Delta I_{yz} = 2mt_z^2 l \theta_y / (t + 2ml/M)$$

以上の方程式群は、 x 成分 ($I_{xz}, \Delta r_x, S_x \dots$) に関するものと y 成分に関するものの互いに独立な2つの方程式に分離できる。このうち y 成分に関するものは(4.4-11)式から直ちに求められ、

$$\theta_Y = I_{yz}^0 / \left\{ C - B - \frac{2mt_z^2 l}{t + \frac{2ml}{M}} \right\} \quad (4.4-12)$$

となる。又、 x 成分に関するものは(4.4-9)式、(4.4-10)式より Δr_x を θ_x で表わし、これと(4.4-11)式を同時に解くことによって得られる。この時、初期条件として $N_1 = N_2$ とおくことにより、

$$\theta_x = \frac{I_{xz}^0}{C - A - 2(t + R - h) \left[ml + \frac{\rho St_z^2}{1 + \frac{2\rho S(t + R - h)}{M} + \frac{PS/(V_T - m/\rho)}{\rho\omega^2(t + R - h)}} \right]} \quad (4.4-13)$$

を得る。ここで、次式に示す増大係数 k_i ($i = X, Y$) を定義することができる。

$$\begin{pmatrix} \theta_x \\ \theta_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_x & 0 \\ 0 & k_y \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_{x_0} \\ \theta_{y_0} \end{pmatrix} \quad (4.4-14)$$

但し、

$$\theta_{x_0} = I_{xz}^0 / (C - A), \quad \theta_{y_0} = I_{yz}^0 / (C - B)$$

$$k_x = \frac{1}{1 - F_x / (C - A)}, \quad k_y = \frac{1}{1 - F_y / (C - B)}$$

$$F_x = 2(t + R - h) \left[ml + \rho St_z^2 / \left\{ 1 + \frac{2\rho S(t + R - h)}{M} + \frac{\rho S / (V_T - m/\rho)}{\rho\omega^2(t + R - h)} \right\} \right]$$

$$F_y = 2mt_z^2 l / \left(t + \frac{2ml}{M} \right)$$

(4.4-14)式は、機械的インバランスのみによる X 方向ティルト角 θ_{x_0} 及び Y 方向ティルト角 θ_{y_0} が、RCS 燃料の移動により、 X 方向、 Y 方向に各々 k_x 倍、 k_y 倍だけ増大することを示す。又、(4.4-14)式に現われるファクター F_x 及び F_y がそれぞれ慣性モーメントの差 $C - A$ 及び $C - B$ に近づくにつれ、 k_x, k_y が増大することがわかる。

そこで、“さきがけ”と“すいせい”のノミナルな質量特性を用いて、上記の増大係数 k_x, k_y を調べた。図4.4-5は、上述の F_x と F_y が残存燃料によって変化する様子を示す。この結果、両探査機では $F_x \ll C - A, F_y \ll C - B$ が成立し、ミッションライフを通し、両探査機の増大係数は、 $k_{X(\max)} \simeq 1.02$ 、 $k_{Y(\max)} \simeq 1.0008$ 程度であり、問題とならないことが明らかになった。

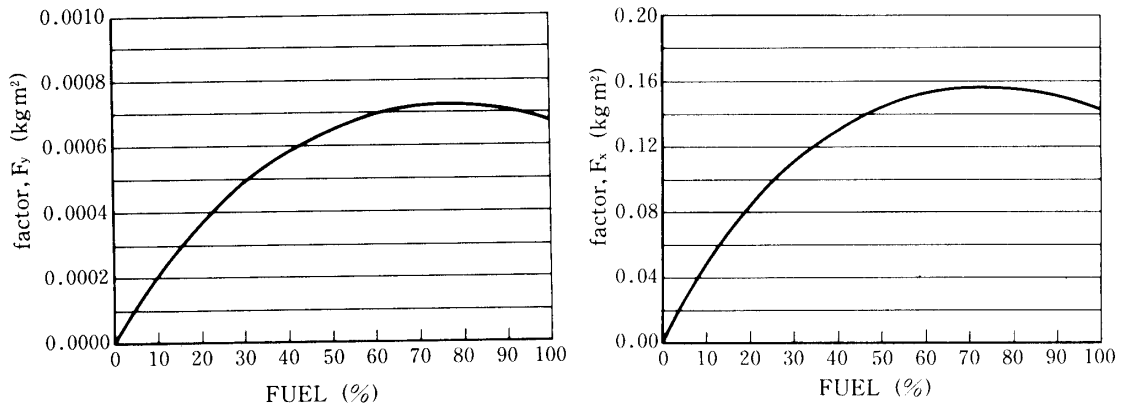


図 4.4-5 燃料消費に伴う factor $F_i (i=X, Y)$ の変化 ($\omega=6$ rpm \sim 120 rpm)

4.5 ニューティション解析

4.5.1 ニューティションダンパーの減衰時定数

さきがけ/すいせいのニューティションダンパーは円環フープ型部分充填ダンパーを採用している。そのニューティション減衰能力、すなわちこのダンパーによる衛星のニューティション運動の減衰の時定数は、ダンパーのサイズなどのダンパー固有の量、ダンパー中心の衛星重心からの距離などのダンパーの取付け位置に関する量、探査機慣性能率比などの探査機に固有の量、等多数のパラメータに依存している。図 4.5-1 にこれらの量を定義すると、作動液が安定平衡点のまわりで振動するモードでの減衰時定数は次式の τ で与えられる[2], [3]。

$$\omega\tau = \frac{I_z[(\sigma-1)^2 - \bar{\delta}/R]^2}{4m(\sigma-1)\sigma^4 \bar{h}^2} \cdot \frac{R_{e\omega}^2 + R_{e\omega}^{*2}}{R_{e\omega}} \quad (4.5-1)$$

但し

$$R_{e\omega} = a^2\omega/\nu \quad (\text{レイノルズ数}) \quad (4.5-2)$$

$$R_{e\omega}^* = \frac{8(\sigma-1)}{(\sigma-1)^2 - \bar{\delta}/R} \quad (4.5-3)$$

である。(4.5-1)式からわかるように、時定数を小さくするには、スピン軸方向に沿っての重心からの距離(h)をなるべく大きくとり、スピン軸からのオフセット量(δ)を $(\sigma-1)^2 R$ になるべく近づけ、またダンパーのフープ半径(R)を大きくし、さらに作動液の量 m を大きくとることが望ましい。“さきがけ/すいせい”のニューティションダンパーは、スラストチューブ内への実装を前提として、これらのパラメータを決め、また、実装位置

での温度が低くなることから作動液としてシリコンオイルを採用し、これを 1/3 充填して使用している。図 4.5-1 に併記した “さきがけ/すいせい” のニューティションダンパーの設計値を使用した場合の、作動液（シリコンオイル）の動粘性係数 ν の温度依存性にもとづく、減衰時定数 τ の温度変化を図 4.5-2 に示す。この図からわかるように、ニューティションダンパーの予測温度（約 -25°C ）における減衰時定数は 6 rpm のスピンモードでは約 7 分、また 0.2 rpm の低スピンモードでは約 80 時間となる。以上述べた計算結果と軌道上での実測の結果の比較については 5 章に記述する。

