る働きがあるため MSC 1 の有用性が失われるわけではない。

3. 二つだけのコイルを用いるとき、比較的低緯度の軌道においては MSC 2 と MAC または MSC 1 と MSC 2 の組合わせが推奨され、赤道軌道においては MSC 1 と MSC 2 の組合わせが好結果を得る。また三つのコイルをともに使用できれば収束はかなり加速される。実際問題としてスピン軸と軌道面のなす角が小さいときはピッチ制御が難しくなるので、はじめは MAC のみを用いて制御し後に二つの MSC を用いて制御する等のシーケンスが実際のシステムには適している。

参考文献

- 1) W. F. HODGE, W. T. BLACKSHEAR: An Analytical

Study of the Magnetic Field Encountered by Artificial Earth Satellites in Circular Orbits, NASA TN D-2041 Feb. '64.

- 2) M. L. RENARD: Command Laws for Magnetic Attitude Control of Spin-Stabilized Earth Satellites J. Spacecraft. Vol. 4, No. 2, '67.
3) P. C. WHEELER: Spinning Spacecraft Attitude Control via the Environmental Magnetic Field J. Spacecraft. Vol. 4, No. 12, '67.
4) J. A. SORENSON: A Magnetic Attitude Control System for an Axisymmetric Spinning Spacecraft, J. Spacecraft. Vol. 8, No. 5, '71.
5) M. SHIGEHARA: Geomagnetic Attitude Control of an Axisymmetric Spinning Satellites, J. Spacecraft. Vol. 9, No. 6, '72.
6) A. E. BRYSON, Yu-Chi Ho: Applied Optimal Control, Blaisdell Publishing Company. 1969.

姿勢制御試験設備—1 システム構成*

安斉孝男**・斎藤幹雄**・浅野都司***・武石伊嗣***・茂原正道***

1. ま え が き

人工衛星のミッションを達成するためには、衛星の姿勢を希望方向に保持しなければならない。たとえば地球と通信するためにアンテナを地球に向けるとき、搭載観測機器を対象物に向けるとき、電力を確保するために太陽電池パネルを太陽方向に保持するとき、衛星を楕円軌道から円軌道へ投入する場合などにエンジンの推力ベクトルを所定の方向に変向するときなどである。このように人工衛星には、種々の姿勢制御モードが考えられる。これら姿勢制御系の開発段階では計算機によるソフトウェア・シミュレーション解析が多く行なわれているが、ハードウェアを組合わせたシステムとしての試験解析が必要と考えられる。しかし、どのサブシステムをハードウェアと置き換えるかは、問題のあるところである。

本稿では、主としてスピン衛星用の姿勢制御系の各種の試験を行なうとともに、姿勢制御技術の開発を目的として昭和48年3月に製作され、宇宙開発事業団筑波宇宙センターに設置された姿勢制御試験設備（以下試験設備という）のシステム構成と主要性能¹⁾につ

いて述べる。

2. システム構成

2.1 概要 人工衛星の回転運動を模擬し、姿勢制御系に関する試験を行なうとき考慮すべきことは、宇宙空間では無重力状態であること。また摩擦力がほぼゼロであることである。重力の影響を小さくすることは、供試体の重心を支持点、すなわち、軸受の中心と一致させれば実現できる。また試験テーブルに空気軸受を用いることにより、摩擦力を小さくできる。

ところで、人工衛星の姿勢制御系の試験として、サブシステム試験と総合試験とが考えられる。すなわち、ガス・ジェット制御装置、モーメント・ホイール、ヨー・ヨー、ニューテーション・ダンパ、姿勢センサなどのサブシステムの特性試験、および、宇宙空間の軌道上の重心まわりの回転運動を模擬して姿勢センサで姿勢を検出し、計算機で制御指令を計算して無線で供試体に送信し、実際のアクチュエータを作動させるという衛星の姿勢制御系の総合試験である。ここで制御指令の計算は供試体に組み込まれた制御回路で行なう方式も考えられる。

2.2 システム構成 試験設備のシステム構成を第1図に示す。これは、

- (1) 供試体を自由に回転可能なように支持する1軸と3軸試験テーブル。
- (2) 供試体の姿勢角、回転数を決定するための姿勢

* 昭和48年10月30日第17回宇宙科学技術連合講演会発表、昭和49年6月19日原稿受理 Satellite Attitude Control Simulator-1, System Configuration

