らに第2段燃焼中期から始まった機体の首振りのため第3段がさらに61度相当の軌道にまで下がった。このため後に述べるレーダ付属のオンライン電子計算機による推定に基づいてラジオ・コマンドを発し、第4段点火時刻の変更を行なった。これにより近地点高度が予定値より約170 km 低くなり、その分遠地点が高くなったことと合わせて、第4段の速度増分が予定よりも160~170 m/s も大きくきて、遠地点 5,142 km と約 2,300 km 予定より大きくなった。第4段の速度

増分は地上燃焼実験の結果を高真空中における燃焼性能に換算する補正が控えめであった(当時われわれはロケット・モータ屋のポケット・マネーと称した)ことを物語る。以後 M-型ロケット等における推定値の精度は著しく上がった。しかし L-4S-5 号機の風補正精度が過去 L-4S 型の5機のいずれの場合より悪かったことは皮肉といわざるをえない。風補正の問題は次の M-4S 型ロケットの実験にさいしてはさらに厳しくなった。(以下次号)

静 止 衛 星 き く 2 号*

田 畑 淨 治**・小 原 基**
石 沢 禎 弘**・植 田 剛 夫***
笠 井 鯉太郎***・金 井 宏***
沢 田 衆 二***

1. は じ め に

技術試験衛星Ⅱ型は昭和52年2月23日宇宙開発事業団種子島宇宙センタからNロケット3号機により打ち上げられ、きく2号と命名された。トランスファ軌道投入後の姿勢変更なども順調に行なわれ、きく2号は2月26日第7アポジ点でアポジブーストモータ(以下「アポジモータ」という。)を噴射、ドリフト軌道に投入された。その後姿勢修正ならびに数次にわたる軌道制御を行ない、3月5日午前7時静止軌道投入に成功しわが国最初の静止衛星となった。以後東経130度の位置を保持させており、静止衛星の打ち上げ、追跡管制、軌道・姿勢制御などに関する主要ミッションを達成することができた。あわせてメカニカルデスパンアンテナの試験、ミリ波伝ぱん実験なども行なわれ良好な成果をあげている。ここではきく2号のシステムの構成、主要性能、搭載機器ならびに飛しょう状況の概要などについて述べる。

2. きく2号のシステム

きく2号は打上げ時重量254 kg、直径1.4 m、高さ1.8 m (アンテナを含む)の円筒状をした衛星であり、第1図に示すように上部にSバンド、Xバンドおよび

Kバンドの3種の指向性アンテナを備えたメカニカルデスパンアンテナ部を有している。システム構成を第2図に、システムの主要諸元を第1表および第2表に示す。きく2号の電源系は太陽電池アレイ、電力制御器および2系統のバッテリーより構成され、太陽電池アレイおよびバッテリーの電力を29.4±0.2Vの電圧に安定化し負荷に供給する。テレメトリおよびコマンド系はVHFアンテナ、2系統のVHF送受信機とコマンドデコーダおよびテレメトリエンコーダより構成され、地上からのコマンド制御、衛星状態データの地上への伝送を行なう。姿勢・アンテナ制御系は2個の地球センサ、太陽センサと姿勢・アンテナ制御電子回路およびデスピンモータ部より構成され、衛星の姿勢の検出処理、メカニカルデスパンアンテナの制御ならびに軌道/姿勢制御のためのスラスト同期信号を送出する。また二次推進系はタンク2個、アキシアルスラストおよびバルブ、ラジアルスラストおよびバルブがそれぞれ2系統あり、衛星の姿勢変更、軌道修正に用いられる。アポジモータは固体推進ロケットモータで、きく2号のドリフト軌道投入に使用された。以上の静止衛星には必須の基本機器とこの衛星特有のミッションを達成するため、測距および通信実験のためのSバンド中継器(トランスポンダ)、打上げならびにアポジモータ噴射時の振動データを送信する打上げ環境測定器、ミリ波、準ミリ波の電波伝ぱん実験のための伝ぱん実験用発振器が搭載されている。なお機体はモノコック・シェル構造で中部円筒の内部にアポジモータを収納し、中央のプラットフォームの上下面に搭載機