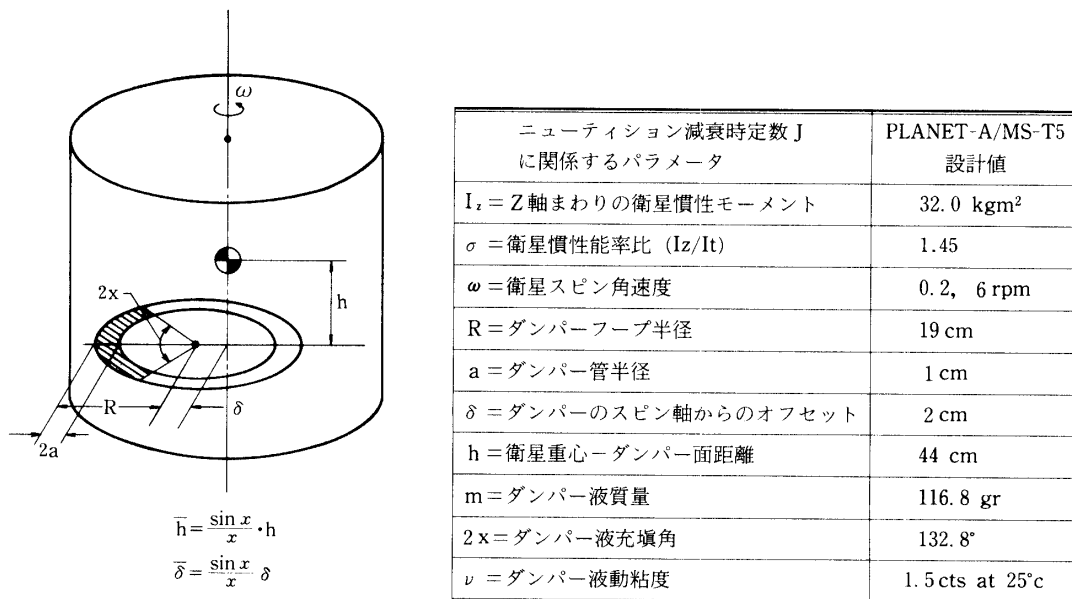


図 4.5-1 ニューティションダンパーの諸パラメータ

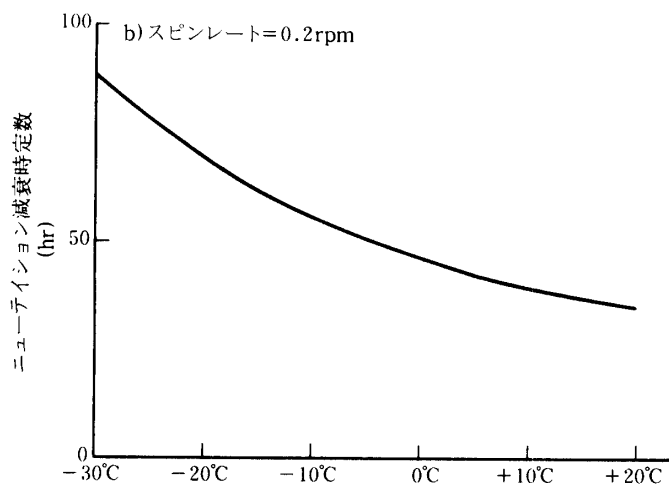


図 4.5-2 ニューティションダンパー時定数の温度変化 (1/2)

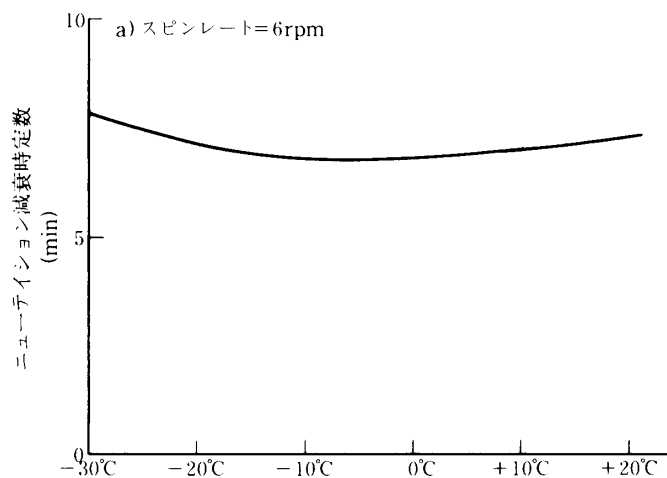


図 4.5-2 ニュートンダンパー時定数の温度変化 (2/2)

4.5.2 ホイールのミスアライメントにより誘起されるニューティション運動

ホイールのロータ軸が探査機の慣性主軸からわずかにずれている時に、ホイールを起動して探査機のスピンレートを 6 rpm から 0.2 rpm に移行させ時にどの程度のニューティションが発生するかについて記述する。図 4.5-3 に示す探査機モデルにおいて、探査機の慣性主軸は幾何学軸からずれており(テイルトまたはウオップルという)、ホイールロータ軸はこれらの両方からずれているとする。以下では慣性主軸座標系 Σ_M でのホイールミスアライメントが問題となるので、この座標系において探査機の運動を記述する。

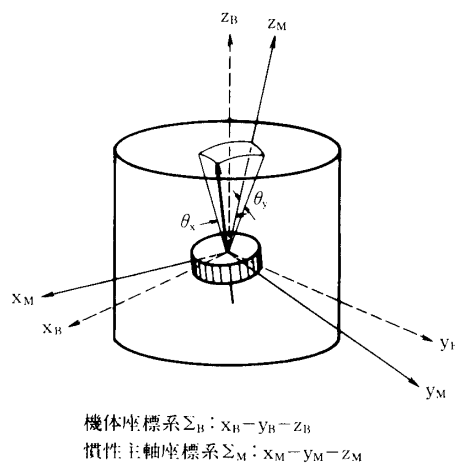


図 4.5-3 ホイール軸ミスアライメントとテイルトのある探査機のモデル

1) 定常的運動

ホイールロータの探査機本体 (Σ_M) に対する相対角速度を Ω 、またロータの回転軸まわり、およびこれと直交する方向の慣性モーメントを c_w, a_w とおくと、慣性主軸座標系にお

けるホイールロータの相対角速度ベクトル $\boldsymbol{\Omega}$ と慣性マトリックス I_w は

$$\boldsymbol{\Omega} = \Omega \begin{bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4.5-2)$$

$$I_w = \begin{bmatrix} a_w & 0 & (c_w - a_w)\theta_x \\ 0 & a_w & (c_w - a_w)\theta_y \\ (c_w - a_w)\theta_x & (c_w - a_w)\theta_y & c_w \end{bmatrix} \quad (4.5-5)$$

で表わされる。一方、探査機本体の角速度ベクトルを $\boldsymbol{\omega}$ とし、ホイールロータを含めた全体の慣性マトリックス I を

$$I = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & A & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix} \quad (4.5-6)$$

とおくと（慣性主軸座標系 Σ_M では I は対角行列となる）、探査機のもつ全角運量 \boldsymbol{H} は

$$\begin{aligned} \boldsymbol{H} &= I\boldsymbol{\omega} + I_w\boldsymbol{\Omega} \\ &= \begin{bmatrix} A\omega_x + c_w\theta_x\Omega \\ A\omega_y + c_w\theta_y\Omega \\ C\omega_z + c_w\Omega \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.5-7)$$

となる。ここで得られた \boldsymbol{H} を Euler 方程式

$$\dot{\boldsymbol{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{H} = \mathbf{0} \quad (4.5-8)$$

に代入することにより、 $\boldsymbol{\omega}$ についての運動方程式が得られる。定常的な場合、すなわちホイールを探査機本体に対して一定速度で回転させる場合 ($\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{0}$) には、

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= \omega_{\perp} \cos(\omega_n t + \phi_n) + \omega_{cx} \\ \omega_y &= \omega_{\perp} \sin(\omega_n t + \phi_n) + \omega_{cy} \\ \omega_z &= \text{一定} \end{aligned} \right\} \quad (4.5-9)$$

但し、

$$\left. \begin{aligned} \omega_{cx} &= c_w \Omega \omega_z / A \omega_n \cdot \theta_x \\ \omega_{cy} &= c_w \Omega \omega_z / A \omega_n \cdot \theta_y \end{aligned} \right\} \quad (4.5-10)$$

$$\omega_n = \frac{H_z}{A} - \omega_z \quad (\text{座標系 } \Sigma_M \text{ でのニューティション角速度}) \quad (4.5-11)$$

となる. (ω_x, ω_y) 平面内での角速度の運動の様子は, 図 4.5-4 で示され, 点 $(\omega_{cx}, \omega_{cy})$ を中心とする円運動となる.

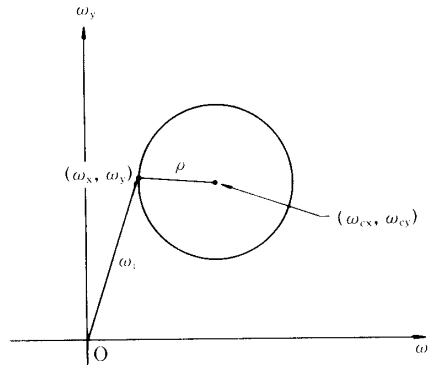


図 4.5-4 0.2 rpm モードでの (ω_x, ω_y) の運動軌跡

ホイールがほとんどの角運動量を保有する 0.2 rpm の低スピンモードでは, $c_w Q \gg C\omega_z$ である. さらに, ニューティション運動が存在しない場合 (ニューティション運動が減衰するまでに相当長時間を要するが, ここで仮にこの様な状態を考える) には

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_{x0} \\ \omega_{y0} \\ \omega_z \end{bmatrix} \cong \begin{bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \\ 1 \end{bmatrix} \omega_z \quad (4.5-12)$$

$$\mathbf{H} \simeq \begin{bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \\ 1 \end{bmatrix} c_w Q \quad (4.5-13)$$

となり, $\boldsymbol{\omega}, \mathbf{H}$ はホイールのロータ軸にそろう. すなわち, 探査機本体は, ホイールのロータ軸を慣性空間の一方向に指向させ, このまわりに低速度で回転することになる. 図 4.5-5 にこの模式図を示す.

2) ホイール加速時のスピン軸の運動

次に, ホイールを停止状態から回転を開始し, 一定の回転レートに達した後, 加速をやるまでの期間のランジェント運動について記述する.