** 宇宙開発事業団 Takao ANZAI, Mikio SAITO

*** 東京芝浦電気株式会社 Kuniichi ASANO, Itsugu TAKEISHI, Masamichi SHIGEHARA

第1図 姿勢制御試験設備のシステム構成

- 検出装置 (3軸用) とスピン回転計 (1軸用)。
- (3) 姿勢データ、テレメータ・データを処理あるいは制御計算をする計算機 (観測データ記録処理装置)。
 - (4) データ表示と試験テーブルの遠隔操作を行なう操作制御卓。
 - (5) 供試体と無線リンクを作るテレメータ受信装置とコマンド送信装置。
 - (6) 姿勢センサの入力源となるヘリオスタット、太陽模擬装置、地球模擬装置。
 - (7) 計算機への割込み用の精密時計。
 - (8) 供試体へ非接触に外乱を与える外乱発生装置で構成される。その他、試験設備の駆動源となる油圧源、空気源がある。油圧源は供試体の支持などの動力源として用いられる。空気源は空気軸受へ高圧空気を供給するもので、高圧空気は圧縮機で製造され、フィルタと減圧弁とを通して1軸または3軸試験テーブルへ送られる。

これらの装置のうちテレメータ受信装置とコマンド送信装置とは、宇宙開発推進本部の委託で昭和43年度に開発された模擬衛星のテレメータ送信装置とコマンド受信装置とに適合するように製作された。また、3軸試験テーブルの姿勢検出装置はスピン衛星用であり、回転していない状態ではスピン軸まわりの回転角は検出できない。3軸姿勢制御衛星の試験を行なうためには、そのための姿勢検出装置を考慮する必要がある。

2.3 装置の配置状態 次に各装置の配置の概略を述べる。1軸と3軸試験テーブル、ヘリオスタット、太陽模擬装置、地球模擬装置、外乱発生装置、姿勢検出

装置とスピン回転計の検出部、およびアンテナは、1階の試験室に配置してある。一方、操作制御卓、姿勢検出装置とスピン回転計の信号処理部、観測データ記録処理装置、精密時計、テレメータ受信装置、コマンド送信装置は、2階の制御室に配置してある。1階と2階との連絡は無線マイクで行ない、2階から1階の各装置を見渡することができるようになっている。

3. サブシステムの機能と性能

3.1 3軸試験テーブル 3軸試験テーブルはスピン衛星の姿勢制御試験、姿勢センサ試験、ニュートン・ダンパ試験などを行なうために用いられる。これらの試験を行なうための3軸試験テーブルは、低摩擦の空気球軸受²⁾で供試体の重心を支持し、3軸まわりの回転が自由な場をつくる試験台である。球軸受の周囲には、姿勢検出装置、初期姿勢角設定装置、駆動装置、クランプ装置が設置されている。

この試験テーブルの最大供試体重量はバランス・ウェイトを含めて 400 kg、最大回転数は 200 rpm (ただし供試体重量 100 kg のとき) である。3軸試験テーブルの外観と概略図を第2図と第3図とに示す。

球軸受の主な規格は、直径 12 cm、真球度 0.3μ 、表面あらさ 0.2μ 、不平衡トルク 315 dyne-cm 以下、摩擦トルク 315ω dyne-cm 以下 (ω : 回転数 (rpm)) である。材質には、非磁性鋼 (SUS 32) を用いて供試体への磁気の影響を極力小さくしている。さらに、大きな横荷重に耐えられるように設計されている。球面座は 18 か所に直径 0.3 mm の吹き出し口をもっている。この吹き出し口から高圧空気を噴出することにより球との間に数 10μ の薄い空気層をつくり球を支

第2図 3軸試験テーブル

第3図 3軸試験テーブルの概略図

持する。なお、供給高圧空気の圧力は、供試体重量により適当に変える必要がある。

初期姿勢角設定装置は先端にローラのついた3本の支持棒であり、油圧により各々3本とも任意の高さに設定できる。これら3本の支持棒を供試体に接触させることにより希望の姿勢角を得ることができる。これはブレーキ装置の役目も兼ねている。ただし、初期姿勢角の設定は球軸受、試験テーブルからの機械的制約により、鉛直軸より 30° の円錐内で可能である。