* 昭和53年3月31日原稿受理 Geosynchronous Satellite, Kiku II

** 宇宙開発事業団 Jōji TABATA, Motoi OHARA and Yoshihiro ISHIZAWA

*** 三菱電機(株)鎌倉製作所 Takao UEDA, Ritaro KASAI, Hiroshi KANAI and Kumeji SAWADA

第1図 きく2号の外観

器を取り付けている。熱制御は受動型で、熱コーティング、インシュレータを主体として、二次推進系、アポジモータ、デスピノモータ部などにはヒータが取り

付けられている。

3. おもなサブシステムと搭載機器

3.1 電源系 電源系は、太陽電池アレイ、電力制御器、シャント回路、バッテリーおよび DC/DC コンバータから構成されている。電源サブシステムの主要な機能は、バス電圧安定化、バッテリー充放電管理、バッテリー下限電圧保護、爆管点火制御で、制御回路はすべて電力制御器に含まれている。バス電圧は $29.4V \pm 0.2V$ の単一安定化電圧として電力制御器から各コンポーネントへ分配され、各コンポーネントに内蔵された DC/DC コンバータで必要な電圧に変換される。電源の構成を第3図に示す。太陽電池アレイは寿命初期で約 118W、寿命末期（1年後）で約 113W（いずれも春秋分）の電力を発生する。二次電池としては冗長をなす2台の 3AH、Ni-Cd バッテリーを用いている。

3.1.1 バス電圧安定化 日照時には、シャントレギュレータが太陽電池アレイの余剰電力をシャント回路で消費し、バス電圧を安定化する。日陰時にはブーストコンバータがバッテリー電圧を昇圧し、バス電圧を安定化する。シャントレギュレータとブーストコンバ

第1表 きく2号のおもなシステムパラメータ

第2図 きく2号のシステムブロック図

第2表 きく2号の主要性能

伝搬実験用発振器 S, X, および K バンドのコヒーレント信号 1,705.0MHz (Sバンド) 11.50875GHz (Xバンド) 34.52625GHz (Kバンド) Sバンド EIRP: 28dBm以上 Xバンド EIRP: 46dBm以上 Kバンド EIRP: 50dBm以上 Sバンドトランスポンダ ビーコン 搬送周波数 1,705.0MHz 帯域幅 82MHz 上り回線 周波数 2116.6MHz 下り回線 周波数 1,705.0MHz 打上げ環境測定器 搬送周波数 1,705.0MHz データチャンネル 打ち上げモード 6ch ABM噴射モード 1ch 測定精度 $\pm 5\%$ 以下 最大測定加速度 $\pm 30G$ Sバンドオムニアアンテナ $\pm 30^\circ$ パターソン-1.0dB以上 素子数 48 デスバンアンテナ (MDA) Sバンド (直径約 25cm) Xバンド (直径約 28cm) Kバンド (直径約 28cm)	電力制御器 (PCU) バス電圧 $29.4 \pm 0.2VDC$ 出力電力 13W-100W 変換効率 85%以上 過負荷時分離バッテリー下限電圧 信号発生後 20-50msec シャント 個数 6個 太陽電池アレイ 形状 2個の半円筒形パネル 太陽電池セル $2cm \times 2cm \times 0.3cm$ 太陽電池形式 NonP 型 ($10\Omega cm$) 電池総数 6,424枚 出力 (1年後) 春秋分時 81W以上 夏至時 75W以上 バッテリー 個数 2個 バッテリーセル 20個のNi-Cd電池 定格バッテリー容量 3.0AH (1個当り) 最大放電深度 約60%以下 充電電流 トリクル 0.06-0.09A 中間 0.11-0.19A フル 0.17-0.28A 動作温度 $0 \sim 35^\circ C$	姿勢及びアンテナ制御エレクトロニクス (AACE) アンテナ要求指向精度 $\pm 0.5^\circ$ 捕足時間 15分以内 アンテナポインティングオフセット $-4^\circ \sim +4^\circ$ オフセットステップ 0.2° 以下 太陽センサ マスク方式 個数 2個 視野角 #2 $-87^\circ \sim +87^\circ$ #1 $-30^\circ \sim +87^\circ$ #1 $-87^\circ \sim +30^\circ$ 地球センサ 水平線検知方式 個数 2個 北半球用 1個 南半球用 1個 デスビンモータセンブリ (DMA) 駆動 ブラシレスDCモータ 同期整流 ブラシレスコンモーター ティンダリソルバ 速度位置検出 磁気ピックアップ ニューテーションダンパ ボールインチューブダンパ方式 ダンピング時定数 15分以下 密封ガス ネオン (90%) ヘリウム (10%)	テレメトリユニット 変調方式 PCM/PM データ容量 メインフレーム長 64ワード アナログサブフレーム長 16ワード バイナリサブフレーム長 8ワード PCM方式 バイフェーズレベル ビットレート 250dps データフォーマット 64ワード/主フレーム 8ビット/ワード コマンドユニット 変調方式 PCM/FSK/AM/PM コマンド形式 ディスクリット/プロポショナル "1" トーン 8,600Hz "0" トーン 7,400Hz ビットレート 128bps VHF 送受信機 送信出力 2W 送信周波数 136.112MHz 受信周波数 148.27MHz VHF アンテナ 形状 4素子モノポールオムニアアンテナ アンテナパターン 無指向性 LHC/RHC 偏波