ホイールの起動開始から探査機本体のスピンレートを 0.2 rpm までに落とすのに必要な一定のレート (これはノミナルには 2000 rpm である) にまで回転数を上げるのに要する

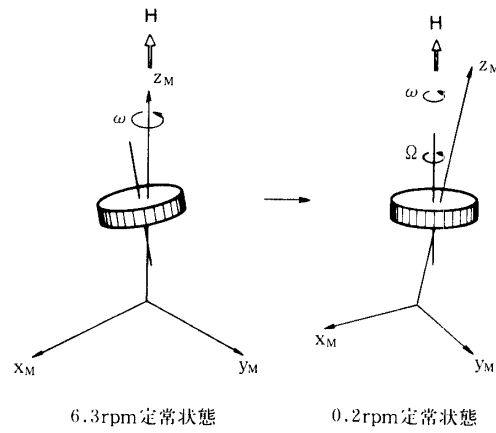


図 4.5-5

時間は約 6.5 分である。この時間は、探査機の機体座標でみたニューティション周期 21 秒 (6.3 rpm 時) と 6.7 秒 (0.2 rpm 時) に比べて十分長い時間となっている。従って、探査機本体の角速度ベクトル ω は

$$\omega_c = \begin{bmatrix} c_w \Omega \omega_z / A \omega_n \theta_x \\ c_w \Omega \omega_z / A \omega_n \theta_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4.5-14)$$

を中心とし、周波数 ω_n (4.5-11 式) でニューティション運動を起こし、この中心および周波数 ω_n がゆっくり変化している系と考えることができる。以下、Euler の運動方程式にもどって、系の運動を記述する。

この系の Euler 方程式は

$$\begin{cases} A\dot{\omega}_x + (C-A)\omega_y\omega_z + c_w\dot{\Omega}\theta_x + c_w\Omega(\omega_y - \theta_y\omega_z) = 0 \\ A\dot{\omega}_y - (C-A)\omega_x\omega_z + c_w\dot{\Omega}\theta_y - c_w\Omega(\omega_x - \theta_x\omega_z) = 0 \\ C\dot{\omega}_z + c_w\dot{\Omega} = 0 \end{cases} \quad (4.5-15)$$

で与えられる。ここで

$$\theta = \theta_x + j\theta_y \quad (4.5-16)$$

$$\omega = \omega_x + j\omega_y \quad (4.5-17)$$

$$\omega_c = \frac{c_w\Omega}{A\omega_n} \omega_z \cdot \theta \quad (4.5-18)$$

$$\omega' = \omega + \frac{c_w\Omega}{A} \theta \quad (4.5-19)$$

$$q = \sigma^2(\sigma - 1)\omega_0 \cdot \theta \quad (4.5-20)$$

但し

$$\omega_0 = H/C \quad (4.5-21)$$

を定義すると、(4.5-15)の Euler 方程式は次式にまとめられる。

$$\dot{\omega}' - j\omega_n \omega' + j\left(\frac{\omega_n}{\sigma - 1} - \omega_0\right)q = 0 \quad (4.5-22)$$

ここで、ニューティン角周波数 ω_n は一定ではなく、ホイールの加速に伴い、時間的に増大していく関数である。初期条件として、 $\omega'(0) = 0$ 、すなわちホイール起動時にニューティンがない場合を考えると、(4.5-22)式の解は

$$\omega' = -jq e^{j\varphi_n(t)} \int_0^t \left(\frac{\omega_n(\tau)}{\sigma - 1} - \omega_0\right) e^{-j\varphi_n(\tau)} d\tau \quad (4.5-23)$$

但し

$$\varphi_n(t) = \int_0^t \omega_n(\tau) d\tau \quad (\text{ニューティン位相角}) \quad (4.5-24)$$

で与えられる。"さきがけ"と"すいせい"のホイール制御系のように一定トルクでロータを加速していく場合には、 Ω, ω_n は

$$\Omega = (\Omega_0/T)t \quad (4.5-25)$$

$$\omega_n = (\sigma - 1)\omega_0 + \frac{c_w}{c} \left(\frac{\Omega_0}{T}\right)t \quad (4.5-26)$$

で与えられ、ニューティン位相角は

$$\varphi_n = (\sigma - 1)\omega_0 t + \frac{1}{2} \frac{c_w}{C} \left(\frac{\Omega_0}{T}\right)t^2 \quad (4.5-27)$$

で与えられる。但し、ここで Ω_0 はホイールロータの最終回転レート、 T は Ω_0 に達するまでの所要時間である。

ここで、 $\omega_0 T \gg 1$ すなわち、ホイールの加速に要する時間が探査機のスピン周期に比べて十分長いことを利用し、公式：

$$\int_0^x e^{-jx^2} dx = \frac{\sqrt{\pi}}{2} e^{-j\pi/4} + x e^{-jx^2} \{jM(x^2) - N(x^2)\}$$

$$M(t^2) = \frac{1}{2x^2} - \frac{1 \cdot 3}{(2x^2)^3} + \frac{1 \cdot 3 \cdot 5 \cdot 7}{(2x^2)^5} - \dots$$

$$N(x^2) = \frac{1}{(2x^2)^2} - \frac{1 \cdot 3 \cdot 5}{(2x^2)^4} + \frac{1 \cdot 3 \cdot 5 \cdot 7 \cdot 9}{(2x^2)^6} - \dots$$

を(4.5-23)式に適用する. $\sqrt{\frac{c_w}{C}\left(\frac{\Omega_0}{T}\right)} / \omega_0^2 \approx 1/\sqrt{\omega_0 T}$ の3次の項までとると, 解(4.5-23)は,

$$\omega \approx \frac{q}{\sigma-1} \left[\frac{\omega_n - (\sigma-1)\omega_0}{\omega_n} - j \frac{c_w \Omega_0}{(\sigma-1)^2 C \omega_0^2 T} \left\{ \left(\frac{(\sigma-1)\omega_0}{\omega_n} \right)^3 - e^{j\varphi_n} \right\} \right] \quad (4.5-28)$$

で近似される. これと(4.5-16), (4.5-17)式より,

$$\omega_x + i\omega_y \approx \omega_c - j \left(\frac{\sigma}{\sigma-1} \right)^2 \frac{\theta}{T} \frac{c_w \Omega_0}{C \omega_0} \left[\left(\frac{(\sigma-1)\omega_0}{\omega_n} \right)^3 - e^{i\varphi_n} \right] \quad (4.5-29)$$

が得られる. $t \geq T$ では, 上式において $t = T$ とおいた値を初期値とし, ω_c を中心とするニューティン運動に移行する. 図4.5-4における円運動の半径 ρ は上式より

$$\rho = \frac{|\theta|}{T} \left(\frac{\sigma}{\sigma-1} \right)^2 \frac{c_w \Omega_0}{C \omega_0} \left[\left\{ \left(\frac{(\sigma-1)\omega_0}{\omega_n} \right)^3 - \cos \varphi_n \right\}^2 + \sin^2 \varphi_n \right]^{1/2} \quad (4.5-30)$$

で与えられる. $t \geq T$ では ω_x, ω_y は

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= \omega_{cx} + \rho \cos(\omega_{nt} + \phi_n) \\ \omega_y &= \omega_{cy} + \rho \sin(\omega_{nt} + \phi_n) \end{aligned} \right\} \quad (4.5-31)$$

で変化し, これに伴い横方向角運動量 H_\perp , ニューティン角 θ_n も正弦関数的に変化する.

$$H_\perp^2 = H_x^2 + H_y^2 \quad (4.5-32)$$

$$\tan \theta_n = H_\perp / H_z \quad (4.5-33)$$

で与えられる H_\perp および θ_n の固定成分はホイールミスアライメントによるもので, これは結果的にはウォッブルと同じ効果をもつ. 変動成分の振幅は, それぞれ

$$\Delta H_\perp \approx A\rho \quad (4.5-34)$$

$$\Delta \theta_n \approx \Delta H_\perp / H_z \quad (4.5-35)$$

で与えられ, 上記のウォッブル的運動からのぶれを表わしている.

