

科学衛星「はるか」のアンテナ展開実験

廣澤 春任*・名取 通弘*・紀伊 恒男*・高野 忠*・橋本 樹明*
大西 晃*・井上浩三郎*・村田 泰宏*・三好 一雄**・井上登志夫**
野田 隆彦**・栗林 豊**・田嶋 隆範**・近藤久美子***・佐々木崇志***
箭内 英雄***・萩野 慎二†・小倉 直人†・岡本 章†・杉山祥太郎†
中川 栄治†

(1998年4月23日受理)

Antenna Deploy Experiment of Scientific Satellite HALCA

By

Haruto HIROSAWA*, Michihiro NATORI*, Tsuneo KII*, Tadashi TAKANO*,
Tatsuaki HASHIMOTO*, Akira OHNISHI*, Kouzaburo INOUE*, Yasuhiro MURATA*,
Kazuo MIYOSHI**, Toshio INOUE**, Takahiko NODA**, Yutaka KURIBAYASHI**,
Takanori TAJIMA**, Kumiko KONDOH***, Takashi SASAKI***, Hideo YANAI***,
Shinji HAGINO†, Naoto OGURA†, Akira OKAMOTO†, Shohtarō SUGIYAMA†,
Eiji NAKAGAWA†

Abstract: The paper describes details of the antenna deploy experiment of the scientific satellite HALCA conducted on 24 to 28, February 1997. HALCA was launched on 12 February 1997 by the ISAS's new rocket M-V for the purpose of engineering experiments on the technologies necessary for space VLBI and radio astronomical observations by space VLBI. HALCA has been designed as an orbiting radio telescope, and deployment of a parabolic antenna with an effective aperture diameter of 8 meters, the aperture of which is made of molybdenum mesh and a tremendous number of cables, was the largest engineering challenge in the HALCA's engineering experiments. The deploy of the antenna was successfully conducted following an operational sequence carefully designed and prepared. The success of the antenna deployment has opened a way towards the successful space VLBI experiments that HALCA has conducted since the first reception of a signal from a celestial radio source on 24 March 1997.

要 旨

科学衛星「はるか」は、スペースVLBIに必要な工学諸技術の実験ならびにスペースVLBIによる電波天文観測を行うことを目的として、1997年2月12日、宇宙科学研究所の新型ロケットM-Vの初号機により打ち上げられた。「はるか」では数々の工学的課題への取り組み

*宇宙科学研究所

**三菱電機株式会社

***日本飛行機株式会社

†日本電気株式会社

がなされたが、それらの中で、ケーブルとメッシュからなる、有効開口径8mのパラボラアンテナの軌道上での展開が、最大の工学的課題であった。打ち上げ約2週間後の2月24日から28日にかけてアンテナ展開実験を行い、展開に成功した。本稿は「はるか」のアンテナ展開実験を、衛星システム全体としてのオペレーションの観点から詳述するものである。

キーワード：科学衛星 展開型アンテナ アンテナ展開 軌道上実験 電波天文衛星

構 成

1. はじめに
2. 大型展開アンテナならびにその展開機構の概要
 - 2.1 大型展開アンテナの概略
 - 2.2 主反射鏡の展開
 - 2.3 副反射鏡支柱の展開
3. 大型アンテナ展開実験の事前検討
 - 3.1 大型アンテナ展開の手順
 - 3.2 衛星システム
 - 3.3 アンテナ展開実験の基本方針
 - 3.4 実験の詳細手順
4. アンテナ展開オペレーション
 - 4.1 展開実験へ向けての衛星運用
 - 4.2 副反射鏡支柱の展開
 - 4.3 主反射鏡展開の準備
 - 4.4 主反射鏡の展開
5. むすび

1. は じ め に

科学衛星「はるか」はスペースVLBIに必要な工学諸技術の実験を行うことを目的として計画された。更に、それらの諸実験の目標の達成の上に、スペースVLBIによる電波天文観測を行うことが計画された。打ち上げ前の衛星の名称はMUSES-Bであり、宇宙科学研究所の工学実験衛星シリーズの名前が当てられていた。衛星は1997年2月12日、M-V型ロケットの初号機により打ち上げられ、予定した軌道に投入された。

衛星MUSES-Bの開発では数々の工学的、技術的課題への取り組みがなされたが [1,2,3]、それらの中で、軌道上で展開する大型アンテナが、この計画の根幹をなす大きな工学的課題であった。電波望遠鏡用のアンテナを衛星上に形成することは、スペースVLBIに関する実験を行う上での出発点である。計画をスタートするに当たって直径10m級の展開アンテナを目標とし、最終的に有効開口径8m、構造物最大径10mのアンテナを完成させた。アンテナ主鏡はワイヤテンショントラスという概念に基づいており [4,5]、小さく畳み込むことができ、かつ、高い鏡面精度を追求できるものであった。開発ならびに製作においては、展開の信頼性の確保に最大限の努力が払われた。

衛星打ち上げ約2週間後の2月24日から28日にかけて、大型アンテナ展開実験を行い、成功した。展開のための諸機構は予定した通りに動作した。

大型の機械的構造物を衛星上で展開すること、すなわち、衛星という遠隔の、かつさまざまな制約をもつシステムの上で、大きく、かつ複雑な構造物を展開することは、周到的技術的準備と、慎重なオペレーション上の配

慮を必要とする。「はるか」のアンテナ展開は科学衛星としてほとんど前例のない、大がかりな衛星運用実験であった。

ここに「はるか」のアンテナ展開実験のオペレーションに関して、事前にどのような検討を行い、どのような実験手順を立案したか、その上で展開実験は実際にどのように実行されたかを詳述することにする。第2章に大型展開アンテナの概要と展開機構の要点を述べる。第3章では展開実験に関する事前検討を述べ、第4章で実際に行ったアンテナ展開オペレーションならびにその結果を述べる。本稿は「はるか」の工学実験に関する報告の一環として取りまとめるものであるが、また併せて、本稿が衛星上での大型構造物の展開に関する有用な一資料となることを期待するものである。

2. 大型展開アンテナならびにその展開機構の概要

2.1 大型展開アンテナの概略

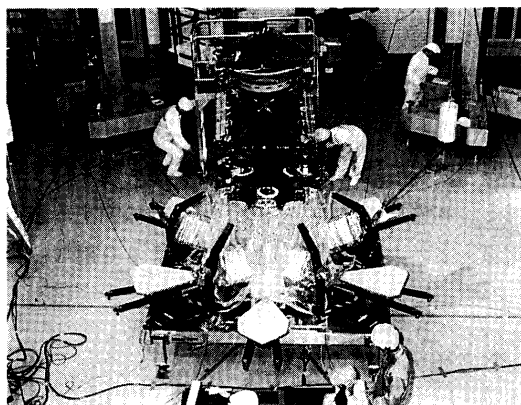
「はるか」に搭載されたアンテナ [5] はカセグレン型で、主反射鏡、副反射鏡、フィードホーン等からなる。打ち上げの際には、アンテナはM-Vロケットのノーズコーン内に収納できるように畳まれていた。

主反射鏡はワイヤテンショントラスという着想 [4] を基礎として組み立てられたパラボラで、鏡面はケーブルのネットワークとメッシュからなる。図1に地上で展開された主反射鏡の写真を示す。放射状に配置された6本の伸展マストが全体を支え、テンショントラスのネットワークが鏡面の主構造を、ケーブルネットと呼ぶ細線群が鏡面の微細部分を成形する。ケーブルの材料はアラミド繊維、反射面をなすメッシュの線材は金メッキしたモリブデン線（線径 $30\mu\text{m}$ ）である。主反射鏡の有効開口径は8m、焦点距離は3.67mである。

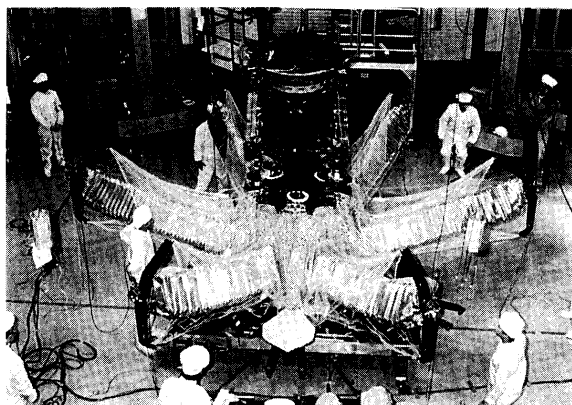
主鏡展開の仕組みは次の通りである。収納状態の鏡面を、保持プレートと呼ぶ機構を展開した後、6本の伸展マストにより引き出す。6本のマストが伸展するにつれて、ケーブルは順次引き出され、鏡面が展開されていく。伸展マストが伸びきったところで、鏡面の形はほぼ出来上がるが、さらに、伸展マストの先端に取り付けたテンショナーと呼ぶ機構によって鏡面に張力を与え、展開を完了する。図2は地上での展開実験の状況を撮した写真



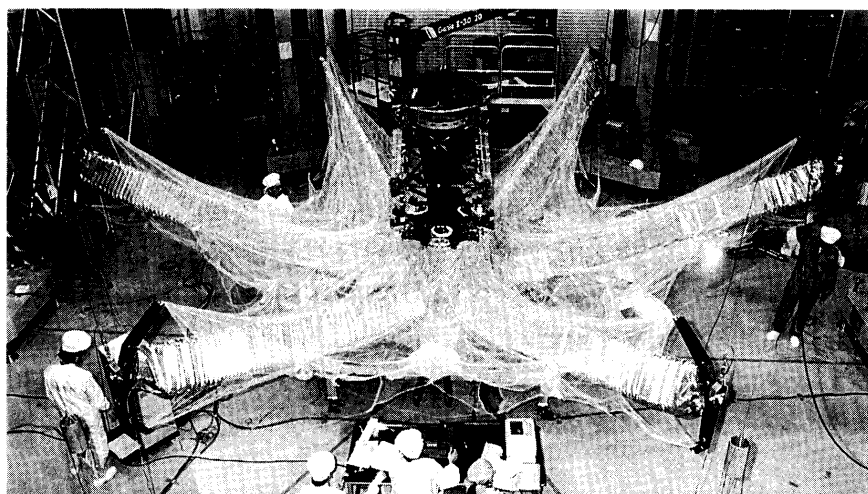
図1 大型展開アンテナの主反射鏡



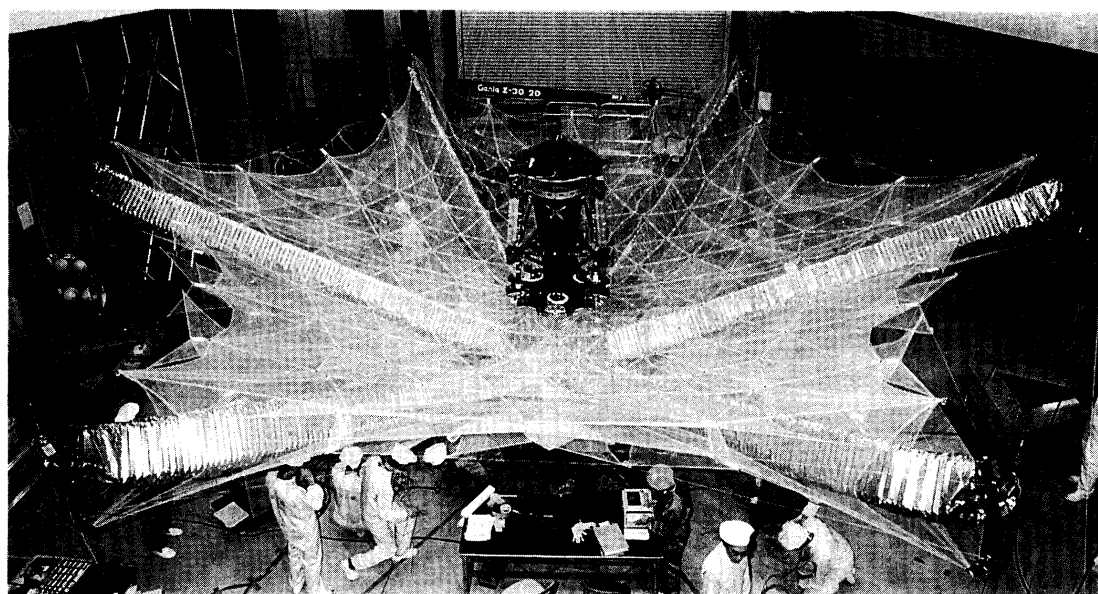
(a)