第3図 電源システムブロック図

ータのバス安定化電圧はそれぞれ約29.45V, 29.38Vを中心とし、両者の動作範囲は不感帯で分離されている。したがって日照、日陰の推移の間、バス電圧は自動的に一定範囲に制御され、その安定度はシャントレ

ギュレータとブーストコンバータの制御電圧範囲を合わせてすべての動作条件下で29.29~29.48Vである。シャントレギュレータとブーストコンバータは完全冗長系を構成しており、いずれの単一部品のいかなる故

障モードが生じててもバス電圧安定化機能が失われない設計となっている。

3.1.2 バッテリの充電管理 バッテリの充電は充電用太陽電池アレイによって行なう。充電アレイは太陽電池パネル上に等間隔に配置した太陽電池モジュールを OR 接続したもので、太陽電池の逆電圧領域における定電流特性を利用している。充電アレイは2台のバッテリーに対しおのおの2組あり、それらの充電電流は平均 90 mA (トリクル), 180 mA (中間) の定電流である。地上からのコマンドにより充電アレイの組み合わせを変え3種の充電レートを選択できる。

3.1.3 バッテリ下限電圧保護 バッテリの過放電保護機能として下限電圧制御回路がある。バッテリーセル20直列のバッテリーからセル5個を1組とした4組の電圧を検出し、いずれか1組が5V以下に低下すると、バッテリーが過放電状態になったものと判定し、バスラインから姿勢・アンテナ制御エレクトロニクス、Sバンドトランスポンダ、伝はん実験用発振器を切り離す。切離し後も5V以下の状態が続けばバッテリー・リレーをオフして過放電を防止する。

3.1.4 爆管点火制御 アボジモータ (ABM) のイグナイタ点火回路はセーフ・アーム回路と点火制御回路からなる。セーフ・アーム回路はセパレーションスイッチにより衛星のロケットからの分離を検出し、爆管バスへバッテリーを接続する。点火制御回路は ABM 点火コマンドを受けて爆管バスとイグナイタを接続するリレーを作動させる。ABM の点火はクリティカルなイベントでありとくに十分な信頼性、安全性ならびに電磁適合性設計がなされている。

3.1.5 軌道上における動作 第4図に最大日陰時 (昭和52年3月21日 UT: 世界時) の電源系テレメトリデータの一部を示す。負荷電力はバッテリー充電を除いて約 60W で、バッテリーは72分の日陰で約54%の放電深度に達した。日陰脱出後約8時間中間充電を行ない、放電深度が約20%に回復したところでトリクル充電に切り換えている。太陽電池表面は最低約 -70°C に低下しており、バッテリー温度は 3~20°C の範囲にある。

3.2 テレメトリ・コマンド系 衛星状態モニタ信号や各搭載機器の動作データを地上局へ、またコマンド制御信号を衛星へ、それぞれ伝送される信号のサンプリング、PCM 符号化および復調。復号化をおもな機能とする装置であり、テレメトリエンコーダと冗長系を構成するコマンドデコーダよりなる。