“さきがけ、”と“すいせい”の場合には, $\sigma = C/A = 32(\text{kg}\cdot\text{m}^2)/22(\text{kg}\cdot\text{m}^2) = 1.45$, $c_w = 0.1 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, $\omega_z = 0.2 \text{ rpm}$, $\Omega_0 = 1952 \text{ rpm}$, $T = 390 \text{ sec}$ である. ホイールのミスアライメントを $\theta_x = \theta_y = 0.0354^\circ (|\theta| = 0.05^\circ)$ とした時の, 慣性主軸座標系 Σ_M における ω の変化, および次式で与えられる角速度ベクトルの方向を示す単位ベクトル

$$\mathbf{e}_w = \begin{bmatrix} \omega_x / \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \\ \omega_y / \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \\ \omega_z / \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \end{bmatrix} \quad (4.5-36)$$

の運動の様子を図4.5-6, 図4.5-7に示す。同じパラメータに対して, $\omega_n = 9.0$ rpm, $|\omega_c| = 1.72 \cdot 10^{-4}$ rpm, $\rho = 2.15 \cdot 10^{-4}$ rpmであり, ニューティン角のふれは $\Delta\theta_n = 1.34 \cdot 10^{-3}$ degで十分小さな値となっている。慣性空間における機軸の運動を図4.5-8に模式的に示す。また, 図4.5-9に(4.5-15)式にもとづく積分計算の結果を示す。

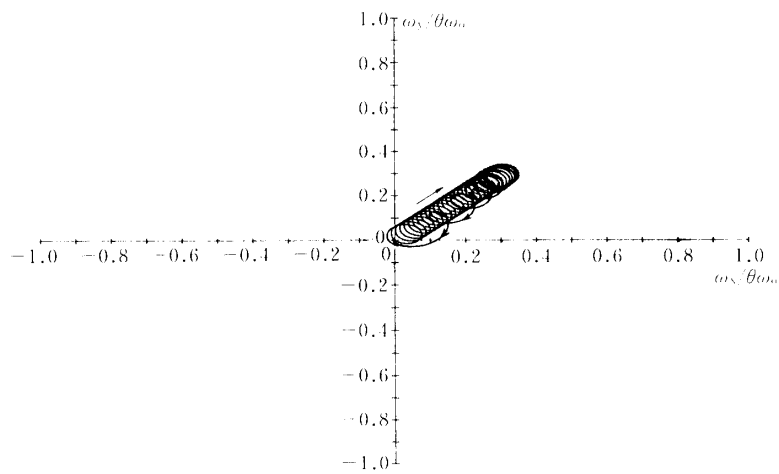


図 4.5-6 ホイール加速中の横方向角速度成分(ω_x, ω_y)の変化のシミュレーション結果($\theta\omega_0$ で規格化)(慣性主軸座標で表現)

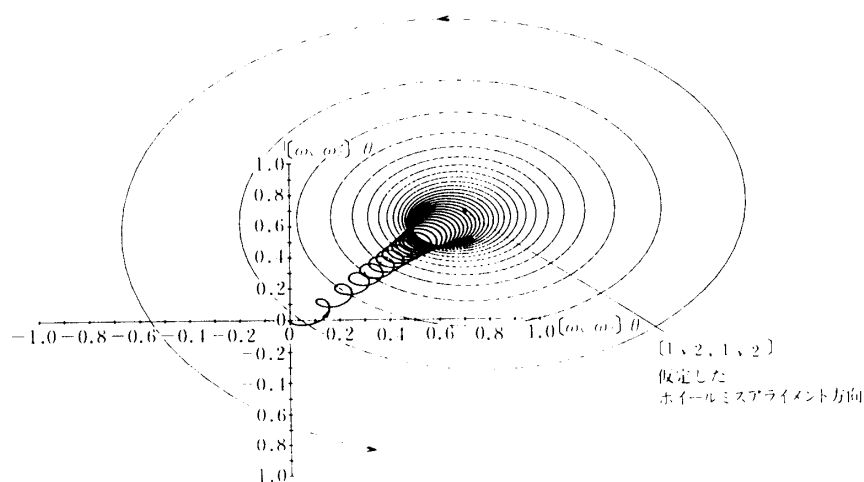


図 4.5-7 ホイール加速中の角速度ベクトルの方向 \mathbf{e}_w の運動のシミュレーション結果(θ で規格化)(慣性主軸座標系で表現)

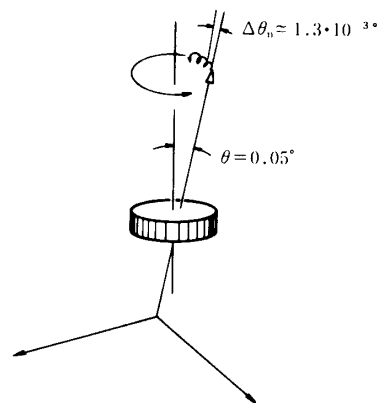
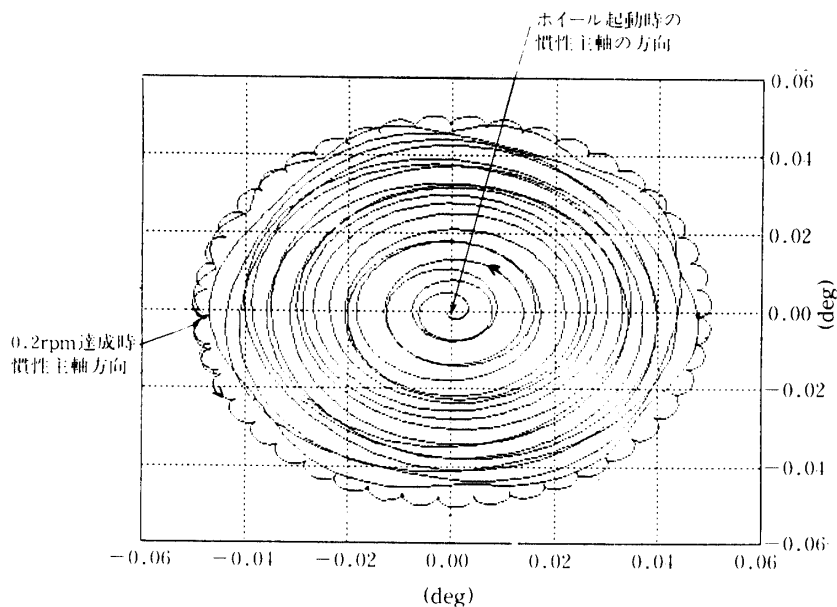
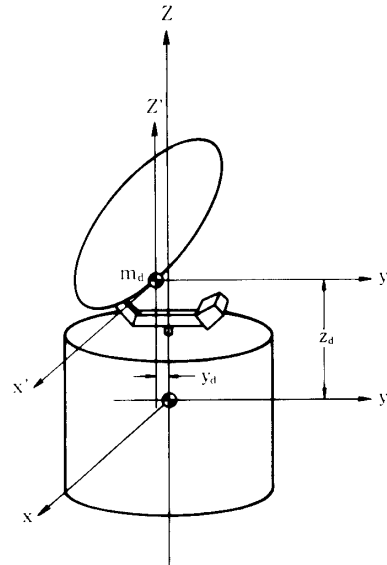


図 4.5-8 ホイール加速後の慣性主軸の運動

図 4.5-9 慣性空間における慣性主軸 z_M 方向の運動

4.5.3 デスパンアンテナのアンバランスにより誘起されるニューティション運動

“さきがけ” と “すいせい” の HGA はバランス調整に幾何学的および重量的制約があるため、4.4.2 で記述した様な静的（重心位置ずれ）および動的（慣性主軸の幾何軸からのずれ）なアンバランスが存在する。HGA の幾何軸に固定し、原点を衛星全体の重心位置にとった座標系でこれらのインバランス量を記述すると図 4.5-10 の様に表わされる。本節では、HGA を停止、すなわち探査機本体に固定されて本体とともに回転している状態から、デスピン制御を開始し、地球方向にポイティングするまでに発生するニューティション運動について記述する。



HGAの質量 m_d の中心 $= (0, y_d, Z_d)$
 上の質量中心を通るHGA単体の慣性
 マトリックス (x', y', z') 座標系)

$$= \begin{bmatrix} a & 0 & 0 \\ 0 & b & I_{yz}^{(m)} \\ 0 & I_{yz}^{(m)} & c \end{bmatrix}$$

図 4.5-10 HGA のアンバランス

(1) 運動方程式

運動方程式を図4.5-10の座標系で記述することにし、探査機本体部はスピン対称(横方向慣性モーメントが等しい)とすると、系の角運動量は

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I + \Delta_d)\omega_x \\ (I - \Delta_d)\omega_y + I_{yz}\omega_D \\ C\omega_z + c_D\omega_D + I_{yz}\omega_y \end{bmatrix} \quad (4.5-37)$$

で表わされる。ここで、 Δ_d はHGAの非対称性量で、HGAの横方向慣性モーメントを a 、 b とすると

$$\Delta_d = \frac{a - b}{2}$$

で与えられる。また I_{yz} は、図4.5-10から

$$I_{yz} = I_{yz}^{(D)} + m_D y_d \cdot Z_d \quad (4.5-38)$$

で与えられる(一)慣性乗積である。 ω_z, ω_D はそれぞれ探査機本体とHGAのスピン角速度の z 方向成分である。系の運動方程式は(4.5-37)式をEuler方程式

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega}_d \times \mathbf{H} = \mathbf{0} \quad (4.5-39)$$

に代入することによって得られる (ω_x, ω_y の高次項は省略).

$$\left. \begin{aligned} (I + \Delta_d) \dot{\omega}_x + [C\omega_z + c_d \omega_d - (I - \Delta_d) \omega_d] \omega_y - I_{yz} \omega_d^2 &= 0 \\ (I - \Delta_d) \dot{\omega}_y - [C\omega_z + c_d \omega_d - (I + \Delta_d) \omega_d] \omega_x + I_{yz} \dot{\omega}_d &= 0 \\ C\dot{\omega}_z + c_d \dot{\omega}_d + I_{yz} \dot{\omega}_y + I_{yz} \omega_x \omega_d &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.5-40)$$

(4.5-40) の第3式はデスパンモータによる制御トルク τ を使って、次の2式に分解される.

$$C\dot{\omega}_z = -\tau \quad (4.5-41)$$

$$c_d \dot{\omega}_d + I_{yz} \dot{\omega}_y + I_{yz} \omega_1 \omega_d = \tau \quad (4.5-42)$$

以下に(4.5-40)～(4.5-42)式にもとづき、デスピン制御によって発生するニューティション運動について考察する.