(b)



(c)



(d)

図2 地上での主反射鏡展開実験 (a) 展開開始 (b)(c) 展開途中 (d) 展開完了

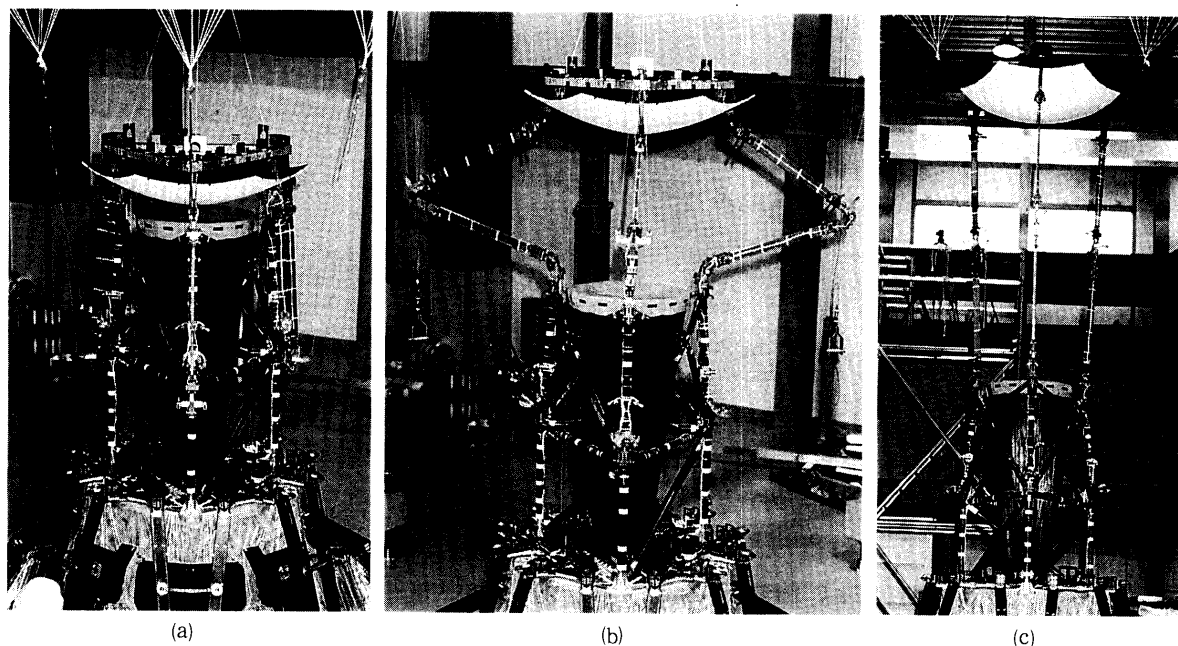


図3 副反射鏡支柱の展開 (a) 収納状態 (b) 展開途中 (c) 伸展した状態

である。主鏡の開発、製作においては、ケーブル等が絡まないようにすること、伸展マストの動作を確実にすること、他、展開の信頼性を確保するための対処と工夫が数多くなされた。

副反射鏡は炭素繊維強化複合材で出来た3本の支柱によって支えられている。副反射鏡の直径は1.1mである。支柱は、打ち上げ時には折り畳まれており、軌道上で展開された。図3に折り畳まれた状態(a)、伸展途中 (b)、および伸展した状態(c)の副反射鏡の支柱を示す。

アンテナは軽量であることを目指して開発され、最終的に、重量は246kgとなった。内訳を表1に示す。伸展マスト(6本)がアンテナ重量の約4割を占める。表にある鏡面系26kgのうち、メッシュとケーブルの重量は約11kgである。

表1 大型展開アンテナの重量

鏡面系	26 kg
主鏡支持構造	40 kg
主鏡保持機構部	23 kg
伸展マスト(6本)	100 kg
副反射鏡及び関連機構部	33 kg
給電部	11 kg
その他	13 kg
合 計	246 kg

2.2 主反射鏡の展開

メッシュとケーブルからなる鏡面構造は、収納状態において、6枚の保持プレートによって抑えられている。保持プレートの上端部には保持解放機構があり、下端部には解放のための跳ね上げ機構がある。保持機構の解放には爆管のワイヤカッターを用いる。図4に収納状態ならびに展開状態の鏡面保持構造を示す。主鏡を展開するに当たっては、まずこの保持プレートを展開する。

保持プレートの展開に続いて、直ちにマストの伸展を行う。伸展マストは図5に示す構造で、マストを構成するユニット部分(ロンジロン、トライアングルバテン、ダイアゴナルロッド等からなる)が順次スクリュージャッキの回転によって押し出されていく。伸展の駆動源はDCモータで、伸展力は規定(ノミナル)の伸展をさせるときにマスト1本当たり13kg、その時の消費電力は約10Wである。マストの伸展長は4.8mであり、完全に伸展するとマストは機械的にロックされる。伸展速度は7.1mm/secで、正味の伸展所用時間は約11分である。

マストの伸展を終えた後、テンショナー(図5参照)を伸展する。テンショナーは同じくDCモータ駆動で、

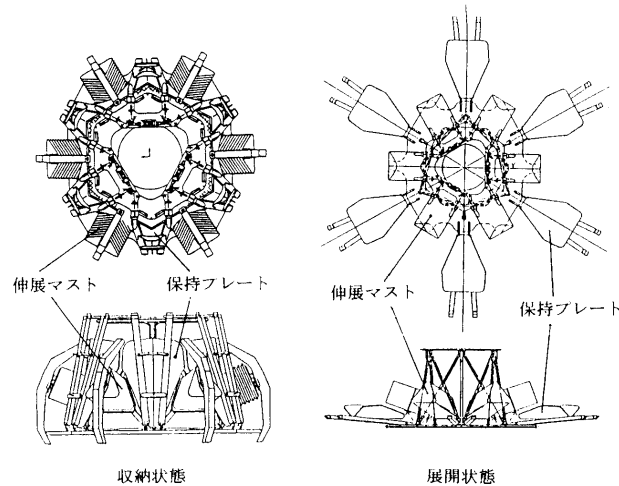


図4 鏡面保持構造

(M-V-1/MUSES-B 飛翔実験計画書, 宇宙科学研究所 SES データセンター, 1996より)

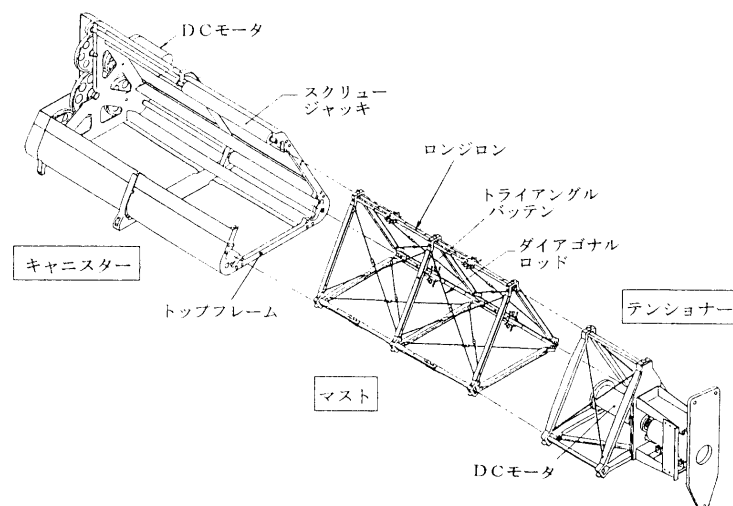


図5 伸展マストの構造

(M-V-1/MUSES-B 飛翔実験計画書, 宇宙科学研究所 SES データセンター, 1996より)

伸展力は62kg, 消費電力は約10Wである。テンショナーの伸展長は約30mmであり, 伸展しきると機械的にロックされる。伸展速度は1.3mm/sec, 伸展時間は約40秒である。なお, テンショナーはロックに際して僅かであるがオーバーシュートするので, その分を戻す作業を最後に行う。

伸展マストの駆動モータは, マスト1本のモータ電流が1A (この時の消費電力約20W) を越えると, オーバーロード停止する。6本を同時に伸展する時には, さらに, 全電流の上限を4A (この時の消費電力約35W) としている。マスト1本当たりの軸力はオーバーロード停止する電流値1Aにおいて35~40kgであり, オーバーロード制限を解除し, 電流上限値を4Aとして駆動する (フルパワー伸展と呼ぶ) と, 軸力は約46kgとなる。マストの最終ロック時にはこのフルパワー伸展を行う。なお, エマージェンシー時には, 同時に2本まで, オーバーロード設定を越えて伸展させることができる。

表 2 主鏡展開系ヒータ

1. 主鏡爆管用ヒータ	主系と従系
2. 主鏡リリース用ヒータ	主系と従系
3. 主鏡跳ね上げ用ヒータ	主系と従系
4. マストモータ用ヒータ	# 1 ~ # 6
5. テンショナーモータ用ヒータ	# 1 ~ # 6

表 3 主鏡展開監視用テレメトリ項目

1. 保持プレート解放モニター	
2. 保持プレートラッチモニター	
3. 保持プレート展開機構部温度モニター	
4. マスト伸展長（モータ回転数から換算）	
5. マスト伸展完了信号（マイクロスイッチ）	
6. テンショナー伸展完了信号（マイクロスイッチ）	
7. モータ電流	マスト # 1 ~ # 6 テンショナー # 1 ~ # 6
8. モータ温度	マスト # 1 ~ # 6 テンショナー # 1 ~ # 6
9. マストトップフレーム温度	マスト # 2 および # 4

伸展マスト、テンショナーとも両方向性に作られており、伸展途中において、一旦停止させた上で縮める方向に動かすこともできる。

伸展機構の主要部分についてヒータによる温度コントロールを行った。用意したヒータは表 2 の通りである。マストモータとテンショナーモータは $+10 \pm 5^{\circ}\text{C}$ に自動温度コントロールされた。

伸展動作監視用に表 3 のテレメトリ項目を用意した。マストトップフレームと名付けた場所の温度を測るが、マストトップフレームはマストのキャニスタ出口部上端（図 5 参照）を指しており、スクリュージャッキ近傍の温度を監視するためのものであった。

2.3 副反射鏡支柱の展開

副反射鏡の 3 本の支柱は打ち上げ時には折り畳まれており（図 3 (a) 参照），展開すると 1.8m 伸長する。各支柱は三つのヒンジをもち、内二つのヒンジに取り付けられたバネのトルクによって、展開力が発生する。このバネの展開力はワイヤロープを介してモータにより制動される。つまり、モータによる制動を緩めることによって、展開する。3 本の支柱のワイヤロープは一つの DC モータに導かれ、支柱 3 本は同期伸展される。

伸展に当たっては、まず、折り畳まれた各支柱を固定していた保持機構を、それぞれ解放する。解放にはワイヤカッターを用いる。次いで上に述べた機構による伸展が行われる。伸展中のモータ消費電力は約 45W、伸展に要する時間は約 2 分である。ヒンジ部分は、完全に伸展したところでラッチされる。なお、展開機構は、展開途中にモータを逆回転し、収納側に、限られた距離ではあるが駆動することもできる。

支柱展開機構の保温用に表 4 に示すヒータを用意した。これらのヒータはコマンドの ON, OFF により働くものであった。また、支柱展開関連のテレメトリモニター項目は表 5 の通りであった。

表4 副鏡支柱伸展機構用ヒータ

1. 副反射鏡爆管用ヒータ	主系および従系
2. 副反射鏡モータ用ヒータ	主系および従系
3. 副反射鏡アーム用ヒータ	# 1, # 2, # 3

表5 副鏡伸展モニター用テレメトリ項目

1. 伸展アームの角度	
2. 保持機構解放確認スイッチ信号	# 1, # 2, # 3
3. 伸展完了ラッチ信号	# 1, # 2, # 3
4. 温度モニター	アーム # 1, # 2, # 3 モータ

3. 大型アンテナ展開実験の事前検討

3.1 大型アンテナ展開の手順

打ち上げ状態の衛星は図6に示す形であった。箱形の衛星構体（底面1.5m×1.5m、高さ1.0m）の上に、大型アンテナが乗り、構体の対向する側面に太陽電池パドルが、衛星下面にリアクションコントロールシステム（RCS）が取り付けられている。太陽電池パドルは打ち上げ直後に展開された。以後、太陽角という言葉をしばしば使うが、衛星の姿勢軸を図6中に示すようにZ軸－大型アンテナの軸方向、Y軸－太陽電池パドル回転軸方向、と定義するとき、ZX平面での太陽の＋Z軸からの離角（＋Y軸反時計回り）を太陽角と呼んでいる。