3.2.1 テレメトリエンコーダ 第5図にテレメトリエンコーダの基本ブロック図を示す。この装置は衛星状態モニタ用各種アナログ信号、デジタル信号お

第4図 電源パラメータのフライトデータ例

よび各搭載機器の動作データをサンプリングし、PCM 符号化して送信機に出力する。機能として概略次の三つが挙げられる。

- サンプリングおよびその他の回路動作に必要な各種タイミングの発生。
- 入力データを時間軸上にシリアルに並べるための入力信号のサンプリング。
- アナログデータの PCM 符号化。

3.2.2 コマンドデコーダ 第6図にコマンドデコーダの基本ブロック図を示す。コマンドデコーダは受信機からのコマンドベースバンド信号を復調、解読し、衛星内の指定されたサブシステムへコマンド制御信号を送出する。すなわち概略次の五つの機能を実行する。

- コマンドベースバンド信号 (FSK-AM 波) の復調。
- 衛星アドレスの照合、確認。
- PCM コマンド信号の復号。
- 誤りコマンド信号のセルフチェックおよびテレメトリエンコーダへのコマンド確認データの供給。
- 指令されたコマンドの実行 (パルスおよびリレー接点の供給)。

第5図 テレメトリエンコーダのブロック図

第6図 コマンドデコーダのブロック図

3.3 姿勢・アンテナ制御系 きく2号のミッション達成のため、姿勢・アンテナ制御系には次の機能が要求された。

- 静止軌道投入のため、ABM 噴射姿勢の決定を高精度で実施できる姿勢測定機能を有すること。
- アンテナをデスパン制御し、電波伝ばん実験などを実施するに十分な精度でアンテナを地上に指向させること。

これらはいずれもわが国初の試みであり、その成功

第7図 姿勢・アンテナ制御系のブロック図

は技術的に意義深いものであった。第7図に姿勢およびアンテナ制御系のブロック図を示す。地球センサは二つの検出センサヘッドを有し、アンテナ制御・姿勢データ用として地球パルスを検出する。太陽センサは太陽角を検出し、スラスタ噴射タイミングの基準信号を発生する。デスパンモータアセンブリ (DMA) は衛星本体とデスパンアンテナのインタフェースをとり、アンテナ制御の駆動部であるモータを有する。制御電子回路はセンサ処理回路、デスピン制御回路およびエンコーダを有し、系の中心となっている。またニューテーションダンパーは受動的にスピン軸まわり以外の不必要な角運動量を減衰させる。

3.3.1 姿勢測定 制御電子回路は、地球センサおよび太陽センサからの出力信号を処理し、地球幅、太陽角および衛星のスピン速度をおのおの10ビット (並

第3表 地球幅フライトデータ

番号	地球幅1 (北半球)		地球幅2 (南半球)	
	平均値	偏差 (3σ)	平均値	偏差 (3σ)
1	15.63°	0.075°	15.55°	0.087°
2	15.74°	0.088°	15.46°	0.081°
3	15.89°	0.094°	15.29°	0.090°
4	16.04°	0.088°	15.17°	0.090°

列) に符号化する。符号化された信号は衛星の姿勢データとして VHF テレメトリにより地上に送信される。地球センサの二つの検出センサヘッドは $\pm 4^\circ$ のキャント角を有し、その出力はそれぞれ独立に伝送される。太陽センサは 117° の視野を有する二つの検出センサヘッドから構成され、スピンの軸に垂直な面に対して $\pm 30^\circ$ の範囲で冗長となっており、軌道上ではいずれか一方のセンサが選択される。また、太陽センサおよび地球センサの出力パルスは、スラスタ噴射タイミングの基準信号として使用する (通常は、立上り特性がよいことから太陽パルスの出力信号が使用される)。地球幅の測定精度は、姿勢決定精度を左右するものであり、静止軌道投入の重要な条件となる。第3表に静止軌道上での地球幅のフライトデータを示す (昭和52年3月7日～9日のデータでのおおののサンプル数は50)。

