

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-304

人工衛星の姿勢制御研究用 3 軸テーブル装置
および実験例

村上 力・狼 嘉彰・岡本 修
中島 厚・木田 隆

1976 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1	まえがき	1
2	球面空気軸受式3軸テーブル装置	1
2 1	構造および構成	2
2 2	特 性	4
2 3	付属装置	7
3	3軸制御実験例	17
3 1	制御要素	17
3 2	制 御 系	19
3 3	実験結果	21
4	あとがき	22
	参考文献	23

人工衛星の姿勢制御研究用 3 軸テーブル装置

および実験例*

村上 力**・ 狼 嘉彰**・ 岡本 修**

中島 厚**・ 木田 隆**

1. ま え が き

人工衛星の姿勢制御を研究する場合、一般には計算機シミュレーションの他に、ハードウェア実験も行なわなければならない。その際、宇宙空間における衛星の運動を地上で模擬するために、低摩擦のベアリングで衛星を浮上させて衛星の姿勢運動を含めた制御系の実験を行なう場合と、姿勢センサだけを主眼とする場合のようにフライトテーブルにセンサのみを搭載して、計算機と接続して姿勢運動をサーボ系で模擬する方法が考えられる。航技研においては前者の方式を採用して球面空気軸受式の低摩擦ベアリングを製作した。これは超高精度の球およびそれと対をなす受皿（球面座）より成り、両者の間に薄い空気層（数十 μm ）を作り、球およびそれに取り付けられた模擬衛星をその空気圧で浮上させるもので、3自由度に可動できる（ただし、そのうちの2自由度に対しては可動範囲は限定される）。空気圧で浮上させる装置として既に1軸テーブルもある。これはスラストおよびジャーナル軸受より成り、1自由度の動きのみができる装置で、衛星の3軸制御のうちの1軸だけの制御を行なうための実験装置で、その装置の概要並びにそれを用いた実験例については既に報告した。¹⁾

ところで衛星の姿勢制御方式の大部分は軸間のカップリングがあるため、1軸テーブルだけでは不十分であり、必ず3自由度のベアリングが必要になってくるのであり、この装置を使用する事により、ロケットから分離後の衛星のスピン軸制御、ニュートン制御、デスピン制御、太陽および地球捕捉モード、並びに軌道上での各種制御モードの地上模擬実験を行なう事ができる。

本文では航技研に設置された球面空気軸受式3軸テーブル装置の構造、特性およびこの装置を使用した模擬衛星の姿勢制御実験の数例を示す。

2. 球面空気軸受式 3 軸テーブル装置

本装置を製作するにあたって考慮すべき点をまず列挙しておく。

(1) 各種制御方式の実験が行える事

各種の姿勢制御方式の実験を行なうためには、その都度、搭載機器を取り換えなければならないし、また多数のセンサ、アクチュエータ等を搭載するためには、搭載できる面積も大きくする必要がある。そのため模擬衛星の骨組は、球心を含む平面の上下に円板を取り付けた2層構造にし、各面の表裏に搭載機器が取り付けられるようにした。その時の取り付け方法は、円板に等間隔に多数の穴（中心—中心15mm, 6mm ϕ キリ）をあけてあるので、任意の場所に簡単にボルト等で締めつける事ができる。

主に3軸制御実験を行なう予定であるが、この他にスピン衛星としてスピン軸方向制御等の実験も行なう事ができる（ただしそのために特にスピニアップ用の装置は設けていない）。

(2) バランス調整

本装置で実験を行なうに当たって一番むずかしい事は、球の中心と衛星の重心を完全に一致させる事である。もしこの事が満足されないと、地球重力の影響が現われて、衛星の姿勢に対応したトルクが発生してしまう。完全なる一致は殆ど不可能であるが、実験にさしつかえない程度の大きさにこのトルクを抑えなければならない。そのため、バランスウェイトおよびその微調整機構が必要となる。

ジェット用空気タンクの取り付け方法も重要であり、空気タンクが充填された時と空の時とで重心が変わらないようにしなければならない。

(3) 取り扱いおよびメンテナンス

空気で浮上させるためには、まずそれに必要な圧縮空気を製造しなければならないが、取り扱い易さおよびメンテナンスの点を考えて、最大圧力10kg/cm²G以下

* 昭和51年6月1日 受付

** 宇宙研究グループ

の低圧空気を使う事にし、このための小型コンプレッサを、3軸テーブルに振動等の影響を与えない場所に設置する。

球および球面座はその高精度の故に極度に塵埃を嫌い、特に鉄粉等が入り込んで球および球面座に傷をつけてしまうと、その性能が著しくそこなわれ、ついには使用不可能になってしまう。これを防ぐため、理想的には実験時以外にも常時空気を流しておけば良いのであるが、停電とかその他いろいろの事故が起こる可能性があるため、この方法は採用し難い。ここでは3軸テーブル全体をクリーンルーム内に入れて、塵埃が付着しないようにする方法を採る。

(4) その他

バッテリーの充電方法、メータ・スイッチ類を一括したパネル等、1軸テーブルを使用して行なった実験の教訓を生かして、種々の点を改良する。

2.1 構造および構成

球および球面座の構造および寸法を図1(a),(b)に示す。球の大きさは120mmφで、上面をカットしてスペーサおよび衛星本体がボルトで取り付けられるようになっている。球面座は球と同じ曲率をもたせ、また精度も同じになるように仕上げている。但し球と異なって、その曲面上に空気の吹出孔および排気孔があげられている。空気を吹出す給気孔は、12ヶ所に等間隔にあけてある0.3mmφのノズルで、その軸心方向は軸受球面の中心に集中するよう加工されている。ここから吹出した圧縮空気は、球との間に薄い空気層を作り、球面座の中心および外側にあげられた排気孔を通して大気中に放出される。この時衛星本体に外乱トルクとして影響を与えないように、離れたところから排気される。N1~N5までのノズルは、タービントルク調整用ノズルで、この5つを適当に組合わせて、更に各々の圧力を調整する事により、各軸まわ

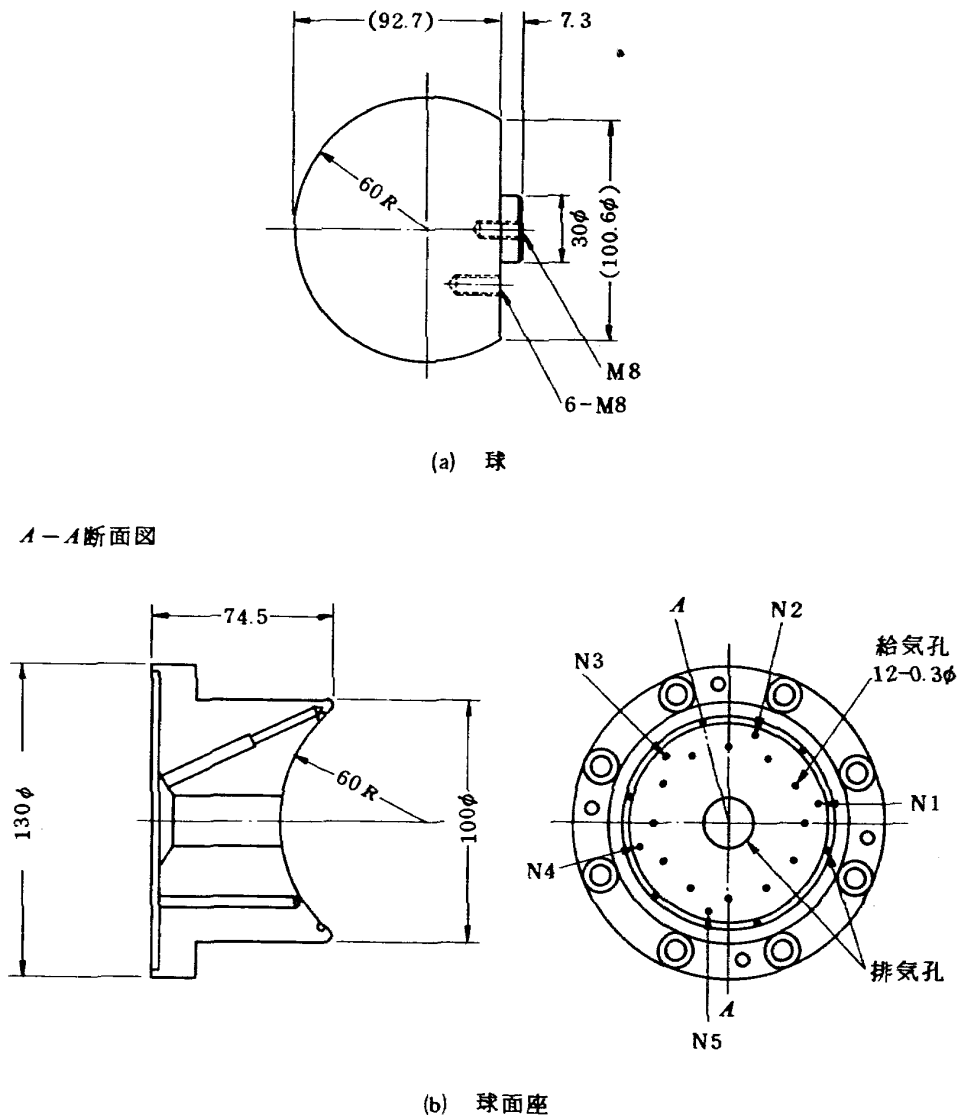


図1 球および球面座の構造

りのタービントルクを減少ないしは打ち消す事ができる。

模擬衛星に球を取り付けた時の装置全体の外観およびその制御卓を図2、図3に示す。衛星の床面からの高さは約1.2mで、搭載機器の取り付け等の作業がし易いような高さにしてある。実験時以外では、模擬衛星(球までも含む)は、ガイドリングを油圧で持ち上げて、球を球面座から離してあり、空気を供給しなくても接触しないようにしてある。その場合、油圧だけでは油が漏れて

衛星重量を支えきれない場合も考えられるので、ガイドプレートの下にクランプボルトをさし込んで重量を支えるようにしてある。実験を行なおうとする場合は、まず圧縮空気を給気孔より吹出させ、次に手動式油圧ポンプで一旦衛星を持ち上げ、クランプボルトを抜いてから再び油圧ポンプで、今度は衛星を徐々に下げる。この操作は制御卓のガイドリング高さ標示燈を見ながら行ない、下限に来るまで下げる。この時点で、衛星は既に空気圧