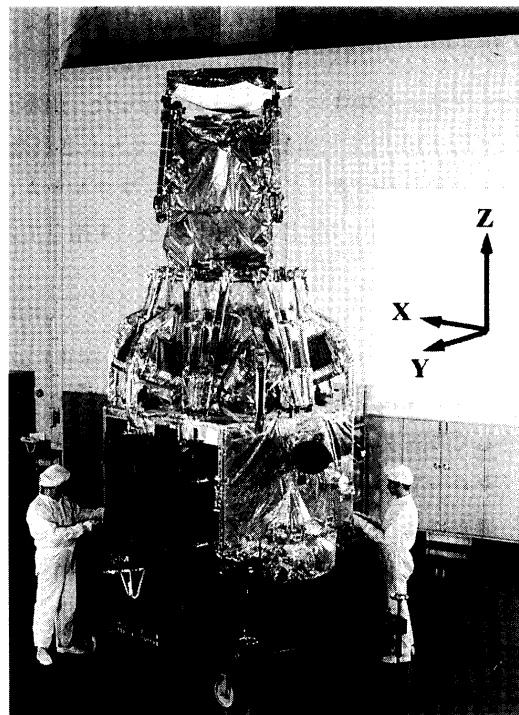


図6 打ち上げ状態の衛星と衛星の姿勢軸

アンテナ展開実験では、初めに副反射鏡の展開を行い、次いで主反射鏡を展開することとして、次のように展開手順を設定した。

- (1) 打ち上げ後、所定の軌道に達し、展開実験に取りかかるまで、アンテナ各部の温度コントロールを行う。
- (2) 副反射鏡支柱の伸展を行うに先立って、衛星を太陽角約280度の姿勢とし、支柱部分が極端に低温にならないようにする。(衛星打ち上げ前の検討では太陽角を約240度としていたが、打ち上げ後、軌道制御中に取った-X軸太陽指向姿勢において適切な温度条件を満たすことが判明し、約280度に設定し直した。)
- (3) 副反射鏡の支柱を伸展する。
- (4) 衛星の姿勢を太陽角約180度とする。これにより鏡面やマストの温度を均等にする。
- (5) 主反射鏡部の保持プレートを展開する。
- (6) 6本の伸展マストを伸展させ、主鏡面を展開する。
- (7) テンショナーを伸展させ、主鏡面を完成させる。

3.2 衛星システム

大型アンテナの展開は、実験の規模、複雑さの点から、衛星システム全体としての実験であった。衛星管制運用系、姿勢制御系、熱制御系、電源系などが展開実験に深く関わった。「はるか」の衛星システムの、特に展開実験に関わる部分を、ここに要約しておく。

3.2.1 姿勢制御

「はるか」の姿勢制御 [6] は、定常状態では、慣性基準装置 (IRU) とスタートラッカー (STT) をセンサーとするオンボードの姿勢決定系 (ADS) と、リアクションホイール (RW) とによって行われている。この姿勢制御モードをADS RWと呼ぶ。リアクションホイールは線形回転数範囲 $\pm 3500\text{rpm}$ 、角運動量 6Nms のもので、4個がスキュー配置されている。アンローディング(unloading)には磁気トルカー(MTQ)を用いる。慣性基準装置 (IRU) は、入力レートに関して、narrow と wide の二つのレンジをもち、レンジは wide で $\pm 3.2\text{deg/sec}$ 、narrow で $\pm 0.32\text{deg/sec}$ である。

衛星はリアクションコントロールシステム(RCS)をもつ。RCSは軌道投入直後の衛星姿勢制御と近地点高度を高めるための軌道制御に用いられた。その後は、危険待避姿勢への回避、およびそこに保持するセーフホールド (Safe Hold) 制御に用いられている。

大型アンテナの展開では、展開の進行と共に衛星全体が大きく形を変えていくこととなり、大きな姿勢擾乱を生ずることも予想された。そのため、不測の事態に備えて、セーフホールド姿勢への回避を実験プログラムの中に取り込んだ。「はるか」の姿勢制御系のセーフホールド制御について、次に簡単に記す。

衛星の姿勢異常の検出を太陽センサ(CSAS)とサンプレゼンスセンサ(SPS)を用いて行う。CSASは6台からなり、太陽方位角を測定する。SPSは太陽光が衛星のZX面から ± 5 度の視野内に入射しているかどうかを判別する。

セーフホールド制御には、普通のタイプと、強化型と呼ぶものがある。

普通型は衛星の-X軸方向を太陽方向 ± 5 度に向け、X軸回りの角速度を $0.6 \pm 0.2\text{deg/sec}$ として、衛星を緩やかに回転 (周期12分) させるものである。太陽方向はCSASにより、X軸回りの角速度は一軸のファイバロプティックジャイロ (FOG) により検出し、その出力をもとにRCSスラスタを噴射する。強化型セーフホールド (Enhanced Safe Hold) 制御は、待避姿勢は普通型と同じであるが、角速度をIRU出力を用いて3軸回りに検出するものである。空力外乱の大きい場合に使用することを予定した。なおこのどちらにおいても、衛星は-X軸太陽指向スピン状態に保たれる。

更に、サンホールド (SUN HOLD) 姿勢での危険回避という制御モードも用意してある。これは、衛星の-Z方向を太陽方向 ± 5 度に向け、X、Y、Z三軸回りの角速度を 0.1deg/sec 以下として、衛星をほとんど回転させないものである。太陽方向はCSASで、衛星三軸回りの角速度はIRUにより検出し、その出力をもとにRCSス

ラスターを噴射する。

3.2.2 衛星管制

衛星の管制はコマンドによって行うが、科学衛星は通常OP(Operation Program)およびOG(Organized Command)と呼ぶコマンドシステムによって運用される。OGは、単一項目のコマンド(DC)または項目をブロック化したコマンド(BC)で構成される32項目の実行コマンドを一つのパッケージとするものである。OPは自動管制プログラム制御を行うためのもので、127項目までのOGの実行シーケンスを指定し、自動送出する。OPはOP STOP コマンドをリアルタイムに送ることによって止めることができ、また、OG中に組み込まれたOP STOP コマンドによっても終わらせることができる。大型アンテナの展開ではこのOP/OG運用を多用した。

また、衛星の運用には一般にデータレコーダ(DR)を用いるが、「はるか」では、スペースVLBI実験の観測データが全てリアルタイムに地上に降ろされることもあって、DRとしては、主に衛星状態の監視用に小容量(12Mbits)のものを搭載している。

3.2.3 衛星の熱制御

「はるか」は衛星本体、大型展開アンテナ、および衛星の下部に外付けされたリアクションコントロールシステム、という比較的独立した三つのシステムからなり、衛星の熱設計に当たっては、それぞれを独立として扱い、熱インターフェースを規定することによって連結する、という新しい方法が取られた[7]。展開前の大型アンテナおよび衛星本体が熱的に予定した温度環境にあるかどうかは、展開の正否に関わる面もあり、衛星システム全体が、軌道上で熱的にどの程度予測に近く振る舞っているかは、十分注意して確認すべきことであった。

3.2.4 通信系

「はるか」はテレメトリとコマンドにSバンドの電波を用いており、その送受信のために三つのアンテナを搭載している。衛星の側方向(Z軸に直交する方向)にカバレッジをもつAおよびBアンテナと、衛星の下方(Z<0方向)にカバレッジをもつCアンテナの三つで、AおよびBと、Cとは、切り替えて使われる。衛星の運用に当たって、アンテナの切り替えを適宜行うが、大型アンテナ展開では、衛星の姿勢に関する不測の事態に備えて、リンクの確保には十分に注意を払う必要があった。

3.3 アンテナ展開実験の基本方針

3.3.1 衛星打ち上げスケジュール

衛星の打ち上げスケジュールを立てるに当たって、全日照期間を十分確保することに配慮が払われた。打ち上げ後、近地点高度を高める軌道制御(ΔV)をまず行い、それに続いて直ちにアンテナ展開に取りかかることとしたが、衛星の電力の管理、アンテナやRCSのヒータ保温、衛星の熱管理、アンテナ展開時にアンテナの熱環境を最善に保つ必要性などの点から、大型アンテナ展開完了までは、衛星が全日照軌道にあることが必要であった。 ΔV による軌道確立までの日数を予測し、展開実験に必要な日数をノミナル4日、最大10日(トラブルが生じたときの対策期間を含む)として、必要な全日照期間を30日とした。ロケット打ち上げ時刻やウィンドウの幅などがこの前提のもとに設定された。

3.3.2 衛星の温度管理

打ち上げに先立って、熱解析の結果をもとに衛星ならびにアンテナ機器のヒータ運用計画を作成した。アンテナの主系ヒーターは出来るだけ早く動作することが望ましく、打ち上げ30分後にはONすることとする。アンテナとRCSのヒータにはBUS電源を使用しており、正規のBUS電圧27Vが軌道投入後できるだけ早く確保されることが望まれた。

打ち上げの後は、展開時まで、アンテナ展開機器の熱環境を最善に保つ。展開実験の前までに衛星の熱的状态を確認するとともに、展開中はアンテナ機器の温度の監視を行う。

3.3.3 アンテナ展開時の姿勢制御

副反射鏡支柱伸展については、時間も短く（約 2 分）、また過制御を起こすのを避けるために、伸展の間、無制御（ADS RW制御において、制御ループを切る）とする。

主反射鏡展開では、作業時間が長く、制御ループを切った場合衛星の角運動量の蓄積が無視できなくなるため、展開を ADS RW制御のもとで行う。その際、大きな姿勢変動に対しても追尾するために、IRU計測モードは wideとする。また展開時の姿勢変動によって混乱が起こらないように、磁気トルカーによるアンローディングは行わない。セーフホールド条件の検出は姿勢制御プロセッサの異常のみとし、通常行っているSPS出力での姿勢角異常判定からのセーフホールド移行は行わないこととする。これはアンテナ展開中の姿勢の変動が予想以上に大きかった場合等に、不意にセーフホールドに入って展開作業を妨げることをないようにとの配慮からである。展開中は地上から常時姿勢をモニターしており、万一の場合には、コマンドによって必要な姿勢モード（強化型セーフホールドまたはサンホールド）へ遷移させることとする。

3.3.4 衛星の電源系の監視

主反射鏡展開時にはBUS電源から約 2 A、伸展マストの駆動時においては29V系電源から最大 4 A程度の大きな電流が流れる。駆動回路には各々電流制限回路が設けてあるが、衛星電源に関して、BUS電圧、29V系電圧、全負荷電流を監視し、異常があれば作業を中断することとする。

3.3.5 コマンド運用と異常事態への対処

アンテナ展開では、OG/OPによるプログラムコマンドをバックアップとして用いる。伸展・展開機構に何らかのトラブルが生じた場合、衛星の姿勢が大きく変わる可能性がある。その場合に、Sバンドのテレメトリ・コマンド回線が遮断され、その後の運用に困難を生ずる可能性がある。また、展開作業の多くは機構の稼働時間で制御するものとなっている。コマンド回線の信頼性は高いものの、実験をより確実にするため、OG/OPにバックアップコマンドを組み込むこととした。すなわち、OPによって、一定時間後に伸展／展開のためのモータ駆動をOFFし、それにより大きなトラブルを回避する。さらに、一定時間の後、OPにより、衛星を危機回避姿勢に導く。なお順調に作業が終了し、姿勢などの異常がないと判断されたら、OP STOP コマンドを送り、バックアップOG/OPの作動を止めることとする。

また、伸展あるいは展開中、回線上の不都合によってデータが損なわれることのないように、バックアップとして、データレコーダ（DR）を記録状態（DR REC）とする。DRは一巡書き込みモード（メモリ全領域にデータを記録したら記録を停止する）で動作させる。

危機回避姿勢としては、副反射鏡伸展に対しては、強化型Safe Hold モード（3.2.1参照）とする。衛星は-X軸太陽指向スピン状態となり、受信レベルはスピンの周期で変動するが、広い角度範囲でSバンドの送受信回線を確保できる。

主反射鏡展開に対しては SUN HOLD姿勢（3.2.1参照）とする。制御上は Safe Hold モードが最も安全であるが、伸展マストに十分張力が掛かっていない状態で、衛星のスピンによりマストにトルクが掛かることは好ましくないとの判断による。