第8図 アンテナ制御系のブロック図

3.3.2 アンテナ制御 アンテナ制御系はアキュジションループ、速度ループおよび位置ループの三つの主要な閉ループより構成されている。第8図にアンテナ制御系のブロック図を示す。アキュジションループは衛星本体に追従して回転しているアンテナをデスピense、定常状態の制御系、すなわち速度ループと位置ループによるトラッキングループを安定な制御系に移行させる機能をもつ。速度および位置ループの制御信号は、モータの回転軸と機械的に結合しているブラシレスレゾルバおよびパワーアンプを経由して、ブラシレスDCモータを駆動する。アンテナ制御系のアキュジション特性は、位置誤差電圧およびモータ駆動電流のモニタ機能により、軌道上で監視可能である。第9図にアキュジション特性のフライトデータの一例を示す。

第9図 アンテナアキュジション特性

第10図 アンテナ指向ステップ応答特性

す。トラッキングループの過渡特性は、アンテナバイアス機能を用いて、アンテナのアジマス方位を 0° から 2.4° に変化させたときの、地上局におけるKバンドの受信レベルの変動により測定される。第10図はステップ応答特性のフライトデータの一例である。アンテナ指向性能を評価する重要な項目としてアンテナ指向精度がある。指向誤差の要因は地球センサ雑音とDMAベアリングのフリクションによる外乱トルクである。きく2号のアンテナ制御系はこのような雑音レベルを低減し、指向精度を向上するため、雑音源に対して狭帯域の周波数特性となるよう考慮している。Kバンドアンテナのバイアス角が 2° のときの受信パワーのジッタ成分をサンプリングして指向精度を求めると、約 $\pm 0.09^\circ$ (3σ)であり、要求値の $\pm 0.25^\circ$ (3σ)を十分満足している。

3.4 通信系とメカニカルデスパンアンテナ 伝ばん実験用発振器 (PET) のうちKバンドとXバンドの出力はロータリジョイントを介してメカニカルデスパンアンテナ (MDA) から放射され、Sバンド出力は、コマンドにより同軸スイッチを切り換え、ロータリジョイントを介して、MDA または、Sバンドオムニアンテナから放射される。Sバンドトランスポンダ出力は、打上げ時の環境モニタ (LEM) モードのときダイプレクサをバイパスし、オムニアンテナから放射される。また、測距/通信モードの場合には、ダイプ

レクサを介して同軸スイッチの選択により、MDA あるいはオムニアンテナのいずれかを選択して出力することができる。

3.4.1 Sバンドトランスポンダ Sバンドトランスポンダは、受信機、送信機および電源から構成され、次の機能を有する。

- a. 地上からの測距/通信信号に対し受信再送信機能を有する。
- b. 地上でのトラッキング用にSバンドビーコンを供給する。

- c. 打上げおよびアポジモータ噴射中 LEM (打上げ環境測定) データを送信する。第11図にSバンドトランスポンダの概略ブロック図を示す。受信機は中心周波数 2,115.9MHz で、混合器、中間周波増幅器から構成される。送信機は混合器、帯域濾波器、増幅器および電力増幅器から構成され、受信機からの中間周波信号または LEM 加速度計からの LEM 信号をハイブリッドカップラを介して受け、混合器で 1,704.3MHz に周波数変換し、濾波した後増幅する。LEM は打上げ時 (6CH) およびアポジモータ噴射中 (1CH) の衛星の受ける振動衝撃環境を測定する。

3.4.2 伝ばん実験用発振器 (PET) PET は一つの高安定水晶発振器 (17.7604MHz) を原振として通倍し、増幅することにより、Sバンド (1.7GHz)、Xバンド (11.5GHz) およびKバンド (34.5GHz) の互いにコヒーレントな3波を出力するもので、SバンドおよびKバンドについては、地上コマンドにより振幅変調をかけることができる。PET の概略ブロック図を第12図に示す。

3.4.3 メカニカルデスパンアンテナ (MDA) およびSバンドオムニアンテナ MDA は、Sバンド、XバンドおよびKバンドの指向性アンテナから構成され、PET およびSバンドトランスポンダ出力を3チャンネルのロータリジョイントを介して放射する。MDA はデスピンモータにより衛星スピンと逆方向で同速のデスピンを与えられ、ビームを地球方向に指向