(2) デスピン制御により発生するニューティション運動

まず、非デスピン時とデスピン時での定常状態、すなわち(4.5-40)～(4.5-42)式に現われる時間微分がすべて0で、ニューティションが存在しない状態について考える.

非デスピン時では、 $\omega_d = \omega_z$ であり、(4.5-40)式から、この時の解は

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= 0 \\ \omega_y &= \frac{I_{yz}}{C + c_d - (I - \Delta_d)} \cdot \omega_z \end{aligned} \right\} \quad (4.5-43)$$

と表わされる.

一方、デスピン時では、HGAは慣性空間でほぼ固定され、 $\omega_d \cong 0$ である. 従って、(4.5-40)式から、この時の解は、 $\omega_x = \omega_y = 0$ となる.

以上から、探査機のスピン角速度の運動を (ω_x, ω_y) 平面上の点の運動で表現すると、デスピン制御前はニューティションダンパーによってニューティション運動が除去されるとすると、 (ω_x, ω_y) は(4.5-43)式で表わされる位置に静止している. デスパン制御を実行すると原点を中心とするニューティション運動となる. この運動はニューティションダンパーによって減衰させられるため、原点に収束するらせん運動を描くことになる. 以下に、“さきがけ”と“すいせい”の場合について、非デスピン状態からデスピン状態へのトランジェントで発生するニューティション運動について考察する.

デスピン制御は、まずHGAにインパルストルクを加えてこれを慣性空間に対して固定、すなわちスピンを停止し、次にポジション制御により、正負の方向に微小なインパルストルクを加えてアンテナのビーム方向を地球方向に指向さすという方式がとられている[4]. 印加トルクの時間的プロファイルを図4.5-11に示す.

デスピンモータのインパルストルクによる角速度の変化は、(4.5-40)～(4.5-42)式より得られる.

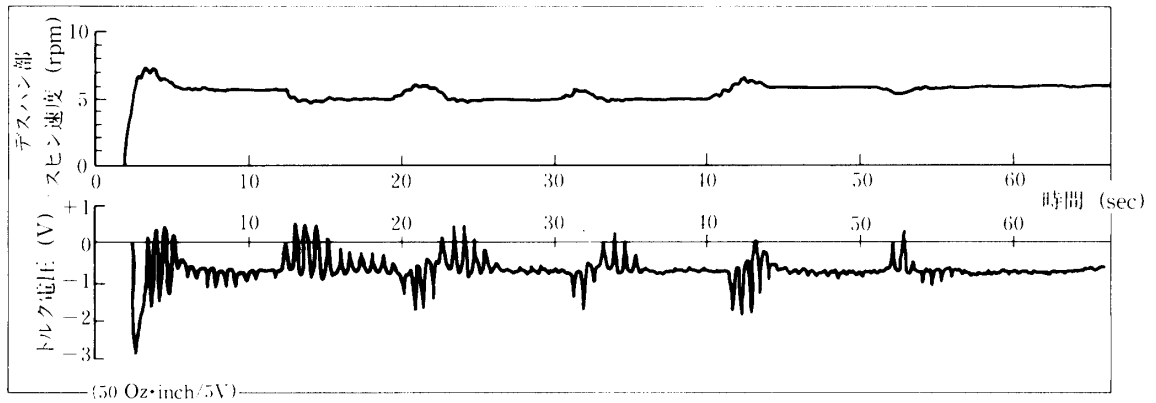


図 4.5-11 HGA デスピン制御印加トルクプロファイル

$$\left. \begin{aligned} (I + \Delta_d)\Delta\omega_x &= 0 \\ (I - \Delta_d)\Delta\omega_y + I_{yz}\Delta\omega_d &= 0 \\ C\Delta\omega_z &= -\tau\Delta t \\ c_d\Delta\omega_d + I_{yz}\Delta\omega_y &= \tau\Delta t \end{aligned} \right\} \quad (4.5-44)$$

を連立して,

$$\left. \begin{aligned} \Delta\omega_x &= 0 \\ \Delta\omega_y &= -I_{yz}/[c_d(I - \Delta_d) - I_{yz}^2] \cdot \tau\Delta t \approx -I_{yz}/c_d I \cdot \tau\Delta t \\ \Delta\omega_z &= -\tau\Delta t/C \\ \Delta\omega_d &= (I - \Delta_d)/[C_d(I - \Delta_d) - I_{yz}^2] \cdot \tau\Delta t \approx \tau\Delta t/c_d \end{aligned} \right\} \quad (4.5-45)$$

として求められる。ここで“すいせい”の HGA では $I = 22 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, $c_d = 0.195 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, $I_{yz} = -9.75 \cdot 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ であり, スタートアップインパルスは $\tau = -25 \text{ Oz}\cdot\text{inch}$, $\Delta t = 0.7 \text{ sec}$, またポジション制御では典型的には $\tau = \pm 10 \text{ Oz}\cdot\text{inch}$, $\Delta t = 0.2 \text{ sec}$ であることから, スタートアップ時では

$$\Delta\omega_y = -2.7 \cdot 10^{-3} \text{ rpm}$$

$$\Delta\omega_z = +0.053 \text{ rpm}$$

$$\Delta\omega_d = -6.0 \text{ rpm}$$

であり, またポジション制御時では

$$\Delta\omega_y = \pm 3.1 \cdot 10^{-4} \text{ rpm}$$

$$\Delta\omega_z = \pm 6.1 \cdot 10^{-3} \text{ rpm}$$

$$\Delta\omega_d = \pm 0.69 \text{ rpm}$$

の角速度変化が起こる。図 4.5-11 のトルクプロファイルに対して、模式的に表わした角速度の運動の様子を図 4.5-12 に示す。この運動のニューティン角は

$$H_{\perp} = \sqrt{\{(I + \Delta_d)\omega_x\}^2 + \{(I - \Delta_d)\omega_y + I_{yz}\omega_d\}^2} \approx I\omega_{\perp}$$

$$\tan \theta_n = H_{\perp} / H_z \approx \frac{I}{C} \frac{\omega_{\perp}}{\omega_z}$$

から求められ、ここで示した例ではポジション制御終了後のニューティン角は約 0.06° となる。

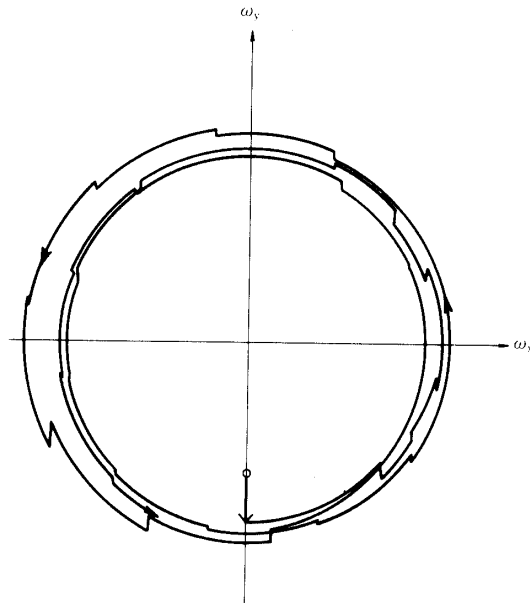


図 4.5-12 HGA デスピン制御により発生するニューティン

4.6 外乱トルク・姿勢ドリフト解析

“すいせい”や“さきがけ”のように、太陽を中心とした楕円軌道上を運動している探査機に働く主要な外乱源としては、太陽放射圧が上げられる。そこでここでは、“さきがけ”の場合を例にとって、外乱トルク及び姿勢のドリフトについて述べることにする。