3.3.6 展開実験の実行

衛星の管理上、副反射鏡伸展オペレーション、すなわち、無制御開始、伸展、ADS RW制御復帰を、1 可視帯内で終了させることとする。同じく、主反射鏡展開オペレーション、すなわち、ADS-RW IRU wide制御への移行、展開の全作業の実行、姿勢制御復帰、についても、基本的には1 可視帯内で終了させることとする。両者について、姿勢擾乱が著しく大きい場合には、RCSを用い、ADS RCS制御に切り替えて姿勢を立て直すことも考える。

3.4 実験の詳細手順

3.4.1 打ち上げから展開実験まで

打ち上げ30分後に、プログラムコマンドによりアンテナヒータの主系をONする。電源系を確立してから、ヒー

タの従系をONする。以後、アンテナ系の温度モニターを行う。

副反射鏡支柱展開に向けて、衛星の太陽角を約280度とする。熱的に平衡した後、展開のための温度条件を満たしていることを確認する。

3.4.2 副反射鏡支柱伸展

副反射鏡支柱伸展に当たって、次を基本方針とする。

- (1) 保持機構の開放および支柱伸展中は姿勢制御を無制御とする(3.3.3参照)。
- (2) Sバンドの回線が乱れても伸展を途中で止めることはしない。
- (3) 衛星の姿勢が乱れても伸展を途中で止めることはしない。
- (4) 異常事態発生の場合の立て直しは強化型SAFE HOLD制御によって行う(3.2.1, 3.3.5参照)。

次は、実験実施に当たって設定した詳細手順である。

初期手順

OG, OP書き込み

保持機構解放

姿勢系設定 (IRU wide, 磁気トルカーによるアンローディング OFF, SPSによるSAFE HOLD 条件解除)

ADS RW 姿勢制御の制御ループOFF

アンテナ温度, 構体温度, 姿勢, 電源, Sバンドリンク等の確認

DR記録開始 (一巡書き込みモード)

OPスタート (このOPは, 32秒後にモータ制御回路ON, 副鏡収納モードへ, 5分20秒後に駆動モータOFF, 10分8秒後にセーフホールドへ移行, を実行するように設定)

爆薬点火 (これによりワイヤを切断し, ワイヤの張力を解放する)

伸展

伸展可能状態 ON

伸展モータ ON

ヒンジ回転角度, 温度, 姿勢, 電源, リンク等監視

伸展完了, ラッチ確認

姿勢確認, 安定するのを待つ

OP停止

伸展モータ OFF

DR停止

後処理

姿勢制御再開 (ADS RW, IRU wide)

IRU narrowへ

以上のノミナルの手順に対して、伸展に不具合を生じた場合の対処を準備した。主なものを挙げると、(1)伸展収納を繰り返す、(2)ヒータをON, OFFする、(3)衛星の姿勢を変更する、(4)部分的収納, 再伸展を繰り返す、(5)1 Hzの加振を加える、などである。これらの内、(5)の1 Hz加振は、OGにより、伸展用モータのON, OFFを1秒周期で繰り返すことにより行う。

3.4.3 主反射鏡展開のための準備

衛星の姿勢を、太陽角約280度から180度にマヌーバする。その上で、衛星およびアンテナ系の熱的状态を監視

する。アンテナ部や衛星の温度が安定するのを待つ。

主鏡爆管および跳ね上げ機構用ヒーターの従系、および副鏡モータヒータ従系をONする。これは主鏡マストキャニスター部の温度ポテンシャルをできるだけ上げるためである。なお、主鏡マストのモータ用ヒータとテンショナー用ヒータは、打ち上げ30分以来、ONされたままである。

伸展マストのモーターの温度（ $-10\sim+60^{\circ}\text{C}$ ）、マストのトップフレームの温度（ -50°C 以上）等を確認する。

3.4.4 主反射鏡展開

主反射鏡の展開に当たって、次を基本方針とする。

- (1) 保持プレートの展開およびマスト伸展の間、ADS RW, IRU wide 制御を行う (3.3.3参照)。
- (2) マストの伸展中、Sバンドの回線が乱れても伸展を途中で止めることはしない。
- (3) 衛星の姿勢が乱れてもマストの伸展を途中で止めることはしない。
- (4) 異常事態発生の場合の立て直しはSUN HOLD姿勢にて行う (3.2.1, 3.3.5参照)。

実験実施に当たって設定した手順の詳細は次の通りであった。

I. 初期手順

OG, OPの書き込み

アンテナ温度, 衛星構体温度, 姿勢, 電源, Sバンドリンク等の確認

II. 保持プレートの展開

姿勢系設定 (IRU wide, 磁気トルカーによるアンローディング OFF, SPSによるSAFE HOLD条件解除)

ADS RW, IRU wideへ

DR記録開始 (一巡書き込みモード)

OPスタート (このOPは12分48秒後にSUN HOLD 制御を実行するように設定)

保持プレート解放

姿勢とSバンドリンクを監視

解放確認

姿勢の確認, 安定するのを待つ

OP停止

DR停止

III. マスト伸展準備

姿勢戻し

マストモーターの温度を確認 ($-10\sim+60^{\circ}\text{C}$)

マストトップフレームの温度を確認 (-50°C 以上)

姿勢制御IRU wide へ

アンテナ系ヒータのうち, 副反射鏡モータ用, 副反射鏡爆管用, 主反射鏡爆管用, 主鏡跳ね上げ機構用の各ヒータをOFF

次いで, IVからIXまでの各作業を順次, それぞれ, 表6の基本手順に従って行う。

IV. 初期伸展

2本同時伸展を, #1と#2, #3と#4, #5と#6, の順に行う。表6の基本手順を3回繰り返すことになる。伸展時間 (括弧内は予定伸展長) を, それぞれ, 13秒 (約90mm), 16秒 (約110mm), 19秒 (約130mm) とする。伸展長を少しずつ変えているのは, 次の6本同時伸展において, マストの

基本ユニットがスクリュージャッキにより押し出されるときピーク電流が重ならないようにするためである。OPは、バックアップとして、32sec後にマスト伸展を停止し、11分12秒後にSUN HOLD 制御へ移行するように設定する。

V. 6本同時伸展

マスト6本を同時伸展する。目標到達伸展長を4500mmとする。伸展予定時間は12分である。OPは、バックアップとして、10分8秒後にマスト駆動をOFF、20分48秒後にSUN HOLD 制御へ移行するように設定する。終了後、モータ温度等を確認する。

伸展長が目標に達しない時は、このシーケンスを繰り返す。

VI. 長さ調整

1本ずつ長さ調整を行う。表6の基本手順を6回繰り返す。目標到達伸展長を4770mmとする。ロックの手前30mmに当たる。OPは、12分48秒後にSUN HOLD 制御へ移行するように設定する。伸展後、モータ等の温度を確認する。

伸展長が目標に達していないものがあれば、そのマストについて長さ調整を再度実行する。

VII. マスト最終伸展

1本ずつ最終の伸展を行う。基本手順を6回繰り返す。伸展順は#1, #4, #6, #3, #2, #5とする。これは地上試験で実施した順番に沿うもので、展開の再現性、特に鏡面形成の再現性を配慮している。伸展はマストロックにより自動停止する。OPは2分8秒後にマスト駆動OFF、12分48秒後にSUN HOLD 制御へ移行、と設定する。

VIII. テンショナー伸展

6本のテンショナーを同時に伸展する。伸展長は30mmである。伸展に先立って、テンショナーモータの温度を確認する（-10～+60℃）。完全に伸展したところで自動停止し、テンショナーはロックされる。OPは12分48秒後にSUN HOLD 制御へ移行するように設定する。

IX. テンショナー収納

6本のテンショナーを同時に収納する。僅かなオーバーシュート分を戻すものである。これによりマスト先端は正確に地上で設定した位置となる。OPは12分48秒後にSUN HOLD 制御へ移行するように設定する。表6中の「伸展・・・」は「収納・・・」と置き換える。

X. 後処理

姿勢が安定したことを確認し、姿勢系をIRU narrow へ戻す。

表6 マスト伸展オペレーションの基本手順

DR記録開始（一巡書き込みモード）
OPスタート（ある時間後 SUN HOLD 制御へ）
伸展開始
モータ電流, モータ温度監視
伸展長監視
伸展停止（コマンドまたは自動）
姿勢確認, 安定するのを待つ
OP停止
DR停止

以上の一連のシーケンスの中で、起こりうると予想されたことは、マストモータのオーバーロードによる停止である。伸展マストの機構に関わる場合と、アンテナのケーブル、メッシュ系に関わる場合とが考えられたが、特に、伸展の最終段階において、メッシュの抵抗力の増大のために、最後にロックするマストの負荷が増すことが予想された。このようなマストのオーバーロード停止に対する対処として、次の手順を用意した。

- | | |
|---------------|------------------------------------|
| OLa. 再伸展 | 伸展を繰り返す。 |
| OLb. フルパワー伸展 | 1 Aのオーバーロード設定を解除し、リミットを4 Aとして伸展する。 |
| OLc. テンショナー伸展 | テンショナー軸力がマスト軸力の数倍あることを活用する。 |
| OLd. 隣接マスト伸展 | 隣接する2本のマストを同時伸展する。 |
| OLe. 収納 | 半ピッチ収納、あるいは1ピッチ収納を行う。 |

4. アンテナ展開オペレーション

4.1 展開実験へ向けての衛星運用

「はるか」は1997年2月12日13時50分（日本標準時）、鹿児島宇宙空間観測所（KSC）から打ち上げられ、予定した軌道に投入された。大きな延期もなく打ち上げられたことから、46日間全日照が続くこととなった。

大型アンテナ主系ヒータとマスト関連ヒータは打ち上げ30分後、非可視中にOPによるプログラムコマンドによりONされた。太陽電池パドルは、打ち上げ90分後、同じく非可視中に、OPによるプログラムコマンドにより展開された。第一可視において、大型アンテナの従系ヒータをONした。

近地点高度を高めるための軌道制御（ ΔV ）が2月13日、15日、20日と三回にわたって行われた。衛星の軌道は遠地点高度21,300km、近地点高度560km、軌道傾斜角31度、軌道周期6時間20分と確定した。KSCから3～4時間連続して運用を行える可視帯（パス）はおおよそ一日一回である。

軌道制御を終え、予定した大型アンテナ展開実験へと進んだ。3.1に述べたように副鏡支柱展開姿勢を直前まで行われていた ΔV 姿勢（-X軸太陽指向）と同じにしたので、副鏡展開に向けて、大きな姿勢マヌーバは行わなかった。展開実験開始前日の2月23日、衛星の温度が、全般に予測値と5℃以内で合っていることが確認された。また、副鏡爆管、副鏡アーム、副鏡モータ等の温度のモニターから、副鏡展開系のヒータコントロールが正常に行われていることを確認した。なお、副鏡アームヒータは+X軸側にある#2のみONし、#1と#3はOFFしていた。

4.2 副反射鏡支柱展開

1997年2月24日、副反射鏡支柱の伸展を行った。この日衛星の運用開始は22時33分（日本標準時、以下同様）、運用開始時の衛星の太陽角は280.4度であった。23時01分に実験を開始、伸展は3.4.1に記したノミナルシーケンスに従って順調に行われた。伸展モータ駆動開始からラッチまでの時間は、92秒であった。展開作業は23時32分に終了した。実験の経過を表7にまとめる。

表7 副反射鏡支柱伸展の経過
(1997年2月24日、時刻は日本標準時)

23:01	OP, OG書き込み
23:12	姿勢系初期設定
23:23:44	展開シーケンス開始, 制御ループ切る
23:28:00	OPスタート
23:28:50	保持機構の解放を確認
23:29:11	伸展モータON
23:30:43	ラッチ
23:32	展開終了

伸展の状況、経過をテレメトリデータから眺めてみる。図7は支柱アーム角度、モータ温度、支柱展開ラッチ信号（3本について）、およびモータ駆動ステータス信号、の時間経過を示すものである。駆動開始とともに、アーム角は時間にリニアに増大しており、安定に展開したことが分かる。支柱3本のラッチ信号は同時に出ており、3本の間の同期が適正であったことが分かる。モータ温度の上昇は数度程度であった。なお、アーム角度はモータの回転数から換算した相対値であり（ラッチした時に180度を指していない）、また、モータは、機構上、ラッチ後も回転を続けるものであった。図8の(a)と(b)には、それぞれ、姿勢レートと姿勢誤差（いずれもX、Y、Zの3軸）を示す。伸展中、姿勢制御をOFFしたが、姿勢の乱れは僅かであり、衛星は安定していたといえる。姿勢レートの変動は、予想されることであるが、X軸回りとY軸回りに見られ、Z軸回りは小さい。展開作業を終了し、ADS RW制御を再開したときに姿勢が復帰していく状況を図8(b)に見ることができる。