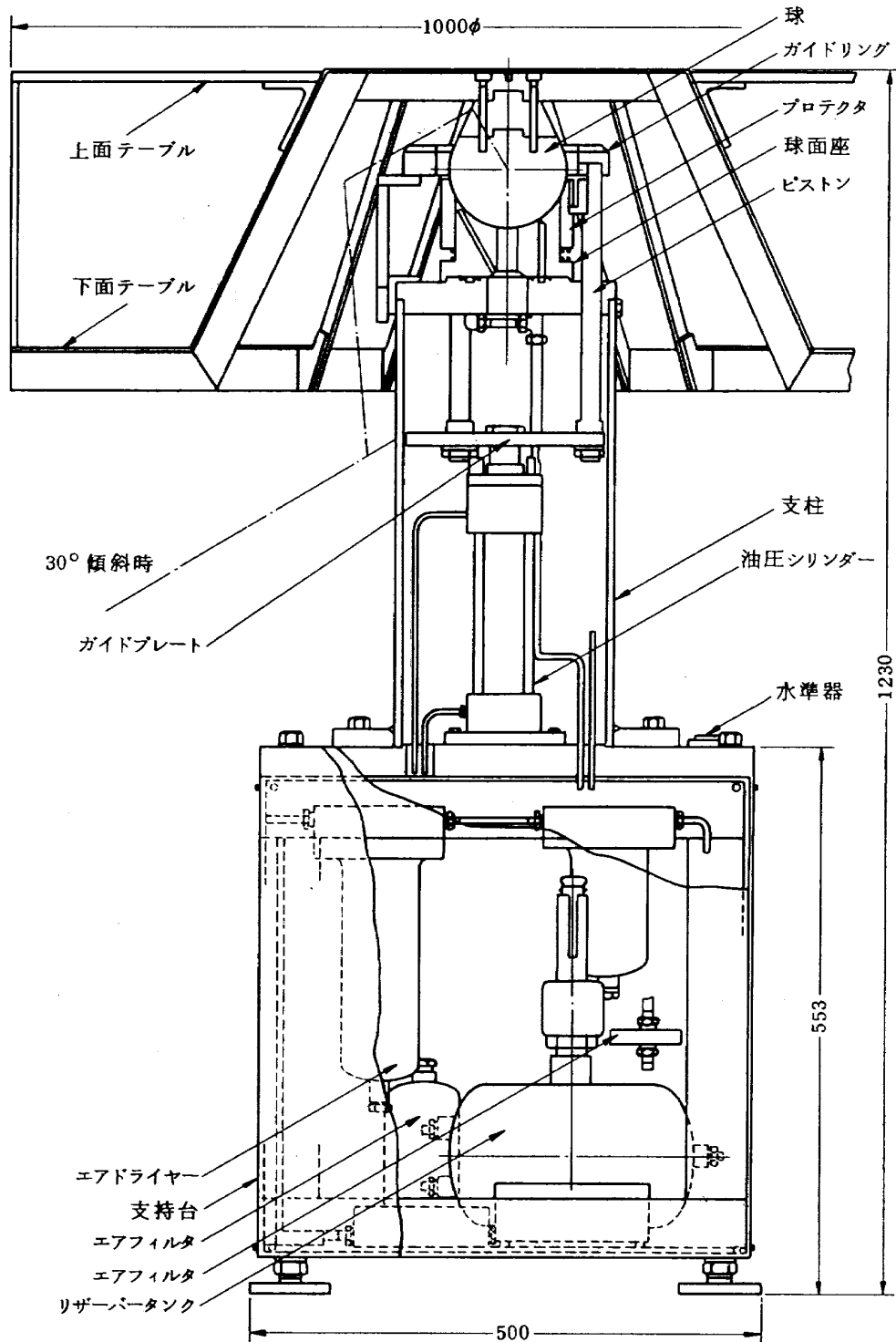


図2 球面空気軸受式3軸テーブル装置

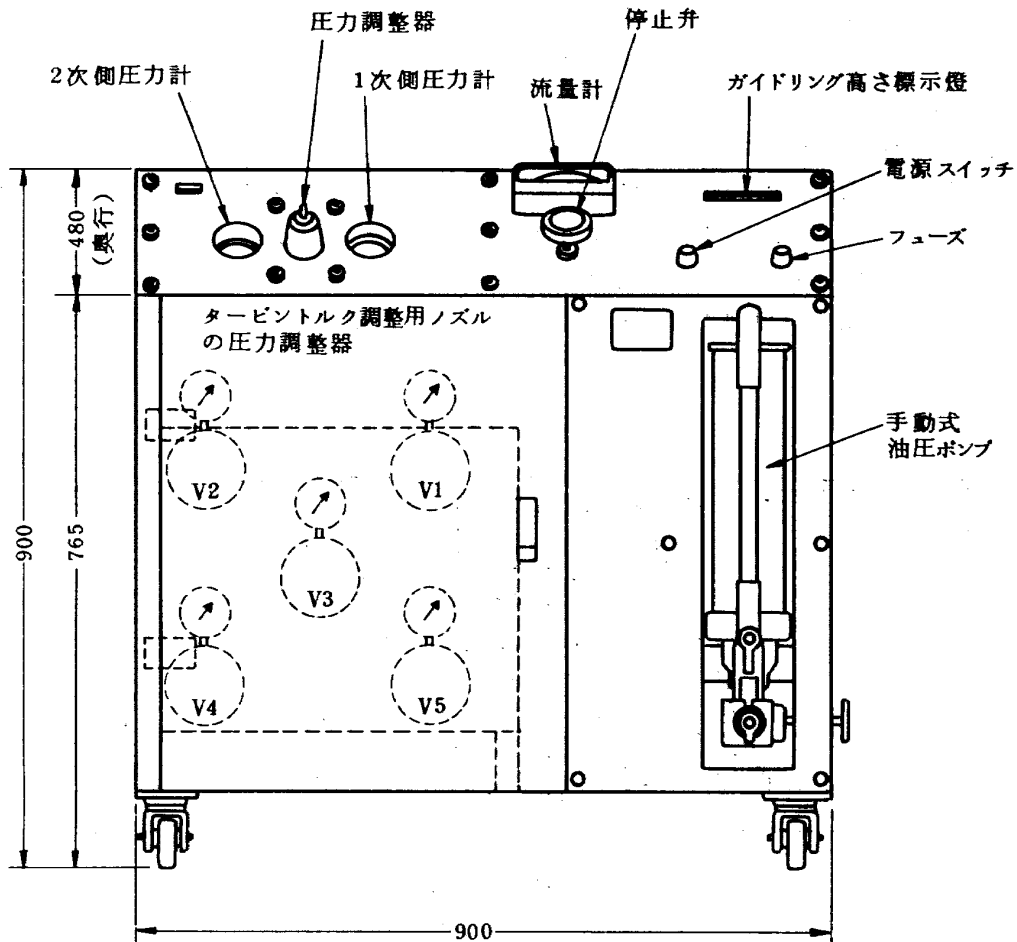


図3 制御卓

で浮上している。空気流量は $40 \sim 50 \text{ Nl/min}$ になるように流量計を見ながら圧力調整弁で調整される。この一連の操作後、実験に移る事ができる。

この装置の据付け時に注意しなければならない事は、球面座を正しく水平に保つように支持台を調整する事である。さもなければ負荷能力(浮上重量)が著しく低下する。

図4(a), (b)に配管系統図およびその配置図を示す。空気源としてはアンローディング方式の二段圧縮型コンプレッサを使用し、最大圧力 $10 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ 未満までの圧縮空気を作り、容積 0.15 m^3 の空気タンクに貯える。ここに貯えられた空気は、ドレインセパレータを通して除湿される。これは圧縮されて温った空気を水冷して露点以下にし、水滴を抽出させるのであるが、完全には除湿されない。次に圧力調整弁で適当な値(現時点では $8.5 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$)に調圧されて小容積の空気タンクに貯えられる。この出口はマニホールドになっており、3軸テーブル装置の他に、1軸テーブル装置やその他必要な箇所に圧縮空気を供給できるようになっている。ここから出た空気はエアフィルタおよびエアドライヤーを経て清浄

化、除湿され制御卓に入る。ここで更に調圧され、リザーバータンク、エア・フィルタを通して球面軸受に導かれる。一方、タービントルク調整用圧縮空気は、制御卓にあるユニオン・コネクターから分岐してV1~V5の圧力調整器を通り、N1~N5のノズルに導かれる。配管はすべて高圧用フレキシブル・チューブを使用し、その直径は図4(a)に示すように流路によって異なり、 $1/2$, $1/4$, $1/8$, インチの3種類である。

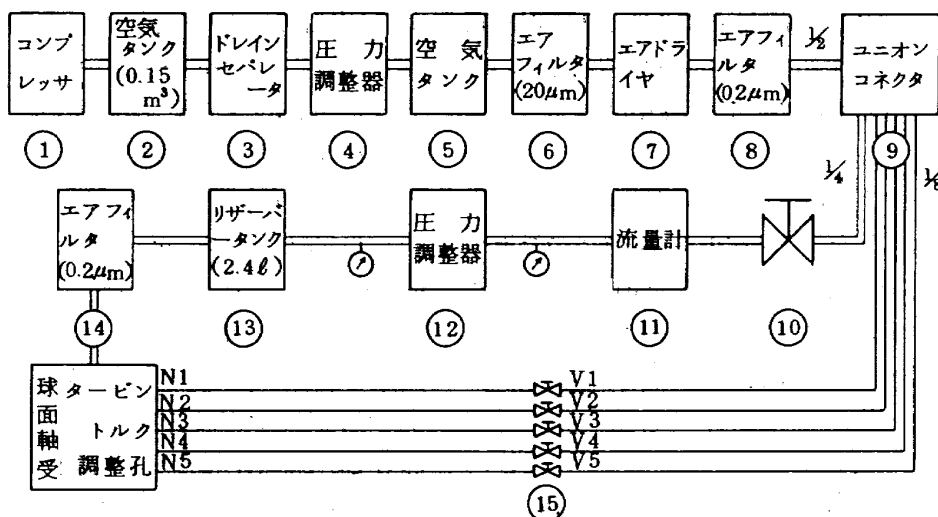
2.2 特性

本装置の特性を、加工精度の仕様および負荷能力(浮上重量)、摩擦トルク、タービントルクについて考察乃至は測定した結果を示す。

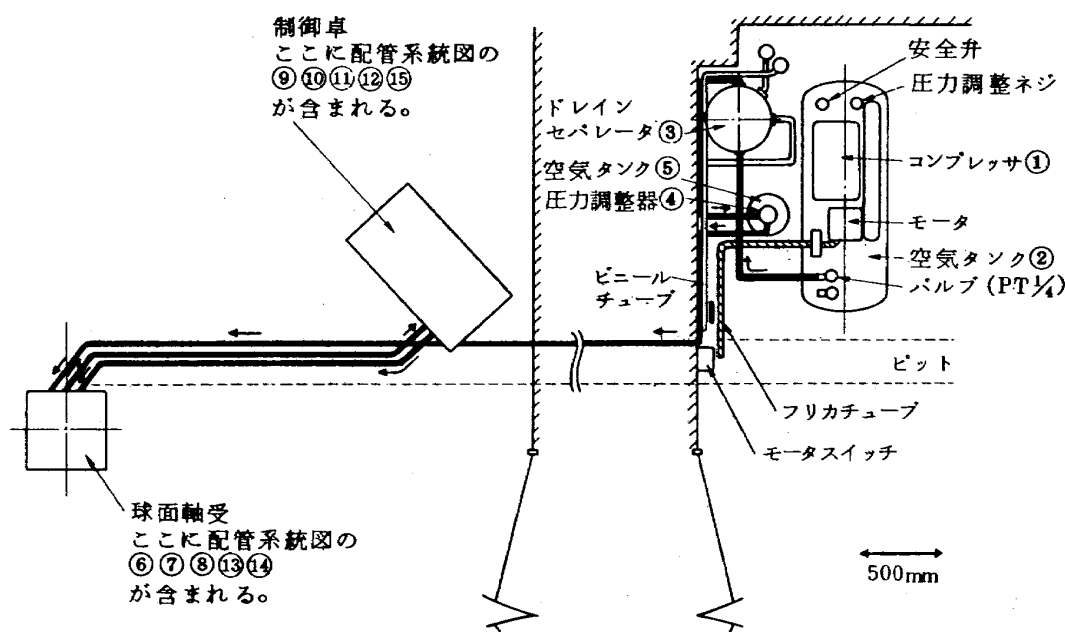
2.2.1 加工精度

球および球面座の仕様値を表1に示す。その精度については真球からどの位ずれているか、またどの位の凹凸があるかを表わす真球度と球の表面あらさの2点について規定している。

製作された後、仕様を満足しているかどうかの測定は、メーカー側で球直径を万能測長器、真球度を真球度測定器、面あらさを表面あらさ測定器を用いて行なわれた。



(a) 配管系統図



(b) 配置図

図4 空気配管系

表1. 球および球面座特性

球直径	120mmφ (測定結果 120.016mmφ)
真球度	±1 μm以内 (測定結果 ±0.7 μm)
面あらし	0.2 μm以内 (測定結果 0.2 μm)
最大傾斜角	±30°
搭載重量	120 kg以上 (空気圧 8 kg/cm ² G)