第11図 Sバンドトランスポンダのブロック図

第12図 伝ばん実験用発振器のブロック図

第13図 Kバンドアンテナパターン

させる。ビーム中心は、関東平野を指向するようにアライメントがとられているが、地上コマンドによりアジマス方向に $+4^{\circ} \sim -4^{\circ}$ の範囲でバイアスをかけることができる。Sバンドオムニアンテナは、48素子のクロスダイポールアレイで太陽電池パネル上方の衛星構体にそって円周上に配列されている。

3.4.4 軌道上における動作 きく2号打上げ後、昭和52年3月28日から3月31日にかけて、通信系の機能確認を行なうために、K、XおよびS(MDAモード)の各バンドの受信電力の測定、アンテナ指向誤差、アンテナパターン、スピン変調、指向方向ジッタ等の試験を実施したが、予定どおりの良好な結果を得た。第13図にアンテナパターンの測定結果を示す。図からわかるように、アンテナバイアスを $+0.3^{\circ} \sim +0.4^{\circ}$ に設定することにより、ピーク出力が得られた。アンテナジッタによるKバンドのレベル変動(ス

ピン変調によるものを除く)は、アンテナバイアス $+0.4^{\circ}$ で $0\text{ dB}_{\text{p-p}}$ 、同 0° および 0.8° で $0.2\text{ dB}_{\text{p-p}}$ であった。また、スピン変調によるレベル変動は $0.2\text{ dB}_{\text{p-p}}$ であった。

3.5 二次推進系 ロケットから分離され、遷移軌道へ投入された衛星を、アポジモータ噴射のため所定の姿勢へ変更し、その後衛星スピン軸を軌道面に垂直となるよう立て直し、ついで静止軌道を達成するため衛星に必要な速度を与えることが二次推進系の主目的である。静止軌道投入後も、各種外乱による衛星の姿勢および軌道のドリフトの修正に使用される。きく2号の二次推進系は、ヒドラジン燃料とするモノプロペラント方式で、加圧ガスに窒素を使用したブローダウン方式を採用している。構成は第14図に示すとおりであるが、燃料タンクは球形タンク2個からなり、合計容積は約 16.8 l である。系は窒素ガスによって約

第14図 二次推進系サブシステム

20 kg/cm² に加圧されており、燃料は加圧ガスと衛星のスピンによる遠心力によって配管系を通してそれぞれ冗長系となっている軸方向、径方向2個ずつのスラスタへと導かれる。スラスタは一個あたり 22.2N の推力をもち、バルブドライバからの信号でソレノイドバルブが駆動されてヒドラジンが触媒室へ流入し、ここで分解され高温、高圧のガスとなってノズルから噴射され推力を出す。両方のタンクは均等に燃料が消費されるよう、圧力をバランスさせる配管がある。ヒドラジンは約 1.7°C で凍結するため、タンク、配管、スラスタにはコマンドで動作するヒータを取り付けており、さらに全体をサーマルインシュレータで覆っている。スラスタ触媒室のヒータは軌道上における二次推進系の作動に先立って通電され、触媒の温度を所定の範囲にする。系にはこのほか、内部圧力モニタのための圧力トランスデューサと燃料の充填、加圧のための充填/排出バルブ2個が含まれる。

3.6 アポジモータ (ABM) きく2号に搭載された ABM は過去にインテルサットⅢ用として開発が進められ、すでに数多くの飛ばし実績を有する SVM-2 型をその原型とし、きく2号用に改修設計された SVM-2A 型である。この SVM-2A 型の開発にあたっては SVM-2 型および他のプログラムで開発された技術が駆使され、さらに同一ロットで製作された ABM の地上燃焼試験を行ないその性能確認ならびにフライト用モータのトリミングが実施された。

4. 静止軌道の達成

4.1 制御方法と静止化計画 N ロケットにより遷移軌道に投入された きく2号は第15図のようにアポジモータおよび二次推進系を使用して静止化される。遷移軌道上ではロケット投入姿勢よりアポジモータ噴射姿勢への制御および必要な軌道姿勢の決定を行ない、長楕円軌道の遷移軌道からドリフト軌道への変換はアポジモータを噴射して行なう。ドリフト軌道上で

第15図 静止軌道への投入

は衛星のスピン軸姿勢を軌道面垂直に制御し、次にドリフト速度を下げるとともに東西方向の位置を調整して静止させる。この間にも必要な軌道姿勢の決定を実施する。静止した後は二次推進系により静止位置である東経 130±0.5° に保持する。