副鏡支柱伸展直後の主要部分の温度を記しておく、アーム#1、#2、#3は $-2 \sim +19^{\circ}\text{C}$ にあり、駆動モータ

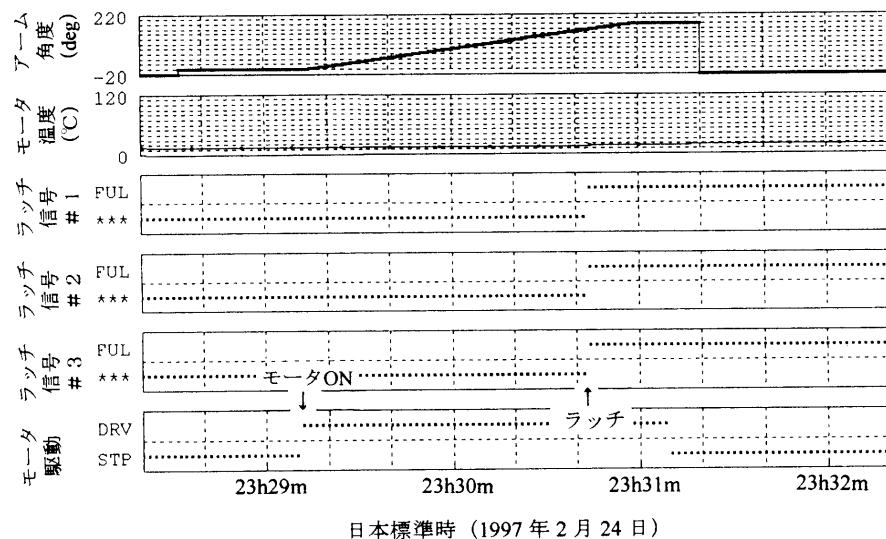


図7 副反射鏡支柱の展開。アーム角度、ステータス信号など。

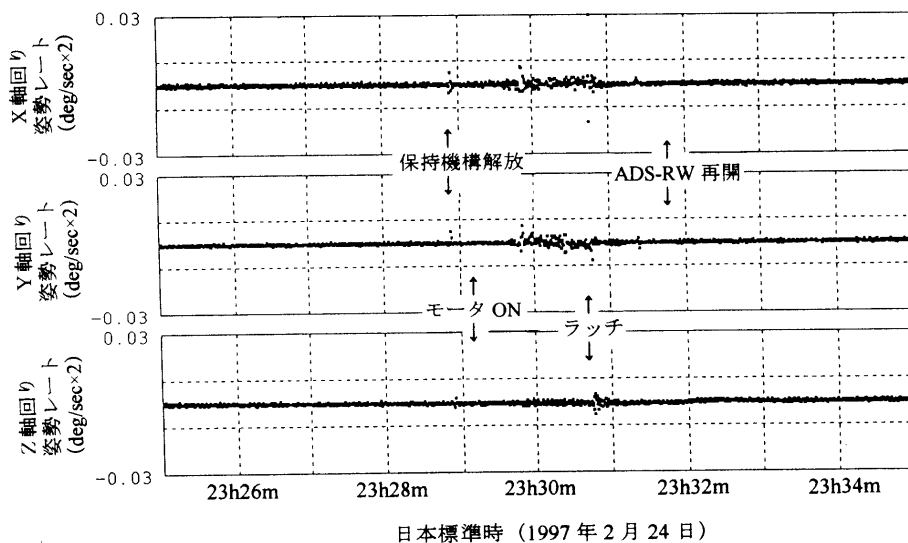
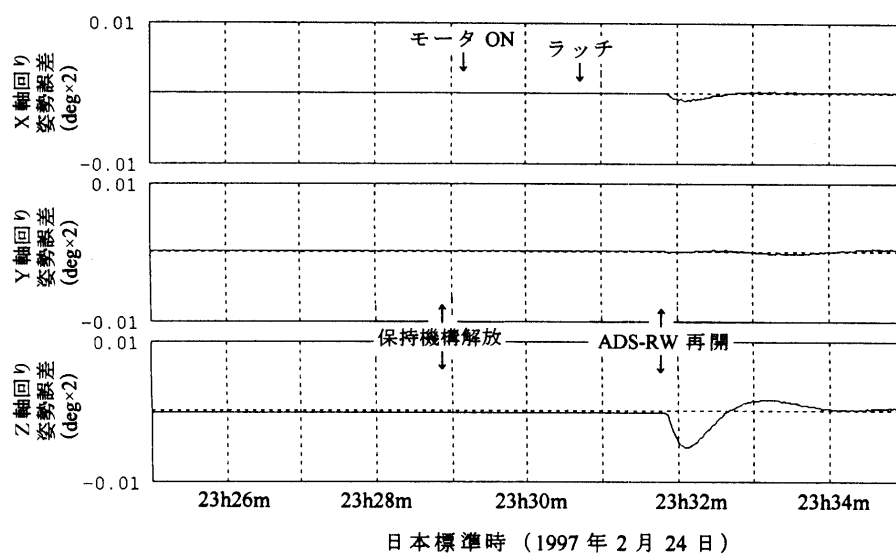


図8 (a) 副反射鏡支柱展開時の衛星の姿勢レート



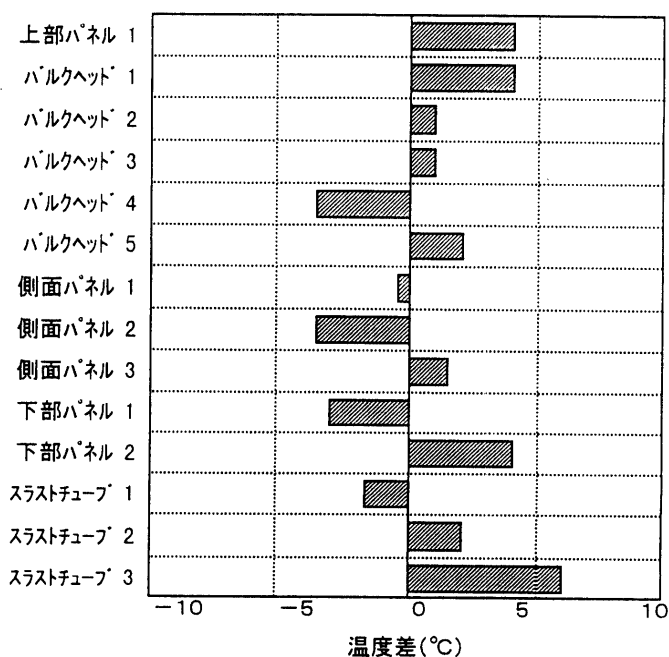
タは13℃, 1.6GHz給電ポートは6℃であった。これらは適正な温度のもとで展開が行われたことを示している。なお、副鏡支柱展開終了後、副鏡アームヒータ#2をOFFした。

4.3 主反射鏡展開の準備

副反射鏡支柱の伸展を終え、2月26日、主鏡展開のための姿勢変更を行った。0時15分に衛星運用を開始、開始時の太陽角は278.2度であった。1時07分、-Z軸太陽指向マヌーバを開始、1時54分に太陽角は予定した180度となった。マヌーバは順調に行われた。

マヌーバ終了後、主鏡爆管および跳ね上げ機構用ヒーターの従系、副鏡モータヒータ従系をONした。

太陽角が180度になった後、衛星が熱的に平衡したところで衛星構体の温度を調べた。図9は、その際の実測



値と、熱数学モデルによる解析値との差（実測値－解析値）を示すものである。測定点は上部パネル1点、バルクヘッド5点、側面パネル3点、下部パネル2点、スラストチューブ3点で、図に見るように、差はおよそ±5度内に入っている。この測定から、熱解析が良好に行われたこと、また、衛星の熱制御が適切であったことが確認された。

4.4 主反射鏡の展開

1997年2月27日～28日に主鏡展開を行い、成功した。

2月27日、衛星運用を2時06分に開始した。運用終了予定時刻は6時43分で、予定された運用時間は4時間37分であった。実験を開始するに当たっては、このパス内において展開を完了することを目指した。

実験開始時の衛星の太陽角は179.5度であった。主要機器の温度は、マストモータ（#1～#6）5～10℃、トップフレーム#2 -13℃、トップフレーム#4 -20℃、テンショナーモータ（#1～#6）3～8℃で、展開に必要な温度条件を満たすものであった。

展開のための各作業は全て、3.4.4のI～Xに記した手順、すなわち、作業ごとにOPを背景に走らせながらコマンド操作で進めていくという手順に従って行われた。実験の経過は次の通りである。詳細は、二日分について、表8に記してある。

3時03分、アンテナ展開を開始した。まず保持プレートを解放（3.4.4のII）、プレート#2、#3、#5、#6のラッチを確認した。#1、#4についてはラッチ信号が出なかったが、予定した手順に従って、そのまま先へ進めた。保持プレートが離れたことは温度センサーの変化から確認された。プレートの解放により衛星の姿勢に揺れを生じたが、約2分後に収束した。

3時11分、マストの初期伸展（3.4.4のIV）に入った。二本ずつを対としてそれぞれ予定した量だけ動かし、駆動が正常に行われることを確認した。

休み無しに次へ進んだ。3時22分、6本同時伸展（3.4.4のV）を開始した。伸展時間を640秒に設定、伸展は順調に進んだ。モータ電流値も低く、安定であった。3時33分、6本同時伸展が終了、伸展長は予定した4m前後に達した。この段階で、もはや、ケーブル類が大きく絡む心配は無くなり、ここに最大の難関を通過した。

なお、6本同時伸展を開始した直後に保持プレート#1と#4のラッチ信号が出ている。マストの伸展に伴って、プレートがラッチ位置まで倒れたものと考えられる。

続けて、6本同時伸展を更に64秒間行い、伸展長を4.2～4.6mの範囲に入れた。

次いで、マストのロックに向けて、長さ調整（3.4.4のVI）を行った。伸びが小さかった順（4-3-2-6-5-1の順）に伸展し、伸展長を4.71から4.74mの範囲に収めた。ただし、最初の#4マストは、この長さ調整において完全伸展し、機械的にロックした。対向するマスト#1と#4を最初にロックさせる予定であったので、実質的に支障はなかった。

ロックへ向けての最終伸展（3.4.4のVII）は#1-#6-#3-#2-#5の順であった。#1マストは直ちにロックした。#6マストでは、電流リミッタにより中途停止したので、再試行（3.4.4のOLa）の後、オーバードリミットを1Aから4Aに変え、フルパワー伸展（3.4.4のOLb）によりロックさせた。#3マストについても、電流リミッタにより中途停止し、フルパワー伸展に切り替えてロックさせた。#2マストについては、始めからフルパワー伸展によりロックさせた。

最後の#5のマストには大きな負担がかかることが、事前に予測されていた。すでに周辺の5本のマストがロックされ、それに伴ってメッシュの抵抗力が大きく加わるためである。フルパワー伸展を2回行い、ロックに到らなかったため、テンショナーの伸展（3.4.4のOLc）により、メッシュの抵抗力の緩和を図ることとした。すなわち、全テンショナーを7秒間伸展、約6mm伸ばし、4分後に収納した。その上で、#5マストをフルパワー伸展、その結果、#5マストはロックまで僅か14mmを残すところとなった。

この時、時刻は5時53分で、このパスの運用時間は、姿勢制御の復帰、パス終了のためのコマンド送信などの

表 8 主反射鏡展開の経過 (1997年 2月27～28日, 時刻は日本標準時)

2月27日	
2:49	OG, OP 書き込み開始
2:52:30	姿勢制御系IRU wide 切り替え, 磁気アンローディング停止
3:00:47	ADS RW 再立ち上げ
3:03	アンテナ展開開始
3:05:15	保持プレート解放 #2, #3, #5, #6のラッチを確認, #1, #4はラッチ信号出ず.
3:10	アンテナヒーター オールOFF
3:12:15	#1, #2 マスト初期伸展(13秒)開始 伸展結果 #1: 0.083m, #2: 0.080m
3:14:57	#3, #4 マスト初期伸展(16秒)開始 伸展結果 #3: 0.094m, #4: 0.091m
3:18:04	#5, #6 マスト初期伸展(19秒)開始 伸展結果 #5: 0.120m, #6: 0.115m
3:22	6本同時伸展(640秒)開始 伸展開始直後に保持プレート#1と#4のラッチ信号が出た.
3:33	6本同時伸展終了 伸展長 #1: 4.171m, #2: 3.960m, #3: 3.940m, #4: 3.814m, #5: 4.061m, #6: 4.010m
3:37:02	6本同時伸展追加分(64秒に設定)開始
3:38:06	6本同時伸展追加分終了 伸展長 #1: 4.557m, #2: 4.349m, #3: 4.328m, #4: 4.191m, #5: 4.457m, #6: 4.396m となる.
3:50:11	#4 マスト長さ調整開始 105秒に設定 4.794mへ, ロックした.
3:56:11	#3 マスト長さ調整開始 69秒後手動停止. 4.737m.
4:01:14	#2 マスト長さ調整開始 65秒後手動停止. 4.734m.
4:06:14	#6 マスト長さ調整開始 55秒後手動停止. 4.721m.
4:11:13	#5 マスト長さ調整開始 43秒後手動停止. 4.716m.
4:16:13	#1 マスト長さ調整開始 25秒後手動停止. 4.731m.
4:23:22	#1 マスト最終伸展開始 15秒後自動停止. 4.795m, ロック.
4:30:12	#6 マスト最終伸展開始 4.780mに達したところで, 電流リミッタにより途中停止.