(測定結果は表1に示されている。)

2.2.2 負荷能力

供給圧力と重量(負荷)との関係を図5に示す。このグラフは制御卓の圧力調整弁で圧力を調整し、球と球面座がオーム接触(テスターで導通をチェック)をおこす時点の重量との関係をプロットしたもので、その圧力における最大負荷能力を与えている。その時の空気流量は

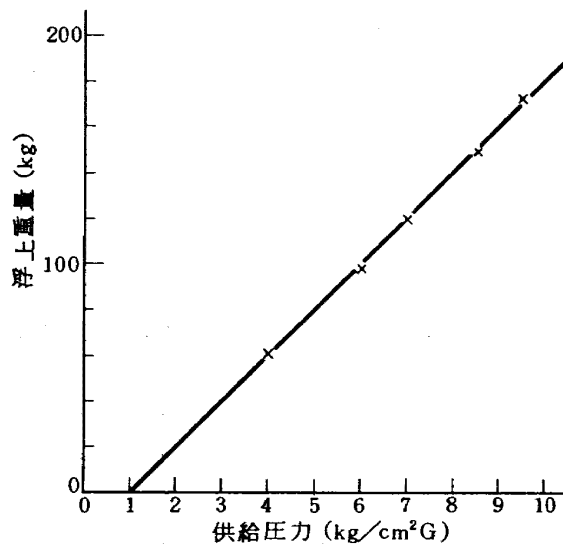


図5 供給圧力-浮上重量特性

圧力によって異なるが、 $8 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ でほぼ 30 Nl/min であった。従ってこの付近の圧力で使用する場合は、 40 Nl/min 以上の流量があれば充分と思われる。

2.2.3 摩擦トルク

本装置は空気圧で完全に浮上しているので固体摩擦は考えなくても良い。しかし流体摩擦が存在するのでそれについて述べる。給気孔から吹き出た空気は、中心および外側の排気孔に向かって流れるが、その流れは一樣とし、また給気孔を Line Source と仮定すると、軸受全体に働く摩擦トルク²⁾は

$$T_f = \int_{\pi/4}^0 \frac{2\pi\mu R^4 \omega \sin^3 \theta}{h \cos \theta} d\theta = 5.03 \times 10^{-6} \omega \quad (\text{N}\cdot\text{m}) \quad (1)$$

ここで、

μ : 空気の粘性係数 ($= 1.9 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{sec/m}^2$)

R : 球の半径 ($= 6.0 \times 10^{-2} \text{ m}$)

h : 浮上量 ($= 3.0 \times 10^{-5} \text{ m}$ と仮定)

θ : 軸受部の垂直方向から外側へ向かっての中心角

($\pm \pi/4$ の範囲で摩擦トルクを発生すると仮定)

ω : 垂直軸まわりの回転速度 (rad/sec)

従って、 $\omega = 1 (\text{rad/sec})$ の時の摩擦トルクは約 $5 \times 10^{-6} \text{ N}\cdot\text{m}$ となり、非常に小さい事がわかる。

2.2.4 タービントルク

加工精度により給気孔の軸心がすべて軸受球面の中心に集まらないとか、各ノズルの圧力がアンバランスになったりすると、供給される空気圧のベクトル和が中心方向に向かなくなり、一定方向にトルクが発生する。この回転力をタービントルクという。このトルクは加工精度上から必ず発生してしまうため、本装置においてはタービントルク調整用ノズルを設け、その調整によりできるだけ減少させるように設計した。タービントルクの大きさは $10^{-6} \text{ N}\cdot\text{m}$ のオーダーなので、正確に測定する事はかなり困難である。この測定については、従来行なわれていた方法と、本文において新たに採用した方法について述べる。

(1) 方法 1

模擬衛星を浮上させ、放置しておくことタービントルクのある方向に回転し始める。摩擦トルクが零であれば、その回転速度は時間に対して 2 次曲線に沿って増大するが、軸受および衛星本体が大気から受ける摩擦トルクのために、ある平衡状態に達し一定回転速度になる。放置せずにあらかじめ衛星を回転させて置くと摩擦トルクのため回転速度は減衰するが、その減衰特性はタービントルクの発生する方向が一定方向故に、初期の回転方向に

よって異なる。タービントルクの方向を上から見て CCW (Counter Clockwise) (これを正) とし、CW (Clockwise) CW 方向の見かけの摩擦トルクをそれぞれ T_{CW} , T_{CCW} とすると

$$\left. \begin{aligned} T_{CW}(\omega) &= T_f(\omega) + T_a(\omega) + T_t \\ T_{CCW}(\omega) &= T_f(\omega) + T_a(\omega) - T_t \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

と表わせる(ここでは垂直軸まわりのみを考慮しているので、スカラーで表現する)。ここで T_f , T_a は軸受、大気の摩擦トルクであり、 T_t はタービントルクである。 $T(\omega)$ はトルクが回転速度 ω の関数になっている事を表わしている。(2)式より CW 方向のトルクが大きいため、CW の減衰の仕方が CCW よりも早くなる事がわかる。結局タービントルクは

$$T_t = \frac{T_{CW}(\omega) - T_{CCW}(\omega)}{2} \quad (3)$$

より求める事ができる。

この方法の欠点は、 T_a を CW でも CCW でも等しくするために軸対称なカバーを必要とする事と、 T_{CW} , T_{CCW} が直接求まるのでなく、時間と回転速度の変化の曲線から任意の回転速度時における接線を引いて、その時の勾配を求めてトルクを計算するため誤差が生じやすく、測定時間も長くなる事がある。またタービントルクが微小であるから、衛星本体が持つ大きな慣性モーメントのため速度変化がきわめて小さく、その変化分を求めるのが困難である。

慣性モーメントを小さくするため、衛星をはずして球だけにしてその速度変化を測定しても良いが、このようにすると実際に模擬衛星を支えている場合とは状態が変わってくる。後で補正するとしてもその補正が必ずしも正しいという保証はない。従ってあくまでも実際に実験を行なう状態のタービントルクを測定しようとするこの球のみによる方法では不可能である。

(2) 方法 2

この方式は衛星の姿勢制御を応用したものである(ゼロモーメント方式の応用)。タービントルクを発生する軸まわりに慣性モーメント I_ω のリアクション・ホイールを取り付け、その軸まわりの定値制御を行なう。するとタービントルクによりホイールに蓄積される角運動量 H は

$$H = I_\omega \cdot \omega = \int T_t dt \quad (4)$$

と表わせる。従ってタービントルクの大きさが一定とすると

$$T_t = I_\omega \cdot \frac{d\omega}{dt} \quad (5)$$

となる。この方式の利点は I_ω が衛星の慣性モーメント

I_b に比べ約10万分の1であるため、 $d\omega/dt$ は(1)の方式に比べ約10万倍の感度を得られる事になる(今回行った実験では $I_\omega = 1.35 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_b \approx 15 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$)。この測定中は、衛星は殆ど変位しないため、ある特定の場所(球と球面座がある特定の位置関係にある)のタービントルクを測定するため(1)の方式のように平均化されない。この事は利点にも欠点にもなりうるが、3軸制御実験では、ある位置におけるタービントルクの方が必要となるので、(2)の方法の方が望ましいと思われる。

図6は衛星の重心を球心よりも下げて安定状態にして、ゼロモーメント方式で垂直軸まわりのみを制御し、ホイールの回転数および姿勢角の変化を記録したものである。これと直角軸まわりには、地球重力による振動(振り子運動)が存在して制御軸とカップルするため、ホイールの回転数および姿勢角もその振動分が重畳される。タービントルクを計算する場合はその振動を除いた平均の傾斜をとるものとする。

制御回路は補償要素として進み補償を入れただけなので、タービントルクによって姿勢もずれてしまう。従ってこの制御方式では、タービントルクが働くとホイールに角運動量として蓄積されるが、姿勢もわずかに変化するので、衛星本体にもタービントルクの一部が分担されて蓄積される事になる。従ってタービントルクを計算する場合、この両者の和から求めなければならない。制御系のゲインから、衛星本体に蓄積される角運動量はホイールのその約1割である事がわかった。従ってホイールの回転数の変化から計算したトルクの1.1倍が実際のタービントルクの大きさである。もし制御系の補償要素

に積分補償を加えれば、姿勢は一定トルクが働く限り時間とともにずれる事はないので、ホイールの回転数変化だけから、つまり(5)式からタービントルクが算定できる。

ところで姿勢角のずれ $e(t)$ とタービントルクの間には一定の関係があり、それは制御系の開ループゲインを K とすると、

$$e(t) = \frac{T_t}{KI_b} t \quad (6)$$

となる。但し、この時タービントルクはステップ状に印加したものとし、時間 t も過渡項が収まって定常状態に達した充分長い時間をとるものとする。結局(6)式は定数を与えると、

$$e(t) = 4.96 \times 10^{-2} T_t \cdot t \quad (7)$$

となる。従って上式は姿勢変化からもタービントルクの大きさがわかる事を示している。

図6はこの両方の変化を記録してあるので、独立に2つの方法からタービントルクを求める事ができる。その結果、タービントルクの大きさはほぼ $5 \times 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{m}$ であった。更に図6にはタービントルク調整用圧力調整器 V1 を働かせた時の変化も示してあり、この調整によりタービントルクを減少できる事がわかった(傾斜が少しゆるくなっている)。

実験の結果、タービントルクというものは常に一定ではなく、時間的にも場所的にも変化する事がわかり、大きさも殆ど零から $10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$ 位の範囲で変化した。

2.3 付属装置

前節までは空気軸受装置の構造とその性能について述べたが、本節では、模擬衛星を構成し、その姿勢制御の実験を行なうための各種搭載装置、検出器並びに実験室の環境条件等について説明する。ここで述べる項目はすべての実験に共通な部分であり、大別して搭載装置と地上装置に分けられる。搭載機器としてこの他にその制御方式に応じて種々のセンサ、アクチュエータを使用するが、それについては3.1でふれる。

2.3.1 搭載装置

(1) テレメータ・コマンド装置

模擬衛星を宇宙空間にあるのと同じ状態にして姿勢制御を行なうためには、地上と衛星の間の信号のやりとりを無接触で行なわなければならない。そのための装置がテレメータ・コマンド装置である。通信方法はFM/FM多重方式で、テレメータ7 CH, コマンド4 CHである。地上から発信された信号電波は衛星のアンテナで受信され、復調されて各種アクチュエータを動かす。そのため

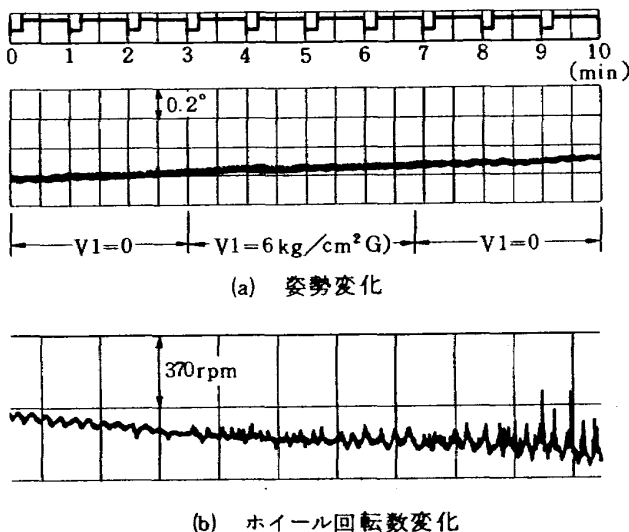


図6 ゼロモーメント方式を応用したタービントルク測定 (V1:タービントルク調整用ノズル圧力)