一方、駆動装置は空気モータで発生させた動力をゴムベルトで伝達し、クランク機構と油圧機構との組合

わせにより駆動輪を上方に移動させ、供試体の底面に押しつけその摩擦力により供試体をスピン・アップする。

次に、供試体を試験テーブルにセットする手順を簡単に述べる。供試体を吊上げてその中心軸と軸受中心とを一致させた後、静かに降し、テフロン製のプロテクタで球を支える。このとき、プロテクタは油圧により球面座より上方に位置している。球を支えているプロテクタを下げることに供試体を空気で支持する。この後、初期姿勢を設定し、駆動装置により供試体にスピンを与える。

3.2 姿勢検出装置 姿勢検出装置³⁾は、三軸試験テーブルにのせられた供試体の姿勢角すなわちスピン軸の方向、回転の位相角および回転数を供試体に非接触で検出するために光学的方式を採用している。つまり第4図に示すように、球の赤道面に黒線を印し、4このグラス・ファイバ・ヘッドを東西南北方向に球に接するように設置する。グラス・ファイバ・ヘッドは、直径 100μ (0.1° 相当) のグラス・ファイバを積重ねたもので、 342 行 $\times$ 5 列の配列になっている。このうち球の表面に光をあてる照明用ファイバが第1列、第3列、第5列に並び、球からの反射光を受ける受光用ファイバが第2列と第4列とに並んでいる。受光用ファイバは、 2 行 $\times$ 2 列で1ユニットを構成し、各ユニットの端末は光電変換素子につながっている。したがって、球の黒線が位置するユニットは反射光が弱いの、そのユニット番号を光電的に検知することができ

第4図 姿勢検出装置のグラス・ファイバ部

る。またユニット番号と角度とは、一義的に対応している。

この姿勢検出装置の分解能について記すと、1ユニットは、 0.2° に相当するが、隣りあった2つのユニットに黒線がかかる場合も判別できるので、分解能は 0.1° を得ることができる。

ここで検出する量は第5図に示すように、球の赤道面の XZ 面内および YZ 面内の変位 θ_x, θ_y である。これよりオイラー角表示の方位角 ψ と上下角 θ は(1)、(2)式から計算される。

$$\psi = \tan^{-1} \left(\frac{\tan \theta_y}{\tan \theta_x} \right) \quad (1)$$

$$\theta = \tan^{-1} \sqrt{\tan^2 \theta_x + \tan^2 \theta_y} \quad (2)$$

またスピン軸まわりの位相は、第6図に示すような方法で決定できる。つまり球の黒線上の 180° 離れた2か所に細い反射用のテープをはりつける。これによりグラス・ファイバ・ヘッドの X と $-X$ または Y と $-Y$ の全ユニットに黒線がかからない状態が同時に起こり、このとき、位相信号が生じる。すなわち、位相信号は球が1回転する間に4回生ずることになる。このことから $1/4$ 分周すれば常に特定のパルスすなわ

第5図 姿勢検出角とオイラー角との関係

位相信号パルス列

第6図 姿勢検出装置のスピン回転角の測定方法

ち特定の位相を求めることができ、そのパルス時間間隔が周期 T であることから、パルス立上りから t 秒後の回転角 ϕ は、(3)式で計算される。

$$\phi = \frac{360}{T} \times t \quad (\text{deg}) \quad (3)$$

これら姿勢角の検出範囲は3軸試験テーブルの機械的制約条件と同じで、次のようになる。

$$\theta: -30 \sim +30 \quad (\text{deg})$$

$$\psi: -30 \sim +30 \quad (\text{deg})$$

$$\phi: -180 \sim +180 \quad (\text{deg})$$

θ_x, θ_y は、符号ビットを入れて10ビットで構成され、計算機に読込まれるとともに、操作制御卓にデジタル表示される。さらに、 θ_x, θ_y は D/A 変換されて、実時間で記録することができる。この装置の検出方式からも分かるように、3軸姿勢制御衛星のように回転していない供試体の場合、回転の位相角 ϕ は決定できない。