- 4:35 再度, 伸展
リミッタにより停止. オーバーロードリミットを1 Aから4 Aに変える.
- 4:46:17 # 6 マストフルパワー伸展
7秒後自動停止. 4.795m, ロック.
- 4:52:25 # 3 マスト最終伸展開始
9秒後, 4.784mに達したところで, 電流リミッタにより途中停止.
オーバーロードリミットを1 Aから4 Aに変える.
- 4:56:20 # 3 マストフルパワー伸展
7秒後自動停止. 4.795m, ロック.
- 5:02:35 # 2 マストフルパワー伸展
33秒後自動停止. 4.795m, ロック.
- 5:08 # 5 マストフルパワー伸展
33秒後手動停止, 4.741m. モータ温度が10℃以下になるのを待つ.
- 5:39 # 5 マストフルパワー伸展
19秒後, 手動停止. 4.751m.
- 5:43 全テンショナー 7秒伸展
約6mm伸びた.
- 5:47 全テンショナー同時収納, 収納確認.
- 5:50 # 5 マストフルパワー伸展
25秒後手動停止, 4.781m.
- 6:00 このパスの運用終了へ向けての処理開始.

2月28日

- 5:38 OP書き込み
- 5:39 姿勢系準備開始 (ADS RW, IRU wide)
- 6:00 アンテナ展開シーケンスへ. ヒータOFF
- 6:02:14 全テンショナー伸展開始
18秒後手動停止. 平均17mm伸びた.
5分間待つ.
- 6:08:30 テンショナー収納確認
- 6:11:15 # 5 マストフルパワー伸展開始 (リミター 4 A)
- 6:11:19 7秒後自動停止. 4.795m, ロック.
- 6:14:12 全テンショナー伸展開始
- 6:14:52 全テンショナーロック確認
伸展長30mm.
- 6:18 テンショナー 6 本同時収納開始. 3秒で, 収納確認.
- 6:20頃 アンテナ機器全てOFF, 展開完了.

時間を取るとマージンが無くなるため、ここでこの日の展開作業を終えることとした。アンテナ展開は完了に近い状態にあり、衛星、アンテナともに、この状態で一日を経過しても心配は無いと判断した。例えばアンテナ機構部の温度は、この時点で、マストモータ（＃１～＃６）５～１０℃、トップフレーム＃２　－１６℃、トップフレーム＃４　－１３℃、テンショナーモータ（＃１～＃６）－４～＋４℃で、主鏡面が展開したことによって許容温度範囲をはずれるということは無かった。マスト＃５の最終ロックに関しては、テンショナー伸展の効果は十分にあり、翌日容易にロックに導けるであろうことが予想された。

2月28日、運用開始時刻は4時42分、運用開始時の太陽角は178.3度であった。5時38分、OP書き込みを開始、6時00分、アンテナ展開シーケンスに入った。テンショナーの部分伸展長を大きくし、また保持時間も長くして、

```

NUSES-8 QL RMT      970227-0300 RL 97-02-27 21:11:37DEN LOCK OM      OP RUN 61
TLN RL 8K  FN-7:RMT      FI 104 TI 02960C04 VR# 72 CAB DC 2-80 EXCH RL DC 0-00 1
      -SREF-          -MREF-          -HTR-          -TEMP-

SREF-E OM          MST-E OM
PWR #1 OM          MODE MST OVLMT 4R
PWR #2 OFF          HTR OM LOAO MOH
                    ALL CRR 0.000R

      RLS          RLS EXORDY          Main Ref
#1 RLS #1 RLS RLS          CtgH1 OFF CT61 -24.5C
#2 RLS #2 RLS RLS          CtgH2 OFF CT62 -25.9C
#3 RLS #3 RLS RLS          CT63 -24.5C
#4 RLS RLS          RlsH1 OFF RLS1 -11.9C
#5 RLS RLS          RlsH2 OFF RLS2 -14.7C
#6 RLS RLS          RLS3 -14.7C
HngH1 OFF HWG1 -32.8C
HWG2 -0.8C
PNL1 -10.5C
HngH2 OFF HWG4 -16.1C
PNL4 -34.2C

MST CTL MOO DRY EXT RET CURR LCTMC LENG TEMP          PNL1 -10.5C
MST#1 DIS *** OFF FUL *** 0.000R 20 38716 4.801n 9.0C HngH2 OFF HWG4 -16.1C
#2 DIS OFF FUL *** 0.000R 11 39955 4.954n 10.6C PNL4 -34.2C
#3 DIS OFF FUL *** 0.000R 20 38778 4.808n 8.4C          Sub Ref
#4 DIS OFF FUL *** 0.000R 20 40544 5.027n 10.6C CtgH3 OFF CT67 -13.2C
#5 DIS OFF FUL *** 0.000R 20 39446 4.891n 11.2C CtgH3S OFF CT68 -13.2C
#6 DIS OFF FUL *** 0.000R 14 39325 4.876n 6.8C CT69 -14.6C
TWS#1 *** OFF *** *** FUL ***** 3.6C S-Mtr OFF SMTR 0.7C
#2 *** *** *** FUL ***** 0.8C S-MtrS OFF SREF -80.2C
#3 *** *** *** FUL ***** 0.4C          -OTHERS-
#4 *** *** *** FUL ***** 0.9C 1.6G-FEED TEMP -4.9C
#5 *** *** *** FUL ***** -5.6C MST#2-T/F TEMP -16.1C
#6 *** *** *** FUL ***** -3.4C MST#4-T/F TEMP -9.1C

```

図10 アンテナ展開監視QL画面、伸展マストの伸展作業が完了した時点、画面左中段のマスト（MST）伸展（EXT）表示が全て“FUL”となった。

```

MUSES-B QL ANT 970227-0300 RL 97-02-27 21:18:42DEN LOCK ON OP RUN 24
TLH RL 8K FN-7:ANT FI 176 TI 02964124 VR0 72 CAB DC 1-11 EXCH RL DC 0-00 2
-SREF- -NREF- -HTR- -TEMP-
SREF-E ON -HST-E ON -
PWR #1 ON RLS RLS EXGRY Main Ref
PWR #2 OFF MODE TWS OVLMT 4A #1 RLS #1 RLS RLS CtgH1 OFF CTG1 -24.5C
HTR ON LOAD MOM #2 RLS #2 RLS RLS CtgH2 OFF CTG2 -25.9C
ALL CRR 0.000A #3 RLS #3 RLS RLS CTG3 -24.5C
#4 RLS RLS RlsH1 OFF RLS1 -16.1C
#5 RLS RLS RlsH2 OFF RLS2 -17.5C
#6 RLS RLS RLS3 -18.9C
SREF CTL MOD DRV EXT ARM-ANG TEMP HTR HngH1 OFF HNG1 -32.8C
ARM#1 OFF RET STP FUL -137deg -101.1C OFF HNG2 0.6C
#2 FUL -101.1C OFF
#3 FUL -101.1C OFF
HAST CTL MOD DRV EXT RET CURR LTCHN LGENT LENG TEMP PNL1 -10.5C
HST#1 *** *** FUL *** ***** 20 ***** 9.0C HngH2 OFF HNG4 -16.1C
#2 *** *** FUL *** ***** 11 ***** 10.6C PNL4 -34.2C
#3 *** *** FUL *** ***** 20 ***** 8.4C Sub Ref
#4 *** *** FUL *** ***** 20' ***** 10.1C CtgH3 OFF CTG7 -14.6C
#5 *** *** FUL *** ***** 20 ***** 10.1C CtgH3S OFF CTG8 -13.2C
#6 *** *** FUL *** ***** 14 ***** 6.3C CTG9 -16.0C
TWS#1 DIS ON OFF FUL *** 0.000A 40583 29.8mm 2.5C S-Htr OFF SMTR -0.7C
#2 DIS OFF FUL *** 0.000A 41828 38.5mm 0.3C S-HtrS OFF SREF -80.2C
#3 DIS OFF FUL *** 0.000A 40657 31.0mm -0.2C -OTHERS-
#4 DIS OFF FUL *** 0.000A 42433 59.2mm 0.4C 1.6G-FEED TEMP -4.9C
#5 DIS OFF FUL *** 0.000A 41326 43.8mm -5.6C HST#2-T/F TEMP -16.1C
#6 DIS OFF FUL *** 0.000A 41193 38.1mm -4.0C HST#4-T/F TEMP -9.1C

```

図11 アンテナ展開監視QL画面。テンショナーの伸展作業が完了した時点。画面左下段のテンショナー（TNS）伸展（EXT）表示が全て“FUL”となっている。

それにより、メッシュの抵抗力をさらに弱めることとした。6本のテンショナーを平均17mm伸展させ、5分間待った。次いでテンショナーを収納し、#5マストを伸展、マストは直ちにロックした。残りは終結作業で、テンショナーを最終伸展(3.4.4のⅧ)させ、ロックさせた。残作業としてテンショナー6本を収納(3.4.4のⅨ)、6時20分、伸展関連の電源をすべてOFFし、アンテナ展開を完了した。

アンテナ展開を監視していたQL(クイックルック)画面から、二つのエポック、伸展マストの伸展作業が完了した時点(マスト#5がロックした時点)とテンショナーの伸展作業が完了した時点、それぞれ、図10と図11に示す。

4.2に述べた副鏡展開の場合と同様、展開の状況、経過をテレメトリデータから眺めてみる。

図12はマスト伸展長の時間経過を示すもので、対比用にX軸、Y軸回りの姿勢レート(図では相対値、絶対値については後出の図を参照)も示してある。図は約11分に涉った6本同時伸展が滞ることなく行われたことを明瞭に示している。図13の(a)と(b)には、第一日における姿勢レートと姿勢誤差(ともにX、Y、Zの3軸)の時間経過を、図14の(a)と(b)には、2日目について同様のもの、を示す。衛星の姿勢には、保持プレートの展開、6本同時伸展、長さ調整、ラッチ等において乱れを生じているが、制御がはずれる等、姿勢制御上危険な状態になることはなかった。図15には、一日目の伸展作業中のマストモータ温度を示す。6本同時伸展中に温度の上昇が見られるが、許容範囲内であった。#5マストについては、最終伸展作業に伴う温度上昇が見られる。

図16は太陽電池パドルの温度である。太陽電池パドルの片翼は3枚のパネルからなるが、根元に近いパネル(測定点A)と、先端のパネル(測定点C)の温度が示されている。保持プレートの展開と鏡面の展開によって、特にAの温度が顕著に上昇した(12度上昇)。展開作業に直接繋がるものではないが、主鏡が展開されたことを反映するデータの一例としてここに挙げた。なお、観察された温度上昇は予測にかなり近いものであった[8]。

また、参考として、アンテナ展開後の衛星各部の温度から(姿勢は太陽角180度)、幾つか例を示すと、マストキャニスターのトップフレーム#2 -16℃、トップフレーム#4 -9℃、構体トッププレート(大型アンテナ