コマンド信号はテレメータと同じくアナログ信号を送る必要があるため、性能的には往復テレメータ装置といえる。一方衛星からの信号(例えばセンサ信号)は変調されて送信機で地上側に送られ、受信、復調され、制御信号、モニターなどに使われる。テレメータ・コマンド装置の特性を表2にまとめておく。

(2) ガスジェット装置

衛星姿勢制御用アクチュエータの一つにガスジェット装置がある。この装置は減圧弁、電磁弁、電磁弁作動用

アンプ、ノズルより成る。減圧弁は衛星に搭載された空気タンク(ガスとして圧縮空気を使用)から、噴射圧力を調整して必要なスラストを発生させるもので、その圧力とスラストの関係を図7に示す。この測定は模擬衛星を使って行なった:減圧弁の圧力を設定し、衛星を空気軸受で浮上させ、コマンド信号により数十秒間連続噴射させる。そして噴射終了直後の角速度を測定して、(8)式よりトルクを計算し、アーム長からスラスト計算する。つまり、

表2. テレメータ・コマンド装置(搭載部)特性

電源電圧	DC±24 V 非安定	
入力電圧	±10 V アナログ量	
入力インピーダンス	1 MΩ 不平衡	
出力インピーダンス	100 Ω以下不平衡	
直線性	±1 %	
ドリフト	±1 % (25 ± 10 °C)	
利得変動	±1 %	
主搬送波到達距離	5 m	
主搬送波周波数安定度	±20 × 10 ⁻⁶	
テレメータ主搬送波周波数	77.0 MHz	
テレメータ周波数特性		
CH 1	DC ~ 59 Hz	
2	DC ~ 81	
3	DC ~ 110	
4	DC ~ 160	
5	DC ~ 220	
6	DC ~ 330	
7	DC ~ 450	
コマンド主搬送波周波数	76.1 MHz	
コマンド周波数特性		
CH 1	DC ~ 160 Hz	
2	DC ~ 220	
3	DC ~ 330	
4	DC ~ 450	
消費電流	+ 570 mA	- 400 mA
テレメータ変調器	+ 250 mA	- 160 mA
コマンド復調器	+ 220	- 230
送受信器	+ 100	- 10
消費電力	23.3 W	
重量および寸法(mm)		
テレメータ変調器	2.3 kg	250 (W) × 120 (D) × 200 (H)
コマンド復調器	1.8	220 (W) × 120 (D) × 200 (H)
送受信器	2.6	250 (W) × 120 (D) × 200 (H)

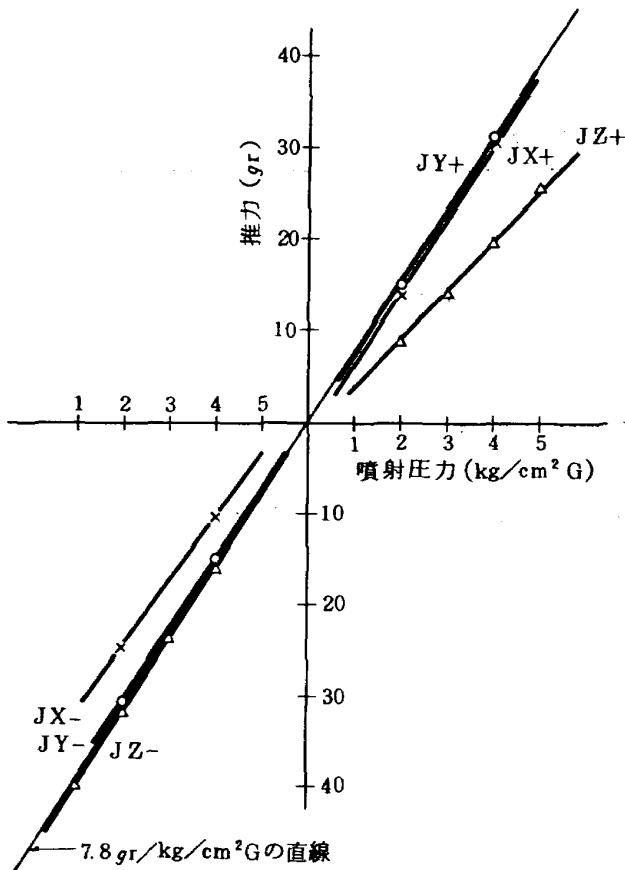


図7 ガスジェット装置推力特性
(x, o, ΔはそれぞれX, Y, Zの測定点を示す)

$$T_j \cdot t_j = I_b \cdot \omega_b \quad (8)$$

$$F_j = \frac{T_j}{r} \quad (9)$$

ここで T_j, t_j, F_j はそれぞれジェットのトルク, 噴射時間, スラストであり, I_b, ω_b はそれぞれ衛星の慣性モーメント, 角速度, r はアーム長である。上式では摩擦トルクは零としているが, 実際は大気による摩擦トルクが大きく影響する。そのため衛星の角速度の変化を記録し, そこから大気の摩擦トルクを推定し, 更に摩擦トルクが零とした場合の衛星の角速度を推定して(8)式の計算を行なった。ノズルは合計6個あり(3軸とも2個づつ), それぞれについて何回か測定し, その平均を求めた(図7)。JX-, JZ+を除いて, 他はほぼ特性が揃っており, 概略スラストは $7.8 \text{ gr/kg/cm}^2 \text{ G}$ ($7.6 \times 10^{-2} \text{ N/kg/cm}^2 \text{ G}$) である。測定時の衛星の慣性モーメントは $14.46 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, ジェット噴射時間は30~60秒であった。

電磁弁で問題になるのは, 入力信号に対する時間遅れである。アンプの時間遅れはほぼ無視できるとして電磁弁の時間遅れを測定してみた。この測定方法は直接的な方法で, ノズルの出口にそこから少し離れた所に圧力セ

ンサ(ここでは圧力センサがなかったため, 振動測定用のプローブを利用)を設定し, ノズルより噴出したジェットがセンサに当たる事から, 電磁弁の動作を検知するもので, コマンド信号とセンサの出力を記録して時間遅れを計算した。その結果, オンの遅れ $t_{ON} = 23 \text{ msec}$, オフの遅れ $t_{OFF} = 53 \text{ msec}$ (減圧弁設定圧力 $2 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$) であり, 実効むだ時間は $(t_{ON} + t_{OFF})/2 = 38 \text{ msec}$ と云える。

ノズルは断面10mm四方のアルミに1mmφの穴をあけただけで, 比推力等については一切考慮していない。

ガスジェット装置の特性を表3に示す。

(3) 空気タンク

空気タンクはガスジェット用の圧縮空気 ($10 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ 未満) を貯えるタンクで, その容量等については表4に示す。衛星に取り付ける時に特に注意すべき点は, 空気が充填された時と空になった時とで, 衛星の重心が変化しないように, タンク内の空気の重心を球心に一致させる事である。 $8 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ に充填された時の空気タンク内に貯えられる空気の重量は, タンクの容積が 0.014 m^3 であるから簡単な計算の結果, 約 150 gr となる。

従って空気の重量も充分考慮する必要がある事がわかる。

取り付け後の検査の結果, わずかの誤差(定量的に正確にはわからない)があるが, 実験が行なえる程度にはなっている事がわかった。また空気タンク取り付けの微調整もできるので, 必要に応じて行なえばよい。

(4) バランス・ウェイト

球心と衛星重心を可能な限り近づけるためには, 重心を微小に移動させる機構が必要となるが, そのためのバランス・ウェイトおよびその微調方法について述べる。バランスは垂直および水平方向についてとらねばならないが, まず垂直方向は模擬衛星の上面と下面テーブルの間に4本の長いボルト(全長にネジを切っている)を取り付け, そこをおもり(円筒状ナット)が上下に動くようになっている。水平方向の調整は, 下面テーブルに, 45° 毎に4本のボルトを水平に取り付け, そこをおもりが動くようになっている(表5参照)。

最初, 模擬衛星のバランスをとる時は次の手順に従う。まず搭載諸装置をほぼバランスがとれるようにして取り付ける。次に水平方向のバランス・ウェイトを移動させて水平方向のバランスをとり, 最後に垂直方向のバランスをとる。水平方向と垂直方向の調整は一応独立して行えるので, これでほぼ重心合せは終了した事になる。実際は, 水平, 垂直方向の調整を何度か繰り返して, 可能な限り球心と重心を近づける。この不一致量を検出する

表3. ガスジェット装置特性

減圧弁		
最高使用圧力		10 kg/cm ² G
圧力設定範囲		0.5 ~ 7.0 kg/cm ² G
個数		3個
電磁弁		
適用圧力範囲		0 ~ 9 kg/cm ² G
オリフィスサイズ		1.9 mm
空気流量		概算 36 × 圧力 (kg/cm ² G) Nℓ/min
流量係数		0.12
動作回数		5 cycle/sec
バルブストローク		0.3 mm
電圧		DC 24 V
電流		初期 400 mA 安定 324 mA
重量		0.4 kg
個数		6個
ノズル		
口径		1.0 mmφ
取付位置		球心より 0.53 m
推力		7.8 gr/kg/cm ² G (図7参照)
重量および寸法 (mm)		1.5 kg 120 (W) × 170 (D) × 140 (H) (減圧弁1個, 電磁弁2個を一体にした時)

表4. 空気タンク特性

形状	円筒
寸法	100mmφ (内径) × 300 mm
材質	アルミニウム
個数	6個
内容積	0.014 m ³
充填圧力	10 kg/cm ² G未満

表5. バランスウェイト

垂直方向	
ストローク*	+ 65 mm - 155 mm
取付ヶ所	4ヶ所
おもり重量	260 gr (1ヶ所当り)
水平方向	
ストローク	100 mm
取付ヶ所	4ヶ所 (45° おき)
おもり重量	260 gr (1ヶ所当り)
分解能	無限
* 球心より上側を+, 下側を-で表わす。	

センサは特に設けず、衛星を任意に傾けてそのまま姿勢が保持されるか、ある方向に動き出すかによって、どのバランス・ウェイトを調整したら良いかを判断する。この方法がある程度習熟すれば、比較的短時間にバランス調整は完了する。

(5) 電 源

搭載機器の電力はすべて充電可能な $NiCd$ 電池が供給する。容量等については表6に示した通りで、 ± 24 VDC (非安定)系をベースに、 ± 15 VDC (安定)系もDC/DCコンバータによって供給される。 24 Vは 1.2 Vの単一 $NiCd$ を20個直列に接続したもので、その時の実験に応じて、十側の容量を多くするか、一側の容量を多くするかを選択し、一回の充電で、できるだけ実験時間が多くとれるよう、平等に電力が消費されるようにしている。

実験時以外で搭載機器を動作させる時や、機能チェックをする時は、外部電源(地上側)から有線で電力を供給し、合わせて $NiCd$ も充電できるようにしている。

電源の重量および容量に関しては、実際の衛星はもちろん、模擬衛星の場合でも重要な問題で、特に重量を減らすために搭載諸装置の消費電力低減化を計る必要がある。

る。容量に関しては、最低1時間以上、連続実験が可能になるように見積もっている。

2.3.2 地上装置

(1) テレメータ・コマンド装置

地上側のテレメータ・コマンド装置は、搭載側のものと異なり、AC電源で、同一筐体にすべておさめている。500mmラックに取り付け、出力が小さいのでアンテナはできるだけ衛星に近くなるようにしている。

(2) アナログ計算機

各種姿勢制御方式の制御回路および簡単な計算機シミュレーションを行なうために、アナログ計算機が使われる。本計算機はデジタル計算機とも接続可能なアナログハイブリッド計算機であり、姿勢制御方式も現在のアナログ制御から順次、アナログ・ハイブリッド、デジタル制御に移行する予定である。アナログ計算機の構成等については表7にまとめてあり、外觀図を図8に示す。