3.3 1軸試験テーブル 1軸試験テーブルは1軸まわりの各種の試験を行なうために用いられる。たとえば、スラスト、ヨー・ヨー、姿勢センサの特性試験および1軸まわりの姿勢制御実験などが考えられる。これらの試験を行なうための1軸試験テーブルは、1個のスラスト軸受で供試体の重量を支持し、2個のジャーナル軸受で回転軸を支持し、鉛直軸まわりの自由な回転の場をつくる試験台である。回転軸の周囲には、スピン回転計、クランプ装置、ブレーキ装置、駆動装置が設置されている。1軸試験テーブルの駆動方法は、三軸試験テーブルと異なり、直流モータの回転力をクラッチを通して試験テーブルに伝達し、また回転速度の調節は容易にできる。一方、モータ駆動時にブレーキ操作は働かないなどの誤動作によるトラブルをなくすための保護回路をもっている。1軸試験テーブルの外観と概略図を第7図と第8図に示す。

この試験テーブルの最大供試体重量は200 kg、最大回転数は200 rpmである。また空気軸受の主な規格は、回転軸の直径5 cm、不平衡トルク980 dyne-cm以下、摩擦トルク98 dyne-cm以下 (ω : 回転数 (rpm)) である。

その他、供試体からのデータを無線で観測するために4チャンネルのテレメータ送信機および供試体を遠隔制御するために4チャンネルのコマンド受信機がサービスボードに内蔵されている。テレメータ送信機は後述するテレメータ受信装置と適合するが、コマンド受信機はコマンド送信装置と信号形式などが適合しないので、別のコマンド送信機を用意している。

供試体を試験テーブルにセットする手順は次のとおりである。まずクランプ状態で供試体を試験テーブル

第7図 1軸試験テーブル

第8図 1軸試験テーブルの概略図

上にセットする。次にスラスト軸受の空気圧を適当な値に設定した後、クランプ状態を解除すれば、供試体は空気支持されて回転の自由な状態になる。

3.4 スピン回転計 スピン回転計は、1軸試験テーブルの角速度と回転角を、試験テーブルに外乱を与えないよう光学的に測定する。すなわち、第9図に示すようにロータリ・エンコーダ・ディスク部のディスク上に1800本の明暗の刻線が印されている。したがって一対の刻線は 0.2° に相当する。一方、検出部には中心に対して 90° 位相のずれたA相、B相の刻線があり、ディスクが回転すると第9図に示すような 90° 位

第9図 スピン回転計のエンコーダ・ディスク部

相の異なる波形整形されたA相とB相との信号が得られる。この2信号より作った出力信号のパルスを単位時間にカウントすることによって角速度が求まる。またある時刻からパルスを積算すれば回転角が得られる。角速度 ϕ , 回転角 θ , 周期 T は (4), (5), (6) 式で計算される。

$$\phi = \frac{n}{20t} \quad [\text{deg/sec}] \quad (4)$$

$$\theta = 0.05N \quad [\text{deg}] \quad (5)$$

$$T = \frac{360}{\phi} \quad [\text{sec}] \quad (6)$$

ただし、 t : パルスをカウントする計数時間

n : t 秒間のパルス・カウント数

N : ある時刻からのパルス・カウント数

ここで t は、角速度の大きさによって適切な値を選択する必要がある。これは精度を保持するためと、カウンタがオーバーフローしないために必要となる。スピン回転計の精度は、角速度 $0.1^\circ/\text{sec}$ (100rpm のとき)、回転角度 0.1° である。また、 ϕ, θ は2進化10進数として符号ビットを含めて、17ビットで計算機に読み込まれ、スピン回転計の表示部に10進4桁でデジタル表示される。また、 ϕ, θ を D/A 変換して、実時間で出力する。

3.5 操作制御卓 本装置 (第10図) は、3軸試験テーブルと1軸試験テーブルとの駆動、ブレーキ、クランプの遠隔操作を行ない、さらに供試体に手動で指令を送る装置である。また、計算機で計算された姿勢角などのデータ表示、操作卓に内蔵された時計の積算

第10図 操作制御卓

時刻の表示, 姿勢検出装置からの姿勢角 θ_x, θ_y の表示, 球軸受あるいはスラスト軸受への供給空気圧の調節, 空気流量, 空気温度および空気圧の表示を行なう。このように本装置により各機器の状況および試験状況を集中的に監視あるいは設定することができる。また計算機の制御用に16つのファンクション・キーを設け, 各々のキーにプログラム・スタートあるいはストップなどの制御機能を持たせることができる。その他, 計算機で処理した状態量が危険状態を示す場合に, 計算機の指示によって警報ランプを点滅させることができる。一方, 1軸用にモータと試験テーブルの回転数を並べて表示して, 回転が安定したかどうか判断できるようになっている。このように本装置は姿勢検出装置, スピン回転計, 計算機, 精密時計, コマンド送信装置と信号を授受するためのインターフェース機能を持っている。