4.6.1 外乱トルクの解析

ここでは、探査機のモデルとして、図4.6-1に示されたような単純化したモデルを考える。このモデルは、(1)円筒部、(2)HGAの断面部、(3)HGAの側面部の3つの部分よりなる。また、探査機・機体座標系としては、図4.6-1に示されたようなもの考える。

この時、太陽放射圧に起因する外力(\mathbf{F})及び外乱トルク(\mathbf{M})は以下のように表わされる。

$$\mathbf{F} = \int \mathbf{f} dA \quad (4.6-1)$$

$$\mathbf{M} = \int (\mathbf{p} \times \mathbf{f}) dA \quad (4.6-2)$$

ここで、 \mathbf{f} は微小面積 dA に働く外力であり、 \mathbf{p} は dA の位置ベクトルである。式(4.6-1)及び(4.6-2)の積分は、探査機の日照部全域にわたって行なわれる必要がある。Woerkomの方法によると、微小面積 dA に働く外力 \mathbf{f} は以下のように表わされる[5]。

$$\mathbf{f} = \frac{E(r)}{c} (\mathbf{i}_n \cdot \mathbf{i}_s) \left[\left\{ -2\sigma\rho(\mathbf{i}_n \cdot \mathbf{i}_s) + \frac{2}{3}(1-\sigma)\rho \right\} \mathbf{i}_n - (1-\sigma\rho)\mathbf{i}_s \right] \quad (4.6-3)$$

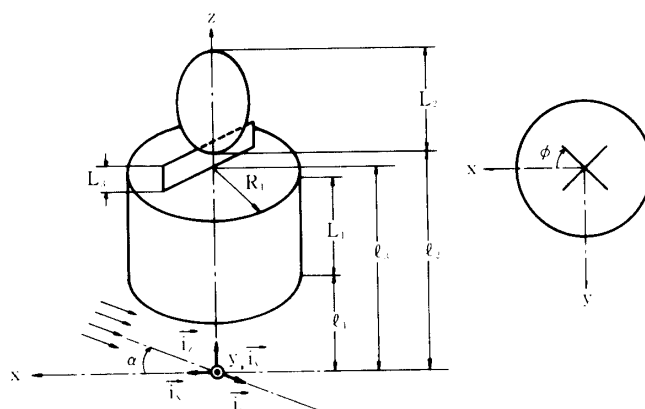


図 4.6-1 探査機のモデル

ここで、 i_n は微小面積 dA に垂直な単位ベクトル、 σ, ρ はそれぞれ dA 表面の反射率及び鏡面反射率、 r は太陽中心から探査機までの距離、 c は光速、また $E(r)$ は太陽放射エネルギーであり、 r の関数となっている。

今、探査機のスピン軸が軌道面に対してほぼ垂直で、かつ黄道面に対する軌道傾斜角が非常に小さいものとする、(1)円筒部、(2)円板部、(3)長方形板部に対して働く外乱トルクの各コンポーネントは、式(4.6-3)を使って、以下のように計算される。

(1) 円筒部

$$\left. \begin{aligned} M_{x1} &= 0 \\ M_{y1} &= -\frac{E_0}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 R_1 L_1^2 \left(1 + \frac{2l_1}{L_1} \right) \left\{ 1 + \rho_1 \left(\frac{\pi}{6} + \frac{2-\pi}{6} \sigma_1 \right) \right\} \\ M_{z1} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.6-4)$$

(2) 円板部

$0 \leq \varphi \leq \pi$ の時、

$$\left. \begin{aligned} M_{x2} &= \frac{E_0}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 \sin \varphi \cos \varphi \frac{\pi}{4} L_2^3 \left(1 + \frac{2l_2}{L_2} \right) \left\{ \sigma_2 \rho_2 \sin \varphi + \frac{1}{3} (1 - \sigma_2) \rho_2 \right\} \\ M_{y2} &= -\frac{E_0}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 \sin \varphi \frac{\pi}{8} L_2^3 \left(1 + \frac{2l_2}{L_2} \right) \left[\left\{ 2\sigma_2 \rho_2 \sin \varphi + \frac{2}{3} (1 - \sigma_2) \rho_2 \right\} \sin \varphi \right. \\ &\quad \left. + (1 - \sigma_2 \sigma_2) \right] \\ M_{z2} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.6-5)$$

$\pi < \varphi < 2\pi$ の時、

$$\left. \begin{aligned} M_{x2} &= -\frac{E_0}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 \sin \varphi \cos \varphi \frac{\pi}{4} L_2^3 \left(1 + \frac{2l_2}{L_2} \right) \left\{ \sigma_2 \rho_2 \sin \varphi - \frac{1}{3} (1 - \sigma_2) \rho_2 \right\} \\ M_{y2} &= \frac{E_0}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 \sin \varphi \frac{\pi}{8} L_2^3 \left(1 + \frac{2l_2}{L_2} \right) \left[\left\{ 2\sigma_2 \rho_2 \sin \varphi - \frac{2}{3} (1 - \sigma_2) \rho_2 \right\} \sin \varphi \right. \\ &\quad \left. + (1 - \sigma_2 \rho_2) \right] \\ M_{z2} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.6-6)$$

(3) 長方形板部

$$-\frac{\pi}{2} \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2}$$

$$\left. \begin{aligned} M_{x3} &= -\frac{E_0}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 \sin \varphi \cos \varphi S_3 L_3 \left(1 + \frac{2l_3}{L_3} \right) \left\{ \sigma_3 \rho_3 \cos \varphi + \frac{1}{3} (1 - \sigma_3) \rho_3 \right\} \\ M_{y3} &= -\frac{E_0}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 \cos \varphi S_3 \frac{L_3}{2} \left(1 + \frac{2l_3}{L_3} \right) \left[\left\{ 2\sigma_3 \rho_3 \cos \varphi + \frac{2}{3} (1 - \sigma_3) \rho_3 \right\} \cos \varphi \right. \\ &\quad \left. + (1 - \sigma_3) \rho_3 \right] \\ M_{z3} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.6-7)$$

$$\frac{\pi}{2} < \varphi < \frac{3}{2}\pi \text{ の時,}$$

$$\left. \begin{aligned} M_{x3} &= \frac{E_0}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 \cos \varphi \sin \varphi S_3 L_3 \left(1 + \frac{2l_3}{L_3} \right) \left\{ \sigma_3 \rho_3 \cos \varphi - \frac{1}{3} (1 - \sigma_3) \rho_3 \right\} \\ M_{y3} &= \frac{E_0}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 \cos \varphi S_3 \frac{L_3}{2} \left(1 + \frac{2l_3}{L_3} \right) \left[\left\{ 2\sigma_3 \rho_3 \cos \varphi - \frac{2}{3} (1 - \sigma_3) \rho_3 \right\} \cos \varphi \right. \\ &\quad \left. + (1 - \sigma_3) \rho_3 \right] \\ M_{z3} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.6-8)$$

S_3 : 長方形板部の面積

ここで, r_0 は地球と太陽の平均距離 (1 AU) であり, E_0 は $r=r_0$ の時の太陽放射エネルギー ($E_0=1.39 \times 10^3 \text{ N/m} \cdot \text{sec}$) である. また, $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ はそれぞれ円筒部, 円板部, 長方形板部表面の反射率であり, ρ_1, ρ_2, ρ_3 は同様に, それぞれの表面の鏡面反射率である.

以上から, 探査機に働く全外乱トルクは次式で表わされることがわかる.

$$\left. \begin{aligned} M_x &= M_{x2} + M_{x3} \\ M_y &= M_{y1} + M_{y2} + M_{y3} \\ M_z &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.6-9)$$

上式で与えられる外乱トルク M_x, M_y はいずれも r (探査機と太陽との距離) の関数となっているが, この距離 r は, 軌道要素をもとにケプラーの法則から求めることができる.