(3) X-Yトラッカー

地上側から模擬衛星の姿勢角を無接触で検出するための装置で、衛星上の点光源(発光ダイオード)の位置を、撮像管に静電型イメージディセクタを用いたテレビジョンカメラで計測し、そのX-Y信号をアナログ量として

表6. 電 源 系 特 性

電 池	NiCd
電 圧	1.2 V
寸 法	単1サイズ
容 量	3.5 Ah
充電電流	0.35 Ah
電 圧(1ケース当り)	DC 24 V (1.2 (V)×20 (個))
重 量(")	3.1 kg
容 量	24.8 kg (8ケース・標準装備)
	15.0 Ah (+24 V側) 15.0 Ah (-24 V側) } 要求に応じてこの比率は可変
DC/DCコンバータ	
入力電圧	DC 24 V ± 10 %
出力電圧	DC ± 15 V
出力電流	± 1 A
負荷変動率	0.05 % + 10 mV 以内 (無負荷 → 100 % 負荷変動に対して)
リップル	30 mV P-P
ドリフト	(0.05 % + 10 mV) / 8 H 以下 (始動1時間後)
過電流保護動作点	+ 1.6 A, - 1.45 A
許容周囲温度	- 10 ~ + 50 °C
寸法 (mm)	156 (W) × 189 (D) × 120 (H)
重量	2.1 kg

出力する。3点まで同時に計測できるので、これらの信号をデジタル計算機で適当に処理する事により、3軸の姿勢角(オイラー角で表現)がわかる(実際は2点を計測するだけで3軸分の姿勢角がわかる)。点光源は衛星の上面に取り付け、X-Yトラッカーがそれを上から見るようにしてある(実際は平面鏡を設けて、X-Yトラッカーは真横から見るように設定し、等価的に上方から見る)。その理由は、スピン衛星やバイアス・モーメン

タム方式の衛星の場合に発生するニューテーション運動をモニターするためである。X-Yトラッカーの特性を表8に、またその外觀図を図9に示す。

オイラー角が小さい場合、信号処理をしなくても、近似的にX-Yトラッカーの出力信号がそのまま衛星の姿勢角を与えるので、例えばニューテーション運動を記録する場合、そのままX-Yレコーダに書かせても良い。特に厳密に、しかも3軸分の姿勢角を出す場合のみ、デ

表7(a) アナログ計算機特性

演算方式	低速演算, 低速, 高速, 超高速の繰返し, 自動および混合自動演算, アナログ・ハイブリッド演算	
接続方式	カラープリパッチ方式	
演算電圧	±10 V	
出力電流	20 mA MAX	
制御電圧	+5 V (理論値 $\pm 1\%$), 0 V (理論値 $\pm 0\%$)	
演算モード	ONE SHOT; RS, IC, OP, HO REPETITIVE; 2モード(IC, OP), 3モード(IC, OP, HO)	
繰返し演算時間	100 μ sec ~ 10 sec	
静的精度		
線形要素	高精度形 $\pm 0.01\%$, 標準形 $\pm 0.05\%$	
非線形要素	$\pm 0.05\% \sim \pm 0.5\%$	
動的精度		
サークルテスト値	0 ~ 0.04 %/cycle	$\omega = 1$ rad/sec
	0 ~ 0.04	$\omega = 10$
	0 ~ 0.1	$\omega = 100$
	0 ~ 0.8	$\omega = 1000$
タイムスケール	1, 10, 100, 1000	
演算増幅器		
形式	FETチョッパー使用ドリフト補償形	
利得	140 dB	
周波数特性	8 MHz	
スルーレート	20 V/ μ sec (加算係数器倍率1の場合)	
ドリフト	5 μ V/day (")	
温度特性	3 μ V/ $^{\circ}$ C (")	
連動計算	2台以上可能	
環境条件		
温度	0 ~ 40 $^{\circ}$ C (ただし 23 \pm 3 $^{\circ}$ Cにて性能保証)	
湿度	30 ~ 85% (ただし 65 \pm 10%にて性能保証)	
電源電圧	AC 100 V \pm 10% (50/60 Hz)	
消費電力	約 300 VA	
寸法(mm)	1240 (W) \times 655 (D) \times 86.0 (H)	
重量	250 kg	

表 7 (b) アナログ計算機構成

加算係数器	8 ユニット	32 台
加算積分器	12	24 (個別制御可能, 加算係数器としても使用可能)
演算増幅器	1	4
ポテンショメータ	6	60
乗除算器	4	8
コンパレータ	1	8 (コンパレータ) 2 (リレー要素)
コンパレータ・電子スイッチ	2	
		8 (コンパレータ) 8 (電子スイッチ) 4 (リレー要素)
ロジックゲート	1	
		8 (2入力ゲート) 2 (3入力ゲート)
G P R	2	
		8 (フリップフロップ) 4 (2入力ゲート) (J-KおよびS-Rフリップフロップ, カウンタ, シフトレジスタとして使用可能)
カウンタ	1	
補助インピーダンス	1	2
可変関数発生器	1	
出力ユニット	1	
トランクス	1	
コントロールユニット	1	
増 設	5	(ハイブリッド演算用)

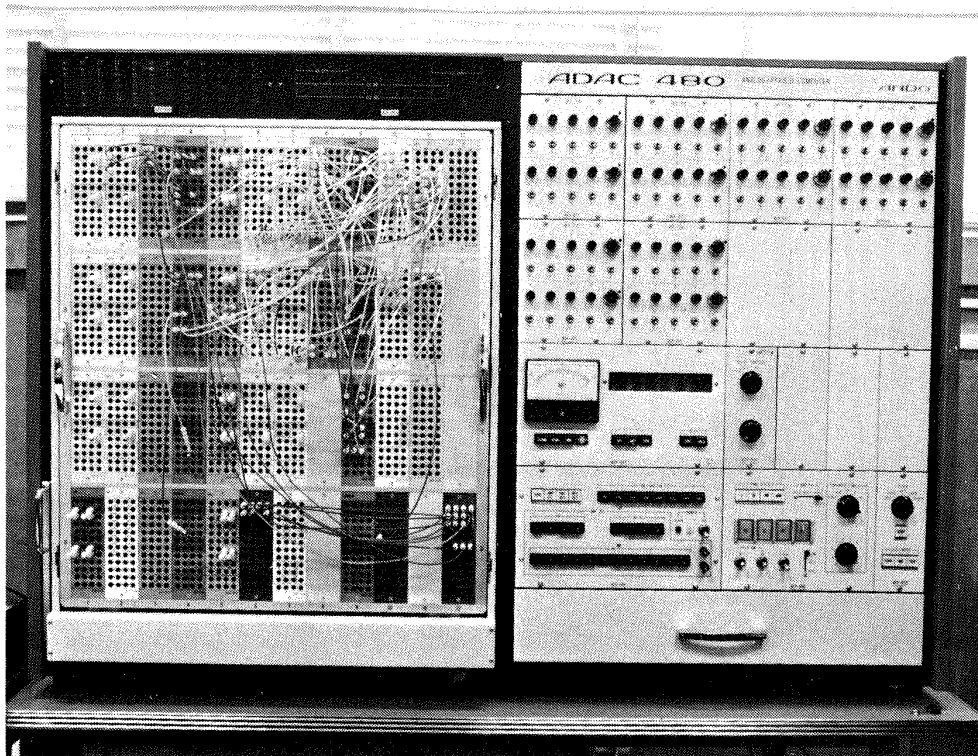


図 8 アナログ計算機外観図

表 8. X-Yトラッカー特性

撮像管	1 $\frac{1}{2}$ インチ 静電集束, 静電偏向型 イメージディセクタ	
走査方式		
映像走査	毎秒像数	30 枚
	走査線数	525 本
	走査周波数	15.75 KHz (水平)
		60 Hz (垂直)
	インターレース	2 : 1
	走査縦横比	1 : 1
計測走査	毎秒像数	15750 枚
	走査周波数	315 KHz (水平)
計測方式		15.75 KHz (垂直)
計測点の検出	自動: 視野内の明点 3 点または 1 点を自動的に検出 手動: ライトペンにより計測点を選択	
サンプリングレート	1 点: 15.75 KHz 3 点: 5.25 KHz	
出力電圧	± 5 V (X, Yとも)	
出力インピーダンス	約 500 Ω	
計測精度	$\pm 2\%$ FS 以下	
光学系	f = 50 ~ 300 (F = 4.5) のズームレンズ	
電源	AC 100 V ± 10 . (50/60 Hz)	
消費電力	約 150 VA	

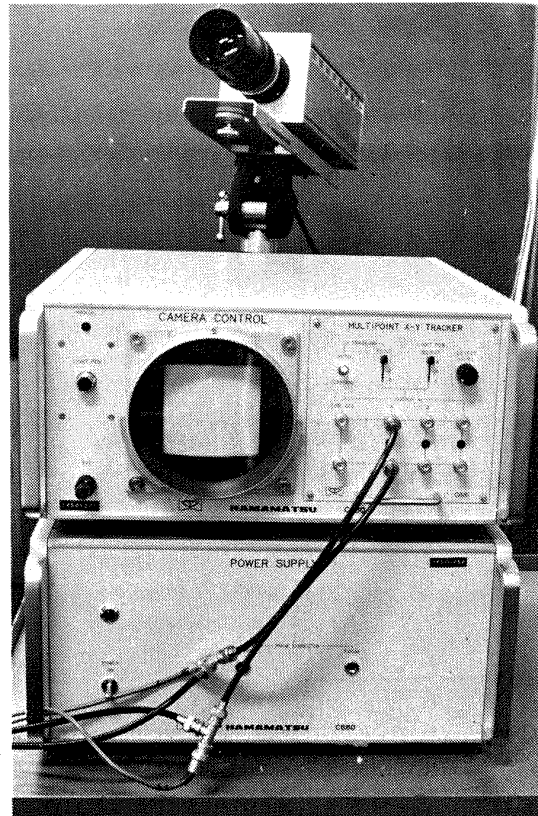


図 9 X-Yトラッカー外観図

デジタル計算機で信号処理をする事にしている。

(4) デジタル計算機

図10, 図11はデジタル計算機(ミニコンピュータ)の構成図および外観図である。当面の目的は(3)でも述べたように、信号の処理装置として使用される。つまりX-Yトラッカーの4出力信号はフィルタリング, 補正計算の後, 3個のオイラー角に実時間でアナログ出力される。³⁾ 将来, デジタル制御を行なう場合には, その制御