3.6 観測データ記録処理装置 観測データ記録処理装置は, 計算機 PDP-11/20 (第11図) を中心にして試験データの取得, 処理, 記録および制御計算を行なうサブシステムであり, 試験設備における情報の中枢システムとなっている。この計算機は制御計算, テレメータデータの読み込みなどのように試験時にオンラインで使う方法および取得したデータをオフ・ラインで処理する使い方がある。次に本装置における各種記憶装置の記憶容量を記す。計算機のコア容量は 20 kword (1ワードは16ビット), 磁気ディスクの容量は 256 kword, 磁気テープの容量は 131 kword であり, 特に磁気テープは2台設置されている。その他の周辺装置としてはテレタイプライタ, 高速紙テープ・リーダー・パンチャ, ライン・プリンタおよびカード・リーダーがそれぞれ1台, デジタル・インプット・アウトプット (DI/O) は 24 チャンネル, AD 変換器は 12 チャンネル, DA 変換器は 8 チャンネルある。

計算機は, デジタル・インプットと AD 変換器を通して姿勢検出装置の姿勢角, スピン回転計の角度と角速度, テレメータ・データ, 時刻などを読取る。

第11図 計算機 PDP-11/20

また, 精密時計のタイミング・パルスおよび姿勢検出装置の位相信号が割込み回路に入る。一方, デジタル・アウトプットから計算機で計算した量あるいは指令を, 操作制御卓の表示部あるいはコマンド送信装置へ送る。さらにデータは, DA 変換器を通すことによりアナログ記録計へ出力することができる。

3.7 コマンド送信装置 供試体と試験設備との情報の授受は無線で行なう必要がある。本装置は試験設備から供試体の動作を制御するための指令を送る。指令方式を選択するとき, 姿勢制御系の動作特性を解析するためには, 高速度の指令伝送が要求されることを考慮して, 実験用の高速 PCM 方式を採用した。本装置は第12図に示すごとく, 設定部, 符号発生部および送信機で構成される。手動または計算機により所要の指令を選択設定するのが設定部であり, コマンド符号発生部では符号化および副搬送波を变調する。そしてコマンド符号は送信機で主搬送波を振幅変調し, アンテナから放射される。ここでコマンドを送信する手段は, コマンド送信装置, 操作制御卓または計算機のいずれでもよい。

主な規格を記すと, 送信機出力は約 100 mW, 主搬送波周波数は 154.2 MHz, 副搬送波周波数は 7 KHz

第12図 コマンド送信装置の系統図

(0に対応)と9 KHz (1に対応), 変調方式は PCM /FSK-AM-AM, チャンネル数は 32, コマンド符号はガード・ビット2ビット, 指令符号8ビット (8中4“1”信号)の計10ビットなどである。また送信速度は 1,000 bit/sec であるから, 1指令を送信するのに要する時間は 10 msec である。

ところで, 本装置および次に述べるテレメータ受信装置は現有の模擬衛星に適合して製作されたので, 実際の衛星で採用されている周波数や変調方式などと異なる。したがって実際の衛星を試験するときは, ほかの装置を使用しなければならない。

3.8 テレメータ受信装置 本装置は供試体内部の状態を知るため, テレメータ・データを受信するものである。それは第13図に示すようにアナログ系とデジタル系で構成される。アナログ系は 136 MHz または 295 MHz の受信機で位相復調されて副搬送波復調器へ入り, ここで副搬送波群が各チャンネルごとに分離復調されて計算機またはアナログ記録計へ出力される。この信号形式は FM-PM であり, 副搬送波周波数は IRIG 標準バンドの 4~13, A, C, E の 13 チャンネルを使用する。デジタル系は 136 MHz の受信機から PCM 復調器を通して計算機へ読み込まれる。この PCM 復調器では PSK 復調, 波形整形およびデジタル・コード化されて最後に各チャンネルごとに分けられる。デジタル系の主な規格を示すと, 信号形式は PCM-PSK-PM, チャンネル数は 64, 1チャンネルは 8 ビット, 受信速度は 6.4 Kbit/sec である。