また、角度 φ は、探査機の軌道要素と地球の軌道要素から計算により求められる。

4.6.2 探査機の姿勢及び運動方程式

ここでは、図 4.6-2 に示されるような慣性空間固定の座標系を考える。今太陽放射圧以外の外乱が働いていないものとする、探査機の角運動量ベクトル \mathbf{H} (そのコンポーネント H_x, H_y, H_z) は次のように計算される。

$$\left. \begin{aligned} \frac{dH_x}{dt} &= -\cos f M_x + \sin f M_y \\ \frac{dH_y}{dt} &= -\sin f M_x - \cos f M_y \\ \frac{dH_z}{dt} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.6-10)$$

上式で、 M_x, M_y は (4.6-9) 式で与えられる量であり、また f は図 4.6-2 に示されるように、探査機の真近点離角を表わしている。

黄道座標系における衛星のスピン軸方向を (λ, β) で表わすと、(4.6-10) 式の結果を使って、これらは以下のように表わされる。

$$\left. \begin{aligned} \lambda &= \tan^{-1} \left(\frac{H_y}{H_x} \right) + \lambda_x \\ \beta &= \tan^{-1} \left(\frac{H_z}{\sqrt{H_x^2 + H_y^2}} \right) \end{aligned} \right\} \quad (4.6-11)$$

ここで、 λ_x は図 4.6-2 中の X 軸方向の黄経であり、 Z 軸はほぼ天の北極方向を向いているものとした。

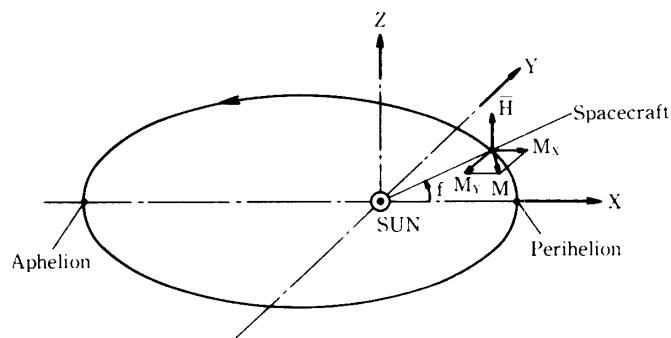


図 4.6-2 慣性座標系

4.6.3 姿勢のドリフト

以上の結果を用いて、探査機の姿勢変化を予測するわけであるが、実際には探査機各表面の反射率 σ 及び鏡面反射率 ρ が正確にはわかっていない。そこでここでは、実際の姿勢データを用いて、最小二乗法による近似計算を行なった。

探査機を運用する上で實際上問題となるのは、探査機のスピン軸方向と太陽方向のなす角(θ_s)及びスピン軸方向と地球方向のなす角(θ_E)である。そこで上記の計算結果を用いて θ_s, θ_E の変化予測を行なった。その結果を図4.6-3に示す。また実際の θ_s, θ_E の変化もあわせて示した。1985年6月17日には、 θ_s, θ_E の変化予測を用いて姿勢変更を行なった。その結果、今後は1986年3月のハレー彗星とのエンカウンターまで、姿勢変更を行なう必要がないことが図からうかがえる。

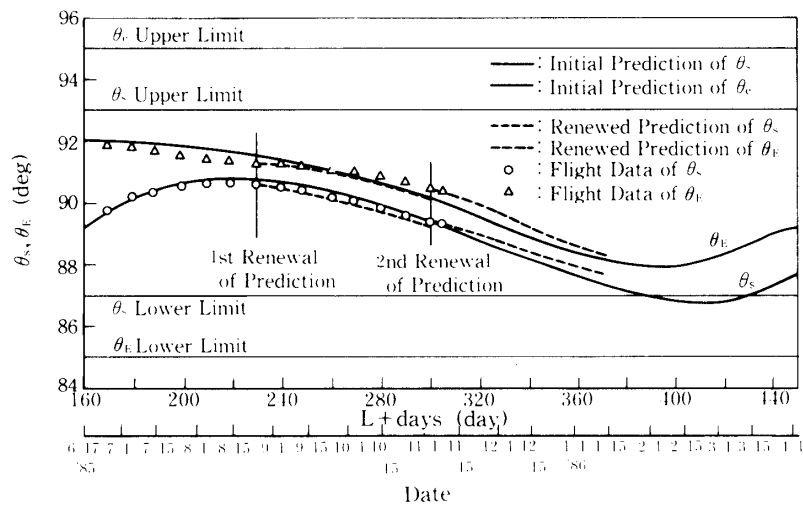


図 4.6-3 スピン-太陽角及びスピン-地球角のドリフト及びその予測

5. 飛 翔 結 果

“さきがけ” および “すいせい” は、それぞれ昭和60年1月8日と8月19日にKSCより打上げられ、ともに初期姿勢捕捉マヌーバ、スラスト較正と軌道修正のマヌーバを経て、現在ハレー彗星に向けて航行中である。この間の運用の履歴、スラストの較正、軌道修正の結果は参考文献[6]、[7]を参照して頂くこととし、本章では、(1)モーメントムホイールによる低スピン制御時のスピン安定度、(2)ホイールまたはデスパンアンテナを起動した時のニューテイション運動について記述する。軌道上でのテイルト角推定、および姿勢ドリフトの観測についてはそれぞれ参考文献[8]と本論文4.6節に記述されているので省略する。

5.1 ホイールによる低スピン制御のスピン安定度

第 4 章で記述した様に、ハレー彗星撮像のミッションから、両探査機のホイール速度安定度として $2000 \text{ rpm} \pm 0.19 \text{ rpm}$ 以内という高性能が要求された。“すいせい”の低スピン制御時のホイール速度安定度を示す飛翔結果を図 5.1-1 に示す。この結果、ホイール速度安定度は約 2000 rpm に対して 0.08 rpm 程度であり、打上げ前の解析値と良く一致するとともに、要求性能を十分満足することが確認された。なお、“さきがけ”の飛翔結果からも同程度のホイール速度安定度が得られている。

さらにホイールによる低速スピン制御時に、デスパン制御を同時に実行した場合の飛翔結果を図 5.1-2 に示す。この結果、ホイールとデスパンの両制御系は互いに干渉し合うこともなく、またデスパンモータトルクのリップルにより探査機のレートが大きくゆらぐこともなく、ミッション要求を十分満足する探査機のスピン安定度が得られることが確認された。