回路を構成する装置として主要な役割を果たす。

ソフトウェア・ライブラリとしては, RDOS, FORT RAN IV, 外部入出力制御用ライブラリ, グラフィック・ディスプレイ用ライブラリが使用される。

2.3.3 空気清浄化装置

球および球面座は精度上, 塵埃を特に嫌うため, 3軸テーブル装置全体をクリーンルームに入れる必要がある。本設備の場合, 部屋全体をクリーンにし, その中にある

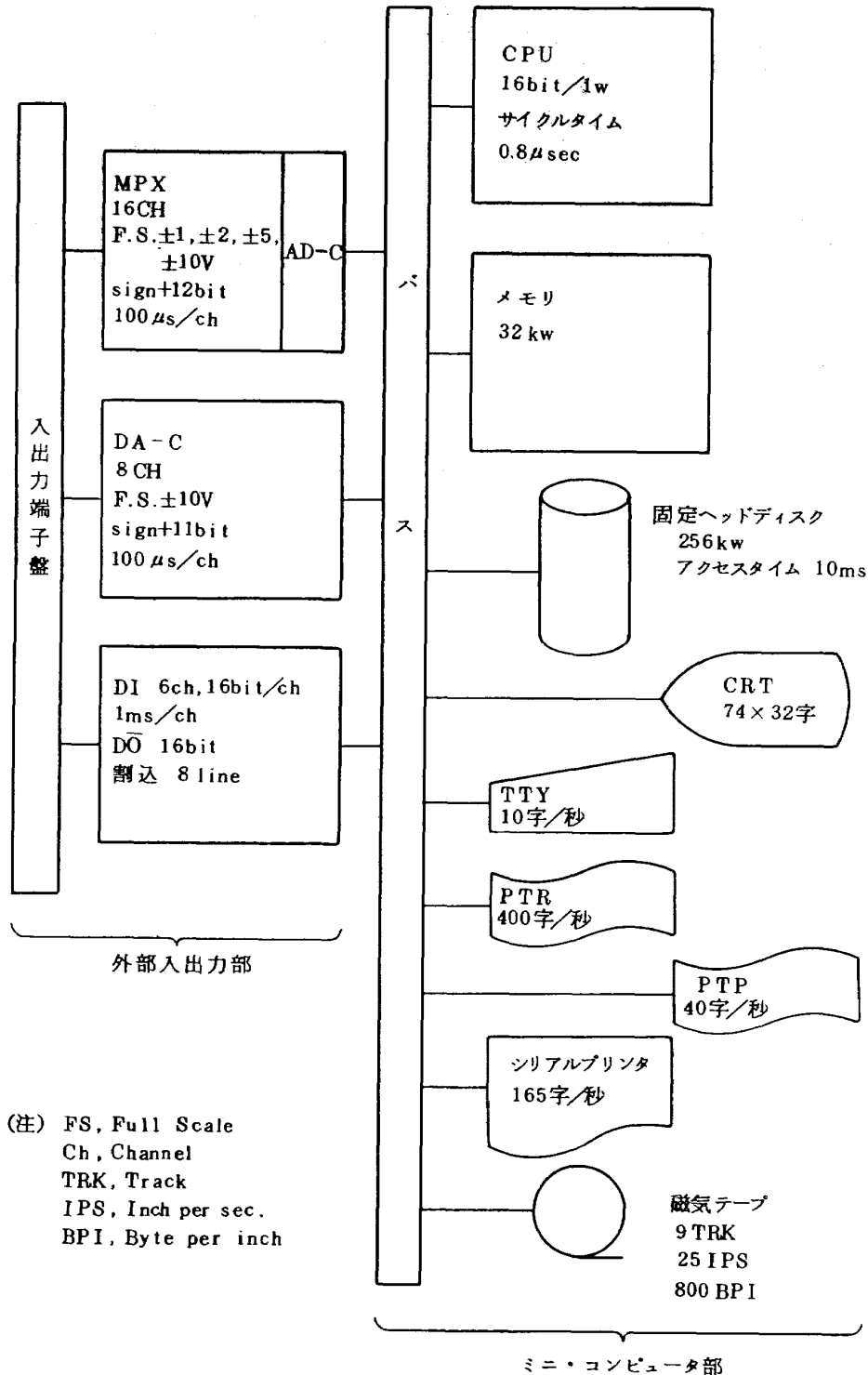


図10 デジタル計算機構成図



図 11 デジタル計算機外観図

表 9. 空気清浄化装置特性

部屋全体の空気清浄化装置

部屋の大きさ	89.8 m ² (床面積)
	341.1 m ³ (容積)
流入風量	約 40 m ³ /min
清浄度*	クラス 50,000
	クラス 15,000 以内 (測定結果)

3 軸テーブル装置の空気清浄化装置

架台寸法 (mm)	4800 (W) × 3000 (D) × 2200 (H)
ファン風量	40 m ³ /min (10 min × 4 台)
清浄度	クラス 2000 (非作業時)
	クラス ≈ 0 (測定結果)

* 空気 1 ft³ 当り 0.5 μm 以上の塵埃の個数で表わす。

3 軸テーブル装置を更にクリーンルームに入れるという二重構造をとった。その理由は、部屋自体は外部と直接接触しており、ドアの開閉で必ずゴミ、ほこり等が入るため、もう 1 段清浄化が必要となるからであり、もう 1 つの理由は、空気流の乱れをシャ断するためである。というのは、実験中、人が衛星の近くを通っただけで人の動きによる空気の流れが、衛星本体に外乱として作用するからである。

部屋全体の清浄化は、ドアや窓からほこり等が入り込

まないようにするために、部屋の圧力を外部よりも少し高めにしている。そのため空気取入口にフィルタおよびファンを取り付け、強制的に空気を吸い込み、窓を完全にシールする。これにより人の出入りによる時以外はほこり等が入らないようになる。

3 軸テーブル装置の清浄化は、装置全体を楽におおえる大きさの架台のまわりに透明ビニールをかけ、下部におもりをつけ、架台上部にモータファンおよびフィルタを取り付け、そこから清浄化された空気を吸い込み、下

から逃がすという方式をとる。このモータファンは昼夜稼働し、実験する時のみ止めるようにしている。

これらの装置を整備して1年以上経過(1976年4月現在)したが、現在何のトラブルも起っていない。

装置の特性を表9に示す。

3. 3軸制御実験例

2章において3軸テーブル装置の概要について述べた。3章ではこの装置でいくつかの実験を行なってみたのでその結果を述べ、ハードウェア実験の妥当性についてもふれる。実験例として、バイアス・モーメントム方式を採用した衛星の姿勢制御を行なう。それに使用する制御機器は、2.3節で述べたものの他に、ロール、ピッチの2軸の姿勢角を検出する姿勢センサと、アクチュエータとしてのバイアス・モーメントム・ホイールである。

まず3.1で、本実験用に試作した姿勢センサとバイアス・モーメントム・ホイールについて簡単にふれ、3.2で実験を行なった制御系の動作原理を述べて、最後に3.3でその実験結果を示す。

3.1 制御要素

(1) 姿勢センサ

検出素子は図12に示したように4つに分割されたシリコン・フォートダイオードで、地上に設置した模擬地球あるいは模擬太陽を素子上に結像させ、その像が4つの素子の中心上にあれば、各素子の出力は皆同じとなり、姿勢誤差出力は零となる。衛星の姿勢が狂うと、像は素子の中心からずれるので、4つの出力信号が異なり、素子の上下および左右の出力の差をとる事により、上下および左右の誤差角を出す事ができる。この動作について図12のブロック線図に沿って説明する。4つに分割さ

れた素子A1~A4に像が結ぶと、その面積に比例した電流が流れ、01~04の電流・電圧変換器で電圧に変換され、11~14のローパスフィルタを通して#1~#4の出力電圧を得る。X₁の出力は素子の左右の出力差をとり、X₂の出力は素子の上下の出力差をとる事により、それぞれロール、ピッチの誤差を得る事ができる。Yの出力は素子の全出力を加算したもので、この値でX₁、X₂を割る事により、光源の光量が変化したり、素子の劣化が起ったりしたような場合、その影響が出力に姿勢誤差として現われないように規格化している。

検出素子のシリコン・フォートダイオードは、各素子間に特性の違いが生じないように、1つのウェーハを4分割にしている。素子の特性については表10に示し

表10 姿勢センサ特性

受光素子	シリコンフォートダイオード
受光面積	1.0 cm ²
スペクトル範囲	0.35 ~ 1.13 μm
感度(0.9 μm)	0.5 μA/μW
立ち上り時間	10 ns
作動温度範囲	-65 ~ +150°C
光学系	f = 43 ~ 86 mm (F=3.5)ズームレンズ ニコンマウント
電源電圧	DC ± 24 V 非安定
消費電流	+ 120 mA - 100 mA
消費電力	5.3 W
寸法(光学系含む)(mm)	100(W) × 300(D) × 100(H)
重量(")	3.5 kg

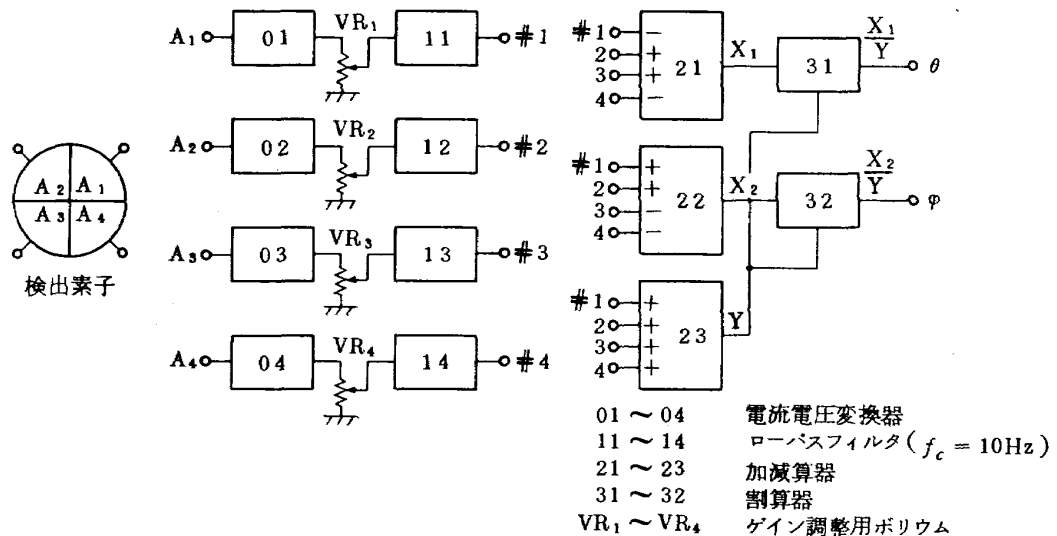


図12 姿勢センサ用回路ブロック線図

であり、図 13 は試作した姿勢センサの外観図、図 14 はその特性である。

(2) バイアス・モーメントム・ホイール

バイアス・モーメントム・ホイールは大きなフライホイールを付けたモータを高速で回転させて、必要な角運

動量を衛星に与える機器で、その断面図を図 15 に示す。駆動方式は DC ブラシレスモータで、回転子に永久磁石を使い、ホール素子で固定子に対する回転子の相対位置を検出し、固定子巻線に流す電流を制御して、回転数を制御する。この駆動方式の特長とするところは、

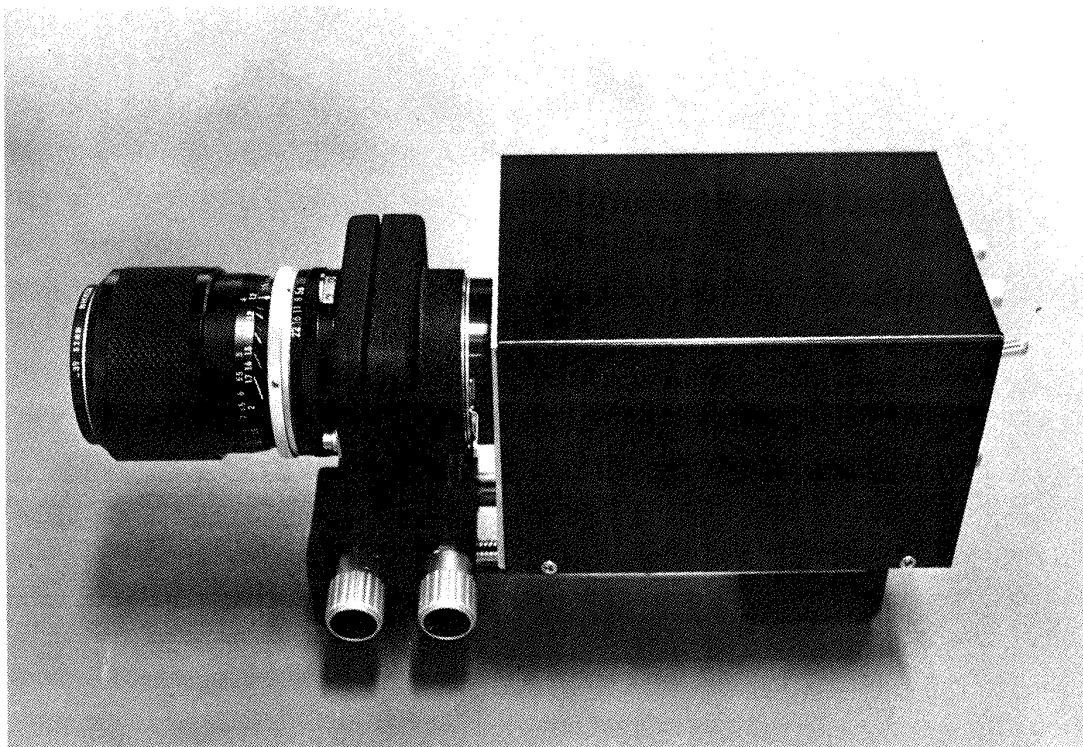


図 13 姿勢センサ外観図 (全長 300mm)