4.2 ドリフト軌道投入 ドリフト軌道投入までは、きわめて短い時間内で姿勢軌道データの取得・決定計算および計画立案を行ない、かつ制御を実施しなくてはならない。したがってドリフト軌道投入までが静止衛星を実現する場合の最もクリティカルな期間である。N ロケットにより投入されたきく2号の遷移軌道は、軌道傾斜 $i=23.9^\circ$ で遠地点高度は予定値に対して -0.77σ であった。このため地上局からの可視範囲は 2, 4, 7, 9, 11 の各周であり実施する制御は;

第2周: AOS*¹+70 分で 150° 姿勢制御 (150° Re-or*²), LOS*³-60 分で第1回姿勢微調整 (Fine I)

第4周: 制御なし

第7周: AOS+50 分で第2回姿勢微調整 (Fine II)

第7アポジ時点: アポジモータ噴射 (AMF)*⁴

第9アポジ時点: アポジモータ噴射のバックアップと計画された。これらの制御の間には、姿勢決定作業や各制御量の数度の更新、アポジモータ点火時刻の決定、ドリフト軌道の選定および衛星ハードウェアの点検作業が実施された。アポジモータ噴射姿勢は、ロケット投入誤差が小さかったことからドリフト軌道でのステーション・アクイジションに要する推進が少なくてすむため、当初予定どおりドリフト軌道を軌道傾斜 $i=0.5^\circ$ 、昇交点赤経 $\Omega=270^\circ$ となるよう選定した。

150° Reor および Fine I の各姿勢制御は順調に実施され、Fine II 後のアポジモータ噴射姿勢は赤経 46.75°, 赤緯 -21.50° に決定した。同時にアポジモータ点火時

*¹ Acquisition of Signal

*² Re-orientation

*³ Loss of Signal

*⁴ Apogee Motor Fire

第16図 きく2号静止化のプロセス

刻は2月26日14時32分20秒(日本時間), 噴射ウィンドウは2分間となった. このときの目標ドリフト軌道は $i=0.49^\circ$, $\Omega=269.6^\circ$ であり噴射後のドリフト速度は $11.99^\circ/\text{day}$, 静止化に必要な ΔV は約 34 m/s となった.

4.3 静止軌道投入と保持 アポジモータ噴射後衛星のスピンの軸をドリフト軌道面に垂直になるようかつ制御時刻はこの姿勢制御による軌道傾斜への影響が小さくなるよう設定された. アポジモータ噴射から静止化までのプロセスを第16図に示す. 昭和52年3月5日第4回目の軌道制御により静止軌道に投入され, その結果ドリフト速度は $0.0183^\circ/\text{day}$ でドリフト速度が反転して東経 129.5° にもどるのが1カ月余り後となった. その後は軌道制御をおよそ1カ月半程度ごとにより返し静止軌道を保持させ今日に至っている.

5. きく2号の飛しよう状況の概要

静止後昭和52年3月9日～3月11日および3月28日～3月31日の2回にわたり衛星の機能試験を実施した. 第1回の機能試験においては主として冗長系(打上げ後動作させていない機器)の動作確認と, メカニカルデスパンアンテナおよび伝ぱん実験用発振器の試験を行ない, すべて良好な結果を得た. また第2回目の機能試験では郵政省電波研究所の協力を受け, メカニカルデスパンアンテナを使用した伝ぱん実験用発振器の連続動作試験を行ない, 良好な性能であることが確認された. 機能試験後は, 定期的に行なわれるSバンドトランスポンダによる測距を除いてはほとんど連続でSバンド(1.7 GHz), Xバンド(11.5 GHz), Kバンド(34.5 GHz)の伝ぱん実験用発振器を動作させ, 郵政省電波研究所の実施している伝ぱん実験に供され今日に至っている.

6. む す び

以上きく2号の全般について概説したが, 静止衛星は実用衛星の各分野できわめて有効に利用されるため, きく2号によって得た技術のわが国宇宙開発に対して果たす意義は大きい. 終わりにきく2号の開発にあたりご指導, ご協力をいただいた関連機関の各位に心から感謝の意を表する.