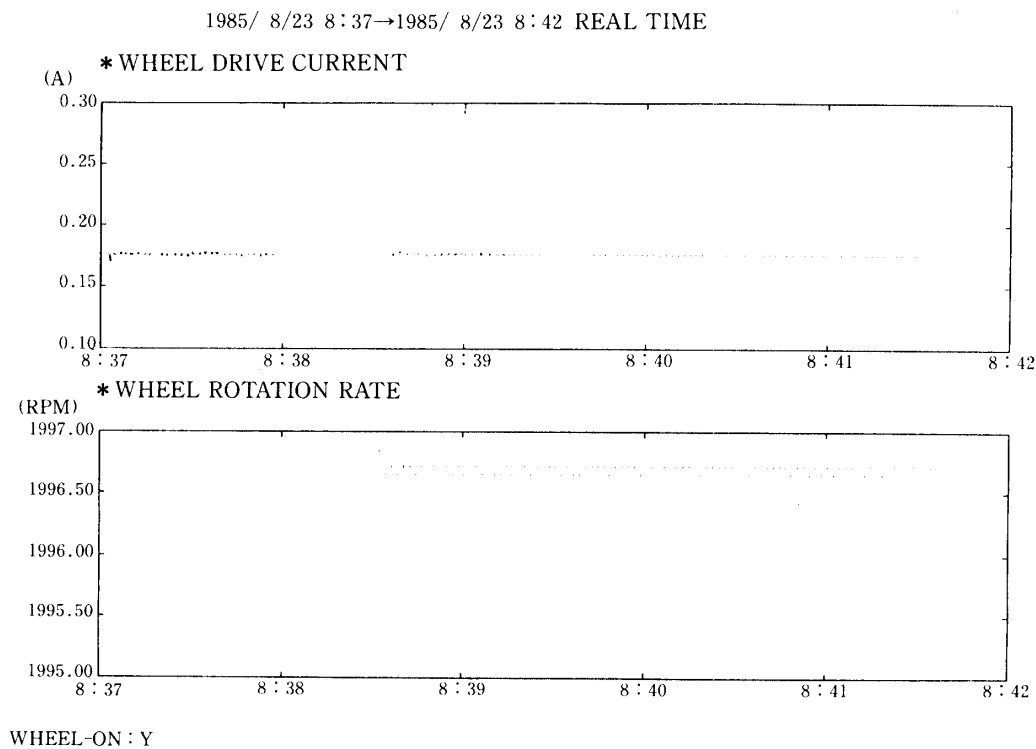


図 5.1-1 低スピン時ホイール速度安定度

1985/ 9/3 8:22→1985/ 9/3 8:32 DR REP

SAS-A/B: A

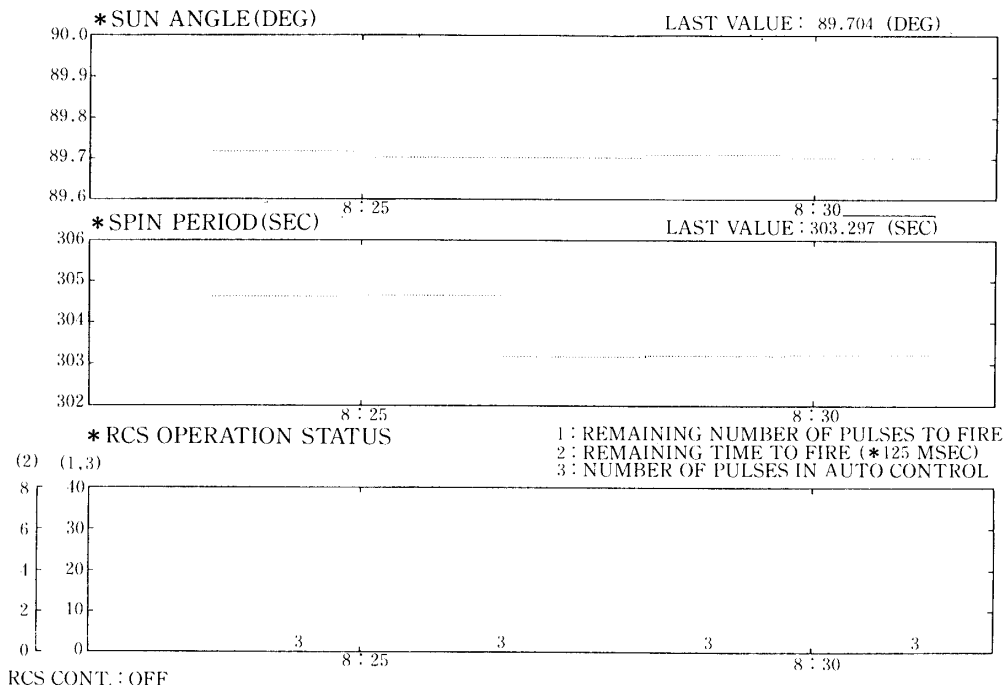


図 5.1-2 低スピン時デスパン制御データ

5.2 ニューテーション運動

5.2.1 ホイール起動で発生するニューテーション運動

ホイールのロータ軸が探査機の慣性主軸と一致していない場合、ホイールを起動すると4.5.2項で記述した、ミスアライメントに比例した大きさのニューテーション運動が発生する。図5.2-1は、“すいせい”でホイールを回転・停止した時の θ_s の変化を示すデータであり、これよりホイール起動時にはこれも約 $\pm 0.04^\circ$ のニューテーション運動が発生している。ホイールのミスアライメントが 0.05° 程度であることを考えると、この結果は4.5.2項での解析の結果とよく一致しているといえる。

5.2.2 デスパン制御で発生するニューテーション運動

HGA アンテナが静的・動的にバランスがとれていないとデスパン制御開始時に4.5.3項で記述したニューテーション運動が発生する。“すいせい”のデスパン制御時の飛行データを図5.2-2に示す。同図からデスパン制御により半頂角が約 $\pm 0.04^\circ$ のニューテーション運動が発生していることがわかり、4.5.2項での考察とよい一致を示している。

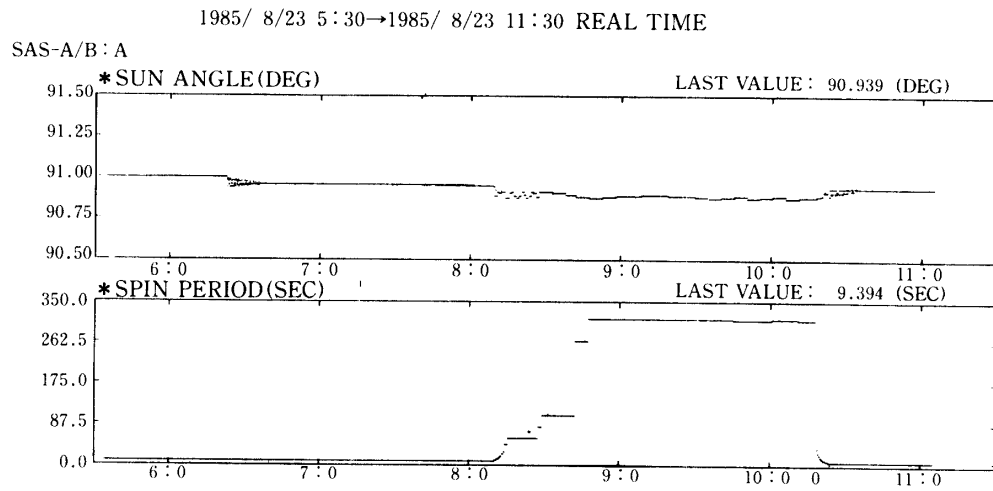


図 5.2-1 ホイール起動時・停止時のスピン-太陽角, スピン周期のデータ (すいせい)

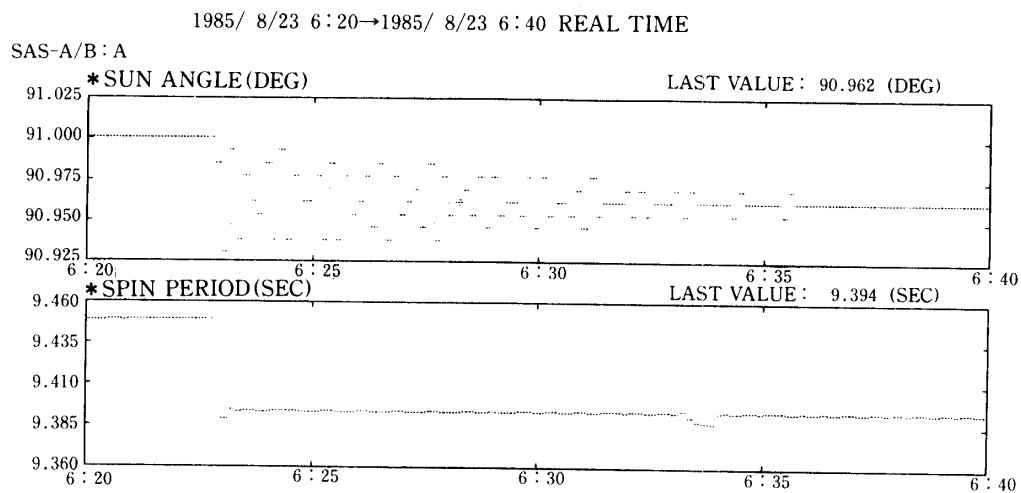


図 5.2-2 デスピン制御開始時のスピン-太陽角, スピン周期のデータ (すいせい)

6. お わ り に

日本初の深宇宙探査機プロジェクト“さきがけ”及び“すいせい”の姿勢・軌道制御系の機能・構成ならびに、特徴的な解析手法とその飛翔結果を報告した。

両探査機には、科学衛星として初めてヒドラジン・リアクション・コントロール系が搭載され、地上試験によるスラスタ特性の把握とともに、惑星間飛行における軌道制御法などのスラスタ制御手法、およびスラスタ制御に付随する種々の姿勢解析手法が開発された。また、ハレー彗星撮像ミッションの要求から、従来の科学衛星にみられなかった高安定度のホイール制御系も開発された。以上の様な新しく開発された両探査機の姿勢・軌道制御系は、計算機シミュレーションによるほか、三軸モーションテーブルによる試験手法により、その機能・性能が確認され、打上げ後の飛翔実績からその設計の妥当性が実証された。

これからは、両探査機の姿勢・軌道制御系の開発・設計の手法ならびに、その運用技術と飛翔経験を、今後予定されている探査機の姿勢・軌道制御系の開発に反映させ、機能・性能のより高いシステムの構築をはかっていきたい。最後に、本姿勢・軌道制御システムの開発にあたり、御指導ならびに御協力を頂いた宇宙科学研究所内の関係各位のみならず、関係各社の皆様に謝意を表する次第である。

参 考 文 献

- [1] 村上他,「対称スピン衛星の軸方向ジェットによるスピン軸方向制御と制御中におけるスピン軸の挙動について」,航空宇宙技術研究所報告,TR-380,1974年8月。
- [2] K. T. Alfriend and T. M. Spencer, “Comparison of Filled and Partly Filled Nutation Dampers”, The Journal of the Astronautical Science, Vol XXXI, No. 2, pp. 189-202, April-June, 1983.
- [3] 雛田他,「衛星のニューティションダンパについて」,科学衛星シンポジウム講演集,1978年5月,宇宙科学研究所。
- [4] 林他,「“さきがけ(1985-001-A)”および“すいせい(1985-073-A)”のデスパンアンテナ制御系」宇宙科学研究所報告,第34号,1986年3月。
- [5] P. Th. L. M. van Woerkom, “Multiple Attitude Maneuvers for a Spinning Spacecraft Disturbed by Solar Rodiation”, NLR TR-78078 U, National Aerospace Lab., the Netherlands, 1978.
- [6] 二宮他,「“さきがけ(1985-001-A)”および“すいせい(1985-073-A)”の姿勢・軌道制御」,宇宙科学研究所報告,第33号,1986年3月。
- [7] 二宮他,「“さきがけ(1985-001-A)”および“すいせい(1985-073-A)”の姿勢決定」,宇宙科学研究所報告,第32号,1986年3月。
- [8] K. Uesugi and T. Namera, “Solar Pressure Induced Attitude Drift on MS-TS (SAKIGAKE)”, AAS 85-670, Joint AAS/Japanese Rocket Society (JRS) Symposium, December, 1985.