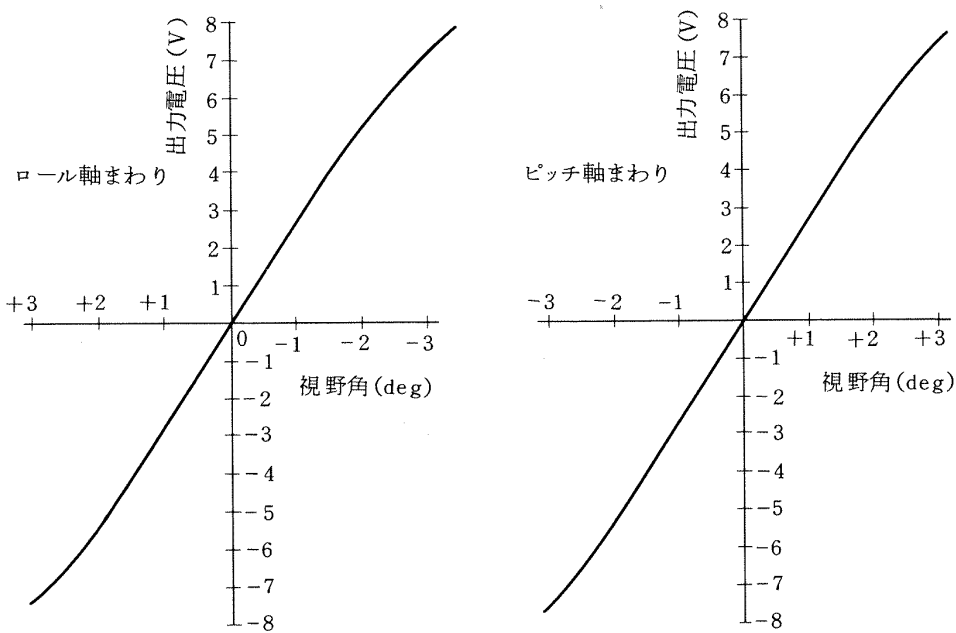


図 14 姿勢センサ出力特性
($f=43\text{mm}$, $F=8$, 光源と光学系までの距離 1600mm)

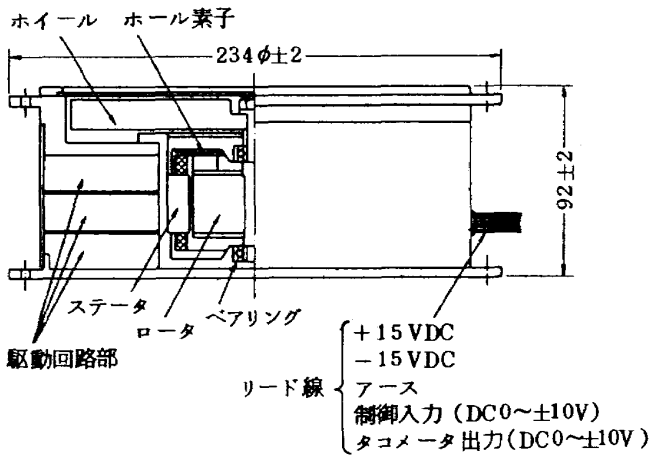


図 15 バイアス・モーメンタム・ホイール断面図

- (i) 直流電動機としての良好な速度制御性を有す
- (ii) 回転子の発熱を考えなくても良いので、完全真空にする事ができる
- (iii) ブラシを必要としないので、交流電動機と同等の長寿命を有す
- (iv) 効率が良い
- (v) 構造が簡単

などである。DC ブラシレスモータはこれらの特長を有するが故に、将来宇宙機器として実用化される可能性が強いし、現在、既に諸外国において使われている。本装置は実際の衛星搭載用に開発したものではないが、その将来性を考えて実験用に試作したものであり、その特性を表 11 に示す。

このモータの取り付け軸は、ピッチ軸に角運動量を与えるようにピッチ軸と平行であり、モータの回転数は、一定バイアス値（モーメンタム・ホイールとして使用）の上下に多少変えられる（この場合、定格値の±10%）ようになっており、この変化分でピッチ軸の制御を行なう（リアクション・ホイールとして使用）。

3.2 制御系

ここで行なった実験は、(1)ジェット噴射によるロール角変更と、(2)ピッチおよびロール軸制御（保持または定値制御）である。まず(1)、(2)の実験に共通なジェット噴射の方法について、実際の実験データをもとに定性的に説明し、次に(1)、(2)の実験の制御系およびその制御回路について述べる。

バイアス・モーメンタム方式のように、衛星にある値の角運動量を与えて姿勢を保とうとする方式においては、ジェット噴射による衛星への影響としてニューテーション発生がある。ニューテーションのない状態というのは、角運動量ベクトルと衛星のピッチ軸が一致している時である。今、ジェットを噴射すると角運動量ベクトルはそ

表 11 バイアス・モーメンタム・ホイール特性

駆動方式	DC ブラシレスモータ
ステータコア	H 23 (ハイライトコア)
外径	84 mmφ
内径	60 mmφ
スロット数	8
厚さ	14 mm (0.5 mm 積層)
ロータ	アルニコ 5 (WM-9)
残留磁気	11000 ~ 12000 ガウス
抗磁力	670 ~ 760 エルステッド
最大エネルギー積	4.2×10^6 ガウス・エルステッド
外径	59 mmφ
内径	48 mmφ
極数	2
厚さ	14 mm
位置検出素子	ホール素子 (NMH-15)
電源電圧	DC ± 24 V (後に DC ± 15 V に変更)
制御電圧	DC 0 ~ ± 10 V (アナログ量)
消費電力	15 W 以下
慣性モーメント	1.0×10^{-2} kg · m ²
定格回転数	3150 rpm
回転数可変範囲	定格回転数の ± 10 %
角運動量	3.30 ± 0.33 N · m · s
寸法	234 mmφ × 92 mm
重量	5.6 kg

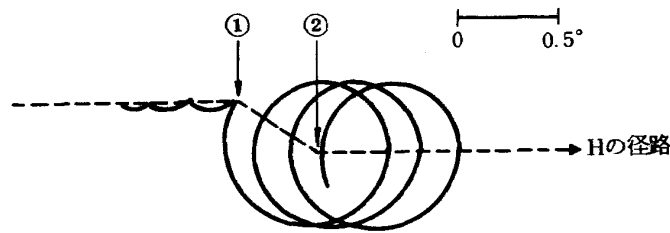
の噴射中に移動するが、ピッチ軸は瞬間的についていく事ができず、結局ジェット噴射後は、角運動量ベクトルを中心にそれとピッチ軸のなす角を半頂角とするニューテーション運動が始まる。

本実験で行なったジェット噴射方法は 2 発を 1 対として噴射し、ジェット噴射によるニューテーションの発生をなくすもので、2 インパルス法と称する。この方式ではジェット噴射前のニューテーションはそのまま保存されてしまうが、1 発目の噴射によって発生したニューテーションは 2 発目の噴射で打ち消す事ができる。図 16 (a) (b) はその様子を示したもので、実際に行なった実験結果であり、実線はピッチ軸の動き、破線は角運動量 H の動きを示している。(a) は 1 回のジェット噴射によって生ずるニューテーション運動を示したもので、噴射終了後、 H は①から②に移り、②のまわりにニューテーションが発生している。本実験ではニューテーションダンパを搭載していないので、ニューテーションは殆ど減衰し

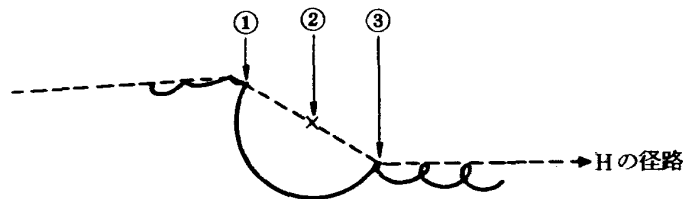
ない。尚 H が徐々にずれてくるのは、模擬衛星の重心と球面空気軸受の球心が完全に一致しないため、地球重力により生ずるプレセッショントルクに起因している。これに対し(b)では、2回噴射する事により、ニューテーションは半円ただけでおさまっている。これは2回目の噴射を、ニューテーション周期の $1/2$ 経過後、同じジェットを噴射する事によって行なわれる。つまり1回の噴射で H は①から②に移り、それと同時にピッチ軸は②を中心に半径①-②のニューテーション運動をし、半周期後に③に来る。その時、2回目のジェットを噴射すると H は②から③に移り、③で H とピッチ軸は一致、つまり

ニューテーションが零になる。このように2インパルス法を採用すると、ジェット噴射を行なっても、ニューテーションは半円ただけで噴射前の大きさにおさまる事がわかる。

この制御回路はアナログ計算機により構成されるが、それは1発目のジェット噴射パルスをモノステーブルマルチで発生させ、それと同時にニューテーション半周期の時間遅れを得るために積分器をオンさせ、それがある値を越えるともう1発のパルスをモノステーブルマルチで発生させるようにした。ロール軸制御を行なう場合もこれと同じ回路であるが、この他に不感帯を作るための

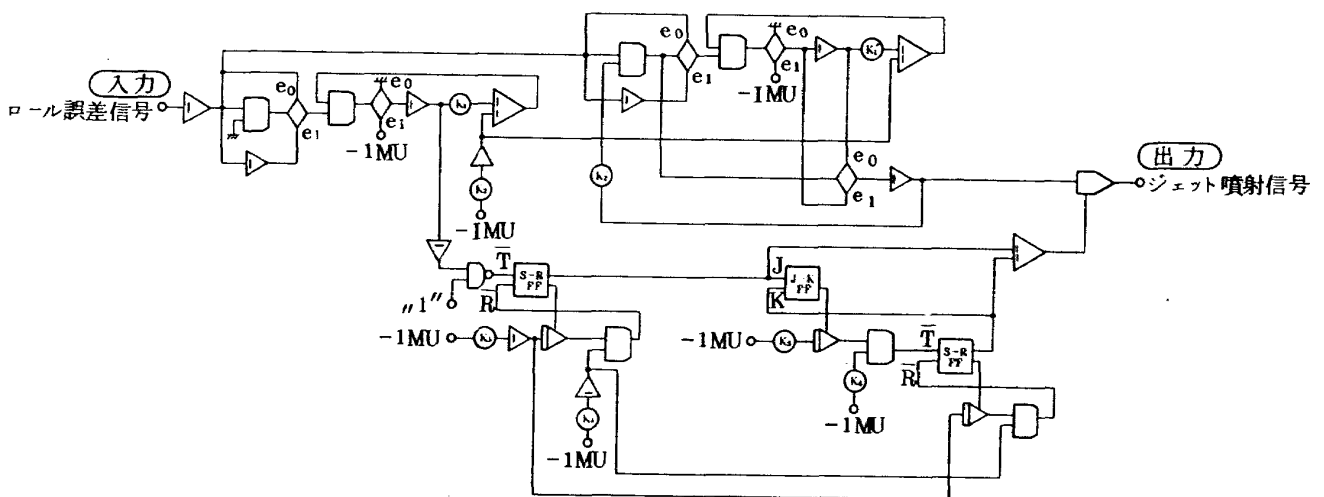


(a) 1回のジェット噴射によるニューテーションの発生



(b) 2インパルス法

図16 ジェット噴射によるニューテーション運動



- ▷ 加算係数器 K_1, K_2 } ロール許容誤差設定
- ▷ 加算積分器 (個別制御) K'_1, K'_2 }
- フリップフロップ K_3, K_4 ジェット噴射時間決定
- コンパレータ K_5, K_6 遅れ時間設定
- ▷ 割算器
- ◇ 電子スイッチ