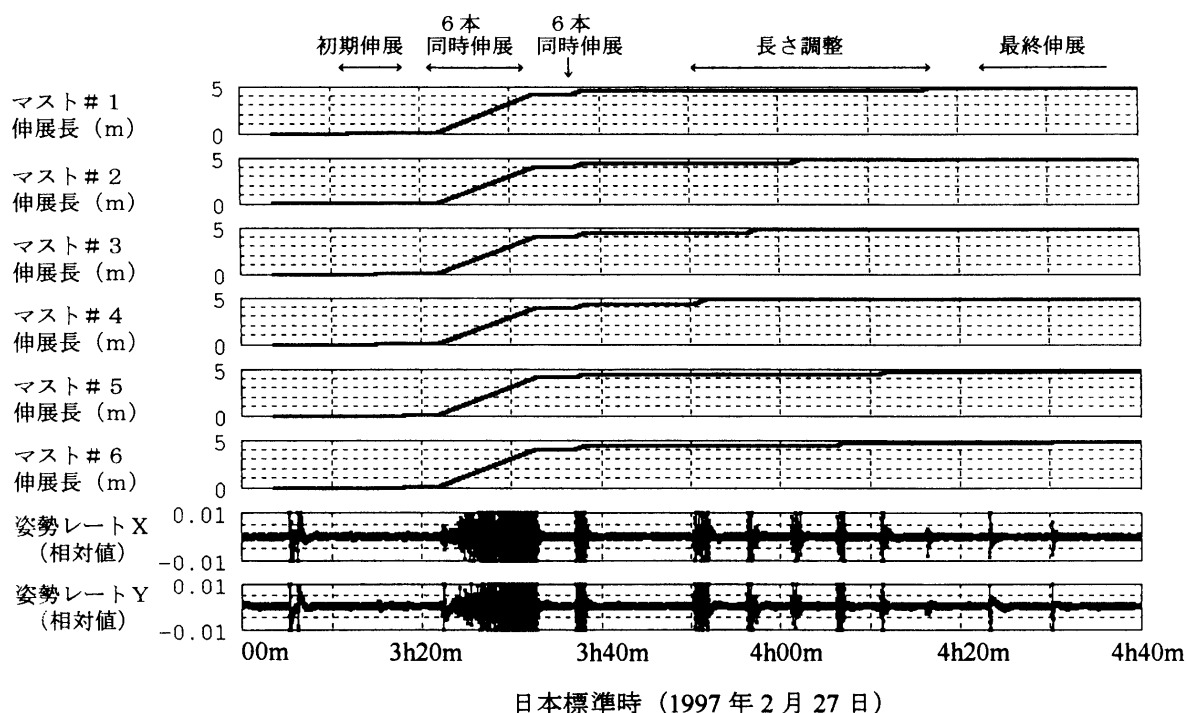


図12 マスト伸展長の時間経過

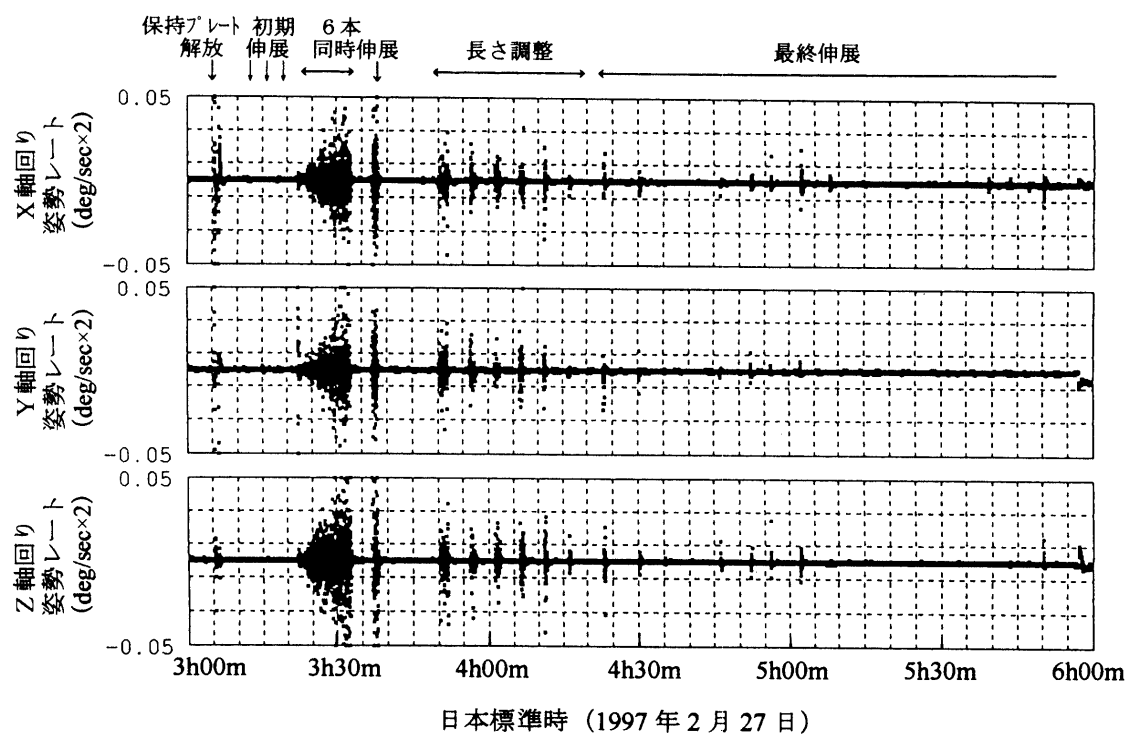


図13 (a) 主反射鏡展開中の衛星の姿勢レート. 第一日.

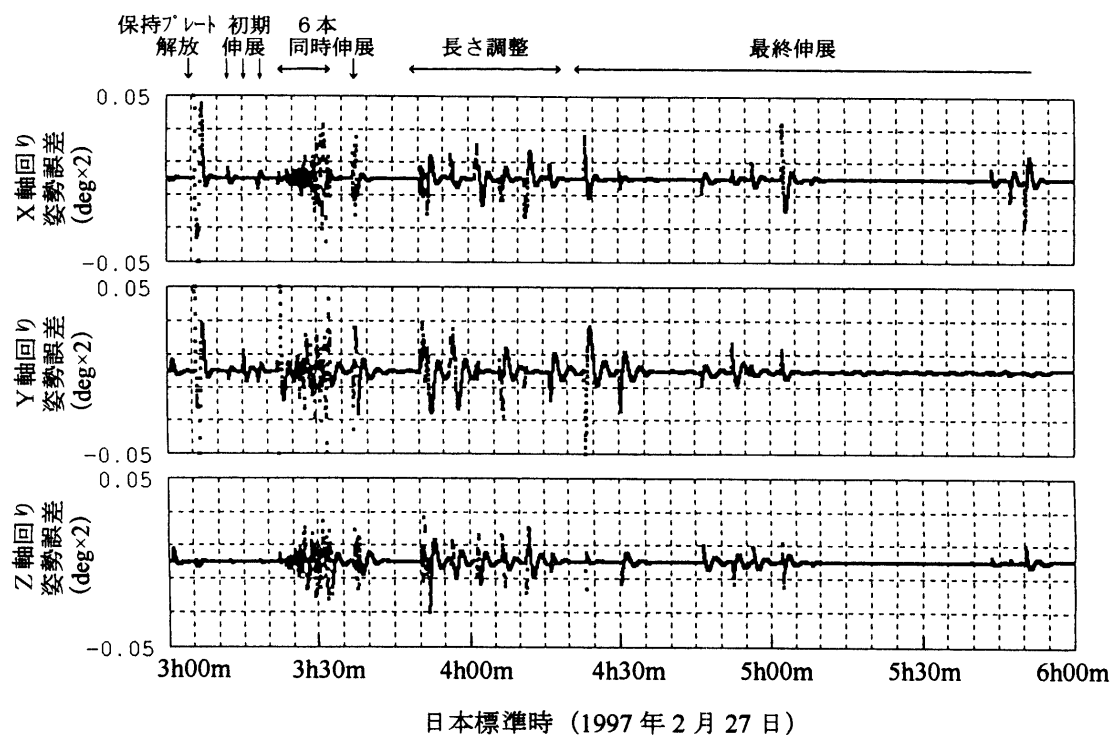


図13 (b) 主反射鏡展開中の衛星の姿勢誤差. 第一日.

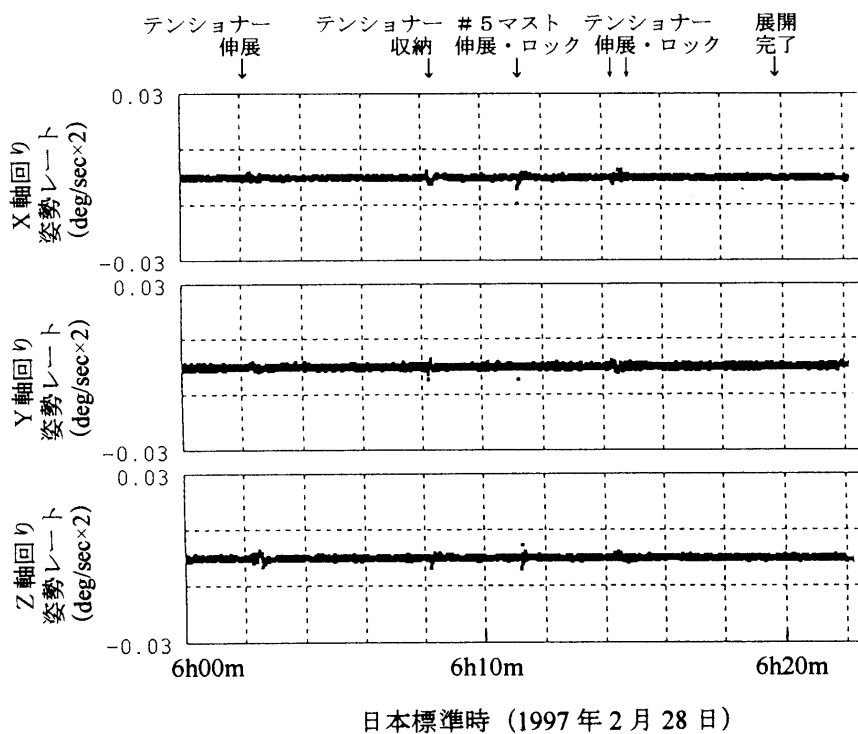
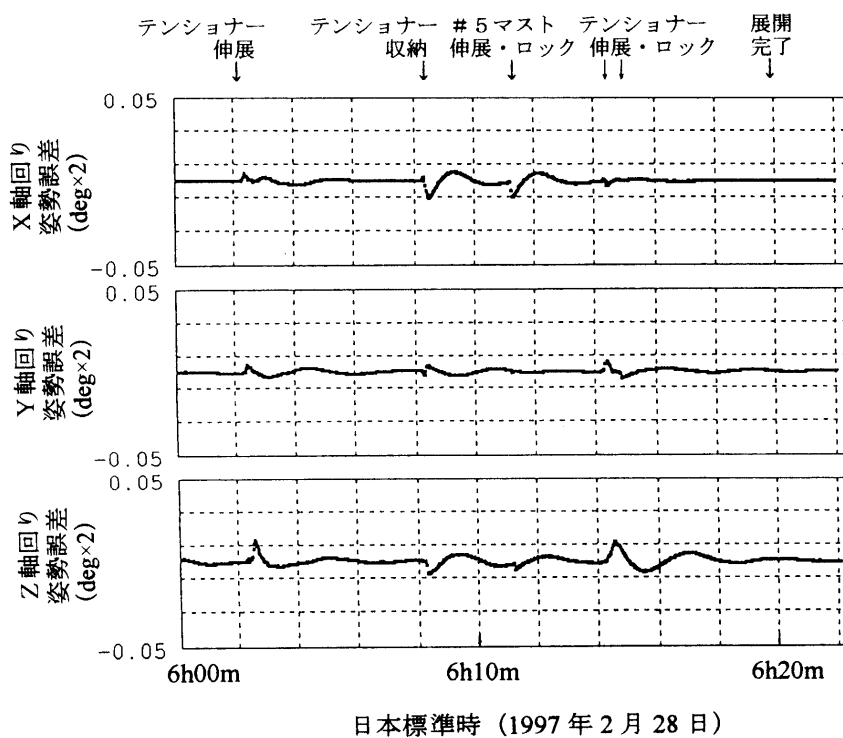


図14 (a) 主反射鏡展開中の衛星の姿勢レート. 第二日.



第14 (b) 主反射鏡展開中の衛星の姿勢誤差. 第二日.