第13図 テレメータ受信装置の系統図

3.9 太陽模擬装置 第14図に示す太陽模擬装置は, 供試体に組込まれた太陽センサに太陽光に相当する光を与え, 太陽センサ単体あるいは姿勢制御系の試験に用いられる。光源は5キロワットのキセノン・ランプを用い, 照射距離5mにおける性能は次のとおりである。

照射面積: 800 mm ϕ
 照射強度: 1/4~1/2 solar
 照射均一度: 70%以上
 平行度: 1°10' 以内
 光の安定度: 点灯後10分で5%以内

第14図 太陽模擬装置

本装置は空気冷却を行ない, また発生するオゾンを経気装置で外気へ排出している。

光束は床面に平行で, その中心の高さは1.5mであり, 本装置は床面上を移動させることができる。

3.10 地球模擬装置 地球模擬装置は供試体に組込まれた地球センサに対し宇宙空間と地球の輻射エネルギーの差と等価なエネルギー輻射を与え, 地球センサ単体あるいは姿勢制御系の試験に用いられる。本装置 (第15図) は電熱加熱方式を採用して, 12分割された円錐台形黒体面を独立に温度制御する。輻射面は反射率と安定度を考慮してハニカム構造としている。主な性能は次のとおりである。

制御温度範囲: 室温~室温+80°C

制御温度精度: $\pm 3^\circ\text{C}$

温度分布むら: $\pm 3^\circ\text{C}$

輻射面積 : 最大 2,800 mm ϕ

第15図 地球模擬装置の概略図

ところで試験条件で衛星の高度が指定されるときは, 供試体から見る模擬地球の大きさを変える必要がある。しかし, 1軸と3軸試験テーブルから本装置までの距離は数メートルと限定されている。しかし, 中空円板を円錐台形黒体面の前面に置けば, エネルギー輻射の面積を変えることができる。また本装置は床面上移動可能で, 高さも変えられる。

3.11 ヘリオスタット 地球の自転に同期して鏡を回転させて, 自然の太陽光を常時室内に導くためのへ

第16図 ヘリオスタット

リオスタットは、主として太陽センサ単体の特性試験を行なうとき用いられる。本装置は4面の鏡を使用し、そのうち1こは室内にあり(第16図)、太陽光の高さおよび水平面内の向きを変えることができる。しかし光の有効径は150mmである。

3.12 精密時計 精密時計は設定された時間間隔でパルス幅0.5 μ secのパルスを出して計算機へ割込みを行なうときに用いられる。時間設定範囲は1 μ secから9.9secまでの10進2桁であり、本装置のパネル上のダイヤルを手動で、または計算機により設定できる。また操作制御卓に精密時計と異なる時計が内蔵されており、これは積算時刻表示用および計算機への割込みに使用される。

3.13 外乱発生装置 1軸または3軸試験テーブル上の供試体に外乱を与えるための本装置(第17図)は、高圧窒素ガスを減圧してリザーバ・タンクに貯え手動または遠隔操作で弁を開閉して窒素ガスを噴出す

第17図 外乱発生装置

る。同一装置が2こあるので供試体に対称な力を与えることができる。そしてガス噴射による推力はリザーバ・タンク内圧力を変えれば、約0.3kgから1.3kgまで可変である。

3.14 模擬衛星 模擬衛星は、以前に宇宙開発推進本部の委託で製作され、スピン衛星用の姿勢制御系のサブシステムを備えている。すなわち、ガス・ジェット・モータ、窒素ガスタンクなどより構成されるガス・ジェット制御装置、太陽センサと地球センサより成る姿勢センサ系、テレメータ送信装置、コマンド受信装置、ニューテーション・ダンパ、ハウス・キーピング系、および電源が組込まれている。

4. あとがき

以上、宇宙開発事業団筑波宇宙センターに設置された姿勢制御試験設備のシステム構成と性能について述べた。この試験設備を用いるとき、1軸または3軸試験テーブルに載せる供試体は、静バランスと動バランスを十分にとる必要がある。また、姿勢制御試験、ニューテーション・ダンパ試験などを行なうときは、供試体の慣性モーメントは既知でなければならない。現在、筑波宇宙センターには、静および動バランス測定装置、慣性モーメント測定装置が設置されていないので、今回の場合は、静バランスは3軸試験テーブルを用いて調整し、動バランスの測定には東京芝浦電気(株)エネルギー機器研究所の装置を用いた。また慣性モーメントは、搭載機器の配置、重量、形状から計算により求めた。また今後の3軸姿勢制御衛星の開発試験のために、3軸試験テーブルの姿勢検出装置を改造する予定である。

現在まで、この試験設備を用いて、現有の模擬衛星による姿勢制御実験、電離層観測衛星(ISS)と技術試験衛星I型(ETS-I)のそれぞれプロトタイプ・モデルについて、太陽センサ、地球センサの機能試験を実施した。模擬衛星を用いた実験結果は、第2報に報告される。

終わりに本稿をまとめるに当たり、ご助言とご討論を頂いた宇宙開発事業団、東京芝浦電気(株)の各位に、深く感謝の意を表したい。

参考文献

- 1) J. TABATA, Y. ENDO et al.: Satellite Attitude Control Simulator System (I) Overall System, Proc. 10th, ISTS, Tokyo, 1973, pp. 955~963.
- 2) M. FUKUDA, T. ANZAI et al.: Satellite Attitude Control Simulator System (II) Gas Lubricated Spherical Bearing, Proc. 10th ISTS, Tokyo, 1973, pp. 965~974.
- 3) Y. OKAMI, S. TANAKA et al.: Satellite Attitude Control Simulator System (III) An Attitude

姿勢制御試験設備—2 姿勢制御方式と実験*

村上 力**・田中俊輔***
四宮康雄†・鬼塚博††

1. 序 論

姿勢制御試験設備の開発に伴って、本設備の有用性と使用法の確認をかねて、姿勢制御方式や本設備を使つての姿勢制御実験について検討を進めてきた。対象とする衛星は、東芝が中心となって製作し、宇宙開発推進本部に納入した模擬衛星である。

模擬衛星は、姿勢制御試験設備を前提として製作された、地上模擬実験用の衛星であり、フライトを目的とした衛星とは構造は異なっているが、機能的にはほとんど同等に設計されている。

姿勢制御方式は、この種の実験は初めてであることもあって、近似大円法、大円法、ラム・ライン法の3方式について実験を行なった。

今回の実験では精度等細かい点で若干問題はあったが、おおすじとしては姿勢制御に成功し、各制御方式の検証が出来、各々の方式の得失を明らかにすることが出来た。また本試験設備が正しく働くことが検証できたうえに、実験の過程において、人工衛星の他の試験、例えば姿勢センサの試験に有用であることも明らかになった。

2. 模 擬 衛 星

模擬衛星は第1図に示すようにほぼ円柱に近い形をしており、上部にテレメータ、コマンド用のアンテナがあり側面に太陽センサ、地球センサ、4個のノズルを持った2組のガス・ジェット装置がついている。底面は3軸テーブル用の球軸受をとりつける構造になっている。

衛星内部にはテレメータ、コマンド用機器、燃料タンク、電池、ニューテーション・ダンパ等が搭載され

ており、機能的には打上げ用衛星と同一な構成になっている。

主な性能仕様を第1表に示す。

コマンド項目は32あるが22項目が使用中であり、ガス・ジェット関係は8項目である。ジェットは8個あるが、重心点に対称なジェットは対になって動作するので、4対となり、各々にONとOFFのコマンドがあるので、総計8項目となる。

第1図 模擬衛星

第1表 模擬衛星の仕様

本 体	(1) 重 量	90 kg
	(2) スピン軸慣性モーメント	12.7 kg-m ²
	(3) 直交軸 "	11.3 "
Gas Jet	(1) 総推力	164 kgw-sec
	(2) 推力レベル (ノズル変更により)	50, 100, 200 gw
	(3) 比推力	53 sec
	(4) 燃 料	N ₂ gas
	(5) 取付位置	重心より 475.5 mm

* 昭和48年10月30日 宇宙科学技術連合講演会発表、昭和49年6月10日原稿受理 Satellite Attitude Control Simulator-2, Attitude Control Law and Experiment Result

** 航空宇宙技術研究所 *** 宇宙開発事業団

† 東芝エネルギー機器研究所

†† 東芝宇宙開発部 Chikara MURAKAMI, Shunsuke TANAKA, Yasuo SHINOMIYA, Hiroshi ONITSUKA