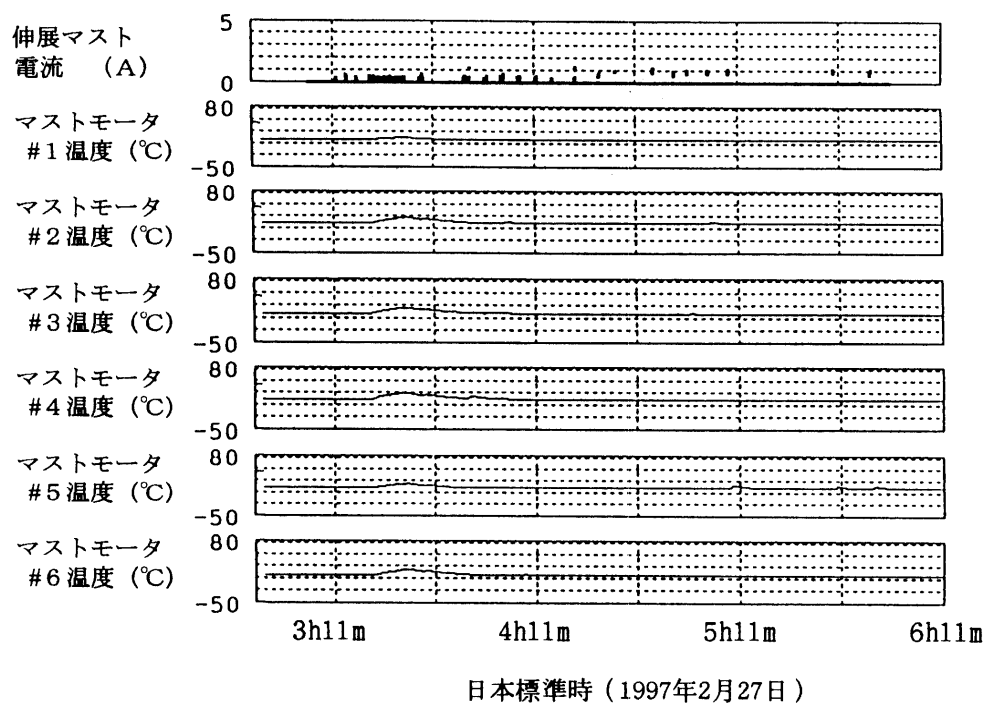


図15 マスト伸張中のマストモータ温度、第一日について。

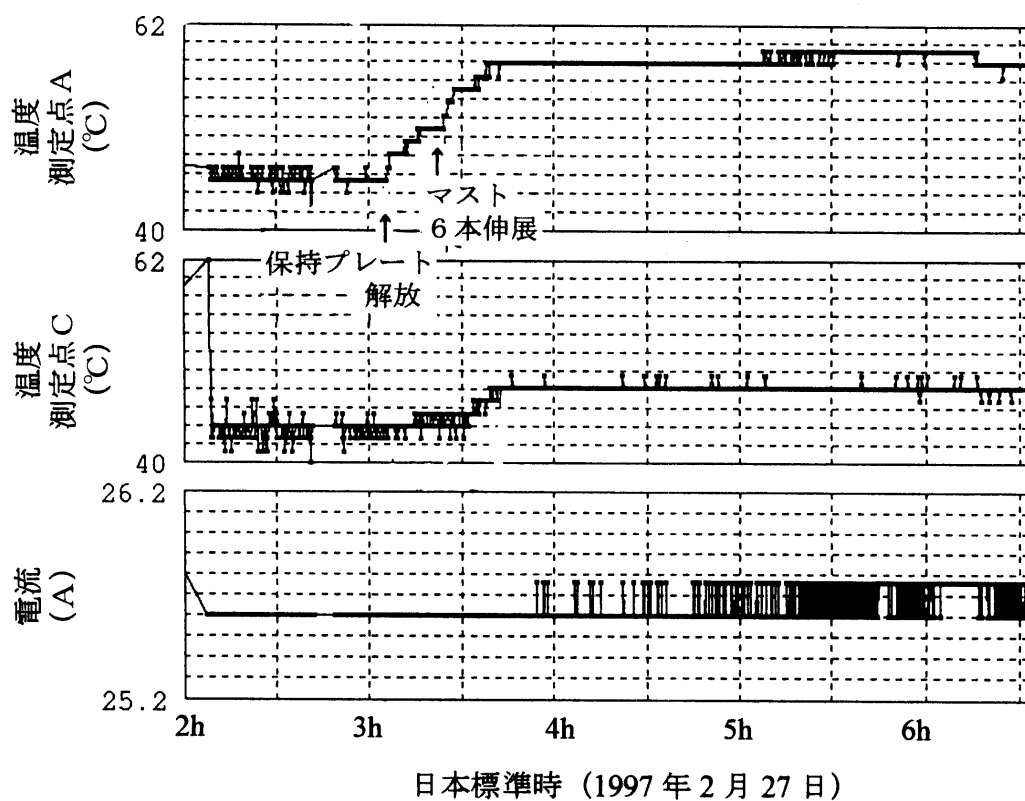


図16 主反射鏡展開に伴う太陽電池パドルの温度の変化。

と熱結合している部分) 10°C, 構体タンクパネル (RCSと熱結合している部分) 11°C, スラスタチューブ13~20°C, 等であった。これらは予測値と±5°C以内で一致しており, 温度予測がアンテナ展開後についても適切であることが確認された。

以上のように, 主鏡の展開は全て準備していた手順に基づいて行われた。アンテナ展開のシーケンスは, 一部使用したバックアップのシーケンスも含めて, 全体として, 適切に動作したと考える。#5マストのロックに時間を要した理由はメッシュの抵抗力であったが, これは特に, 長期間収納状態に置いたことによってメッシュが縮み, 張架に当たってより大きな抵抗力が発生したためと考えられる。用意したバックアップシーケンスはこの状況を十分カバーできるものであった。

展開に当たって, 一日目には, バックアップOG/OPを2時間50分の間に24回走らせ, 二日目には20分の間に5回走らせた。極めて緊張度の高い作業の連続であったが, 順調にオペレーションを行うことができた。実験全般にわたって, 姿勢制御系に関する動作設定も妥当であった。OPには, 安全のために, ある時間の後にセーフホールド姿勢へ待避するコマンドを組み込んだが, 実行したOPは全てOP STOPコマンドにより停止し, セーフホールド姿勢に入ることは無かった。衛星の熱制御, アンテナ系の温度コントロールも適切であった。

5. む す び

「はるか」の大型アンテナ展開実験について述べた。実験は, 衛星打ち上げ約2週間後の1997年2月24日から28日にかけて, 成功裏に行われた。2月24日, 副反射鏡支柱を予定通りに伸展させた。主反射鏡については, 2月27日に展開作業の大部分を終え, 28日に展開を完了させた。

これらの実験から, 大型アンテナの展開機構の設計, 製作ならびに展開手順が適切であったことが実証された。特に主反射鏡に関しては, 予定したシーケンスからはずれれることも有り得ると覚悟していたが, ほぼ予定通りに, 一部にバックアップ手順を組み合わせることで, 完全な展開状態に到達させることができた。

展開実験のオペレーションは, 衛星姿勢制御系, 衛星熱設計, 衛星の運用管制系などが一体となって行ったものであった。姿勢制御系の動作モードの設定は適切であり, 制御システムはアンテナ展開に伴う姿勢擾乱に十分に対応した。衛星の熱制御も適切であり, アンテナ機器の温度コントロールも適切に行われて, 良好な温度環境が形成された。衛星の管制としては, 事前に綿密な実験手順の設定を行い, 展開作業の確実を期したが, 実行に当たって, 進行に混乱を生ずることも無く, 的確に実験を進行させることができた。

「はるか」は, アンテナ展開の成功に続いてスペースVLBIの実験に取り組み, 大きな成果を上げている。実験の経過を辿ると [9], 3月24日, 大型アンテナは電波天体 (メーザ源) からの電波を初受信した。5月には, 「はるか」と地上電波望遠鏡と間の干渉実験が行われ, 干渉縞の初検出がなされた。ここに「はるか」がスペースVLBI衛星として基本的な機能を満たしていることが確認され, この段階で, 工学実験衛星としての主要目標は達成された。6月には, クエーサーの初のイメージングが行われた。「はるか」は真にスペースVLBIのための電波望遠鏡衛星となり, 以後, 国際協力のもとに, 実験・観測を行ってきている。

本稿に述べたアンテナ展開実験の5日間のオペレーションは, 実験チームが鹿児島宇宙空間観測所 (KSC) に移動して行ったものであった。非常時の回線の信頼性と即応性を考え, KSCにおいて運用したものである。実験チームは衛星運用, 大型アンテナ系, 姿勢制御系, 熱制御系等の担当メンバーから構成された。また, 相模原管制センター (SSOC) には支援チームが組織された。ここに実験班のメンバーを記す。本稿は著者らがこれらの全メンバーを代表して執筆するものである。

システム 廣澤春任, 井上浩三郎, 平林 久, 中川栄治, 上村正幸
全体進行 紀伊恒男, 萩野慎二

QL監視他 杉山祥太郎, 村田泰宏

アンテナ 名取通弘, 高野 忠, 三好一雄, 井上登志夫, 野田隆彦, 栗林 豊, 田嶋隆範, 中川 潤,
二木康徳, 斎藤吉彦

伸展マスト 近藤久美子, 佐々木崇志, 久保田修, 箭内英雄, 幡出祐輔, 山城宏一

姿勢制御 橋本樹明, 小倉直人, 前田 健, 玄葉麻美, 久野晃司

熱制御 大西 晃, 岡本 章

衛星管制・地上局管制 小沢 篤, 辻 健一, 久保雅嗣, 富田光彦, 徳永洋一, 阿部達美, 谷口和久,
田中浩二, 藤崎郁郎, 有川達郎, 大野修治

相模原 小林秀行, 長島和宏, 福原圭太, 堀家尚子, 高安星子, 増本博光, 岡崎覚万, 宮川宗郎

謝 辞

「はるか」のアンテナ展開はM-Vロケット初号機打ち上げ成功の余韻がまださめやらぬ内に行われた一つの大きな実験であった。この展開実験では、宇宙科学研究所、関係メーカー各社、他の多くの方々が、その実行を見守って下さった。実験をご支援頂いたの多くの方々に、ここで改めて、心からのお礼を申し上げたい。

参考文献

- [1] 西村敏充, 広沢春任, 平林 久, 「MUSES-Bの現状」, 平成2年度科学衛星シンポジウム講演集, pp. 9-14, 宇宙科学研究所, 1990年7月.
- [2] H. Hirosawa, H. Hirabayashi, T. Orii, and E. Nakagawa, "Design of the Space-VLBI Satellite Muses-B," Proc. 19th Int. Symp. Space Technology and Science, pp. 775-780, Yokohama, May 1994.
- [3] H. Hirosawa and H. Hirabayashi, "Design and development of the space VLBI satellite for VSOP (VLBI Space Observatory Programme)," Space Technology, Vol. 16, No. 3, pp. 161-167, 1996.
- [4] K. Miura, "Concept of Tension Activated Cable Lattice Antenna," 37th Congress of Int. Astronautical Federation, IAF-86-206, Innsbruck, 1986.
- [5] M. Natori, T. Takano, T. Inoue, and T. Kitamura, "Deployable Mesh Antenna Structure for MUSES-B Spacecraft," 46th International Astronautical Congress, IAF-95-1.1.04, Oslo, Oct. 1995.
- [6] K. Ninomiya, T. Hashimoto, T. Kurii, and N. Ogura, "Attitude and Orbit Control System of the VSOP Mission Spacecraft MUSES-B," Proc. 1st Int. Conf. on Spacecraft Guidance, Navigation and Control System, pp. 461-465, ESTEC, Noordwijk, June 1991 (ESA SP-323, Dec. 1991).
- [7] A. Ohnishi, H. Hirosawa, A. Okamoto and H. Uchiho, "Thermal Design of the MUSES-B Spacecraft," 25th Int. Conf. on Environmental Systems, SAE Tech. Paper, No. 951745, San Diego, July 1995.
- [8] A. Ohnishi, H. Hirosawa, A. Okamoto, H. Nagashima and H. Suzuki, "Flight Performance of HALCA Satellite Thermal Control," 28th Int. Conf. on Environmental Systems, SAE Technical Paper, No.981545, Danvers, Massachusetts, July 1998.
- [9] H. Hirosawa and H. Hirabayashi, "HALCA, a Scientific Satellite for Space VLBI," Advances in the Astronautical Sciences, Vol.96, AAS97-428, pp. 299-306, 1998.