図17 ロール軸制御用回路

リレーヒステリシス回路および符号判別回路を追加した(図17)。更に実験(2)の場合はピッチ軸まわりの制御も行なわなければならないが、その時の補償回路は単に進み補償を行なっただけであり、ダンピング比 $\zeta=0.7$ 位になるように設計した。

3.3 実験結果

3.3.1 ジェット噴射によるロール角変更

バイアス・モーメント方式を採用した衛星は、その姿勢を変更、例えば観測機器の指向方向変更などをしようとする場合、かなり大きな外部トルクが必要となる(ピッチ軸まわりはこの限りではない)。実験(1)として、この外部トルクにガスジェットを使用して衛星のロール角変更を試みた。その時、ジェット噴射後ニューテーションが発生しないように前記の2インパルス法を採用した。その時の実験結果を図18に示す。衛星に与えられている角運動量の大きさは $H=3.30\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ で、ジェットにより加えられた角運動量は $\Delta H=0.04\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ (アーム長0.53m, スラスト0.15N, 噴射時間0.5秒)であるから、1回の噴射によるロール角変更の大きさ $\Delta\theta$ は

$$\Delta\theta = \tan^{-1} \frac{\Delta H}{H} \approx 0.7 \text{ (deg)} \quad (10)$$

となる。本実験では2回噴射しているので、合計1.4(deg)の変更を行なった事になる。図18からみてもわかる通り、この方式では初期のニューテーションの減衰は得られない。

3.3.2 ピッチおよびロール軸制御

バイアス・モーメント方式の利点は、ヨーセンサが不要という事である。これは衛星の軌道運動に伴なって軌道の1/4周期毎にヨー誤差がロール誤差として現われてくるから、ロール軸制御を行なうだけで、結果的にヨー軸制御もできるからである。現時点では、まだ軌道運動を行なわせる軌道模擬装置が未完のため、上記で述べ

た方法でヨー軸制御は行なえないが、ピッチおよびロール軸のみの制御を行なったので実験(2)として示しておく。ピッチおよびロール軸姿勢誤差は3.1の(1)で述べた姿勢センサにより検出される。

ピッチ軸まわりの制御は、ピッチ軸がバイアス・ホイールの回転軸と平行になっているため、ホイールの回転数を変化させる事によって行なわれる。この点ではゼロモーメント方式と同じで、ホイールの回転数変化に伴なう反作用トルクで制御している。ロール軸制御は、ロール誤差にある幅の不感帯を設け、その許容誤差を越えようとするときジェットを噴射して、許容内におさまるようにしている。その時、ジェットの噴射は2インパルス法を採用する。ヨー軸制御は、上述したように軌道運動が含まれないため制御できず、姿勢誤差は徐々に大きくなっていく。

これらの実験結果を図19、図20に示す。図19はピッチ軸の動きをロール・ヨー平面で表わしており、点光源をX-Yトラッカーで追尾し、X-Yレコーダに記録したものである。この図から明らかなように、ロール誤差は $\pm 0.8(\text{deg})$ の許容値内におさまっており、ヨー誤差は無制御のためどんどんずれていく事がわかる。尚、0.8(deg)の許容誤差にしたのは特に理由はないが、主として重心と球心の不一致による実験装置の外乱トルクがもっと小さくできれば、この許容値も小さくする事ができる。図20は各軸の姿勢変化、ホイールの回転数変化およびジェット噴射時点を示している。ヨーの姿勢は衛星外の姿勢検出器(この場合、X-Yトラッカー)の出力である。ジェット噴射は①①'.....⑤⑤'で示してあり、図19とも対応している。スラストは7.8gr, アーム長0.53m, 噴射時間0.25秒で、2発目はニューテーション周期(この場合18.6秒)の半周期の9.3秒後に噴射している。2発目の噴射時刻を、ニューテーション周期の半周期後としない方法⁴⁾もあり、これらの点については今後検討の余地がある。ピッチ軸はホイールで制御されており、姿勢もほぼ一定に保たれている。その時のホイールの回転数は外乱トルクの大きさに応じて少しずつ変化しているのがわかる。この変化分から、ピッチ軸まわりの外乱トルクの大きさは約 $5 \times 10^{-5}\text{ N}\cdot\text{m}$ と思われる。他軸の外乱トルクもその姿勢の変化の割合から、ロール軸まわりは約 $7 \times 10^{-4}\text{ N}\cdot\text{m}$, ヨー軸まわりは約 $4 \times 10^{-4}\text{ N}\cdot\text{m}$ と見積もられる。これらのトルクは宇宙空間におけるよりも1桁以上大きい。

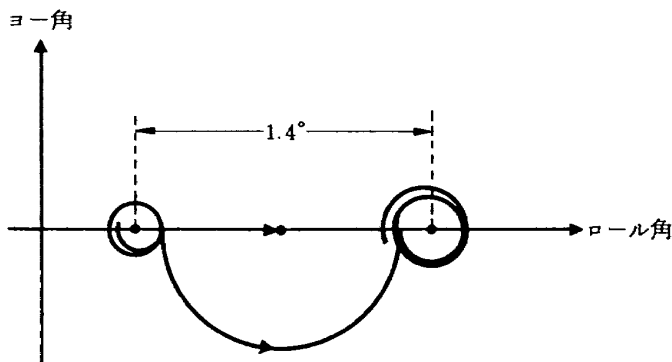


図18 ロール角変更

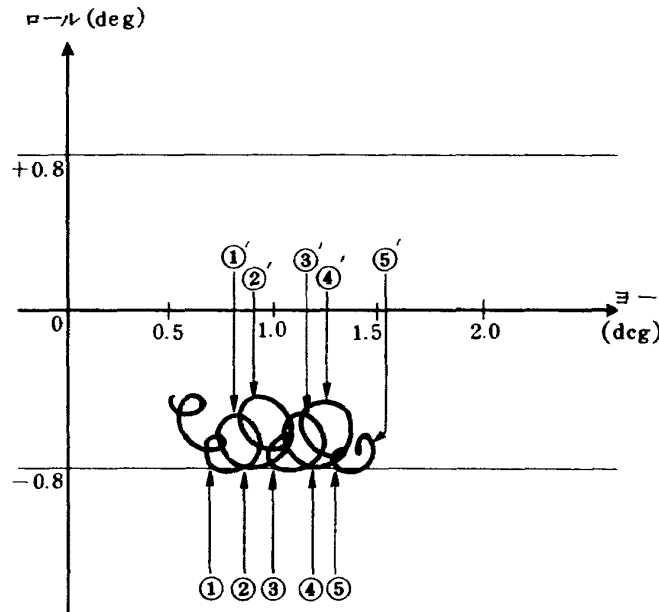


図 19 ロール・ヨー平面

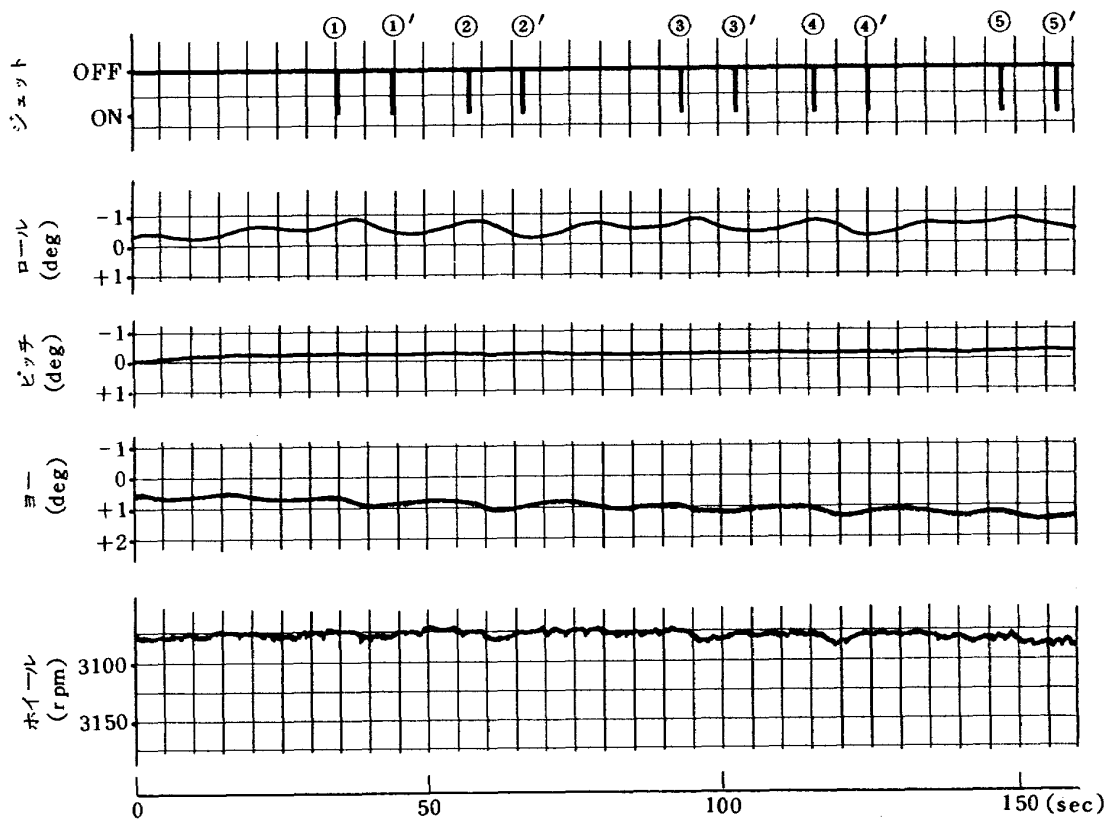


図 20 ピッチおよびロール軸制御

4. あとがき

航技研に設置された球面空気軸受式3軸テーブル装置について説明した。本装置を使用して行なう人工衛星の姿勢制御のハードウェア実験は、各種搭載機器の総合試験を行なうという意味からいっても非常に重要であり、また衛星の姿勢制御系のシステム設計の基礎資料を得る

事にもなる。更に制御を行なう場合、それに必要な各種アクチュエータやセンサを試作しなければならないが、それらの製作にあたってできるだけ実際の衛星に搭載できる方向に持っていけるように心がけた。それらについては今後、順次報告していくつもりである。

本装置を用いて行なった実験は、本文でも述べたロー

ル角変更, ピッチおよびロール軸制御の他に, 非対称スピン衛星の能動ニューテーション制御⁵⁾も行なった。更にこれらの実験において求めなければならない主要パラメータである模擬衛星の慣性主軸の決定および慣性モーメントの測定も, 本装置をそのまま利用して行なった。⁶⁾これから行なおうとしている1ジンバル付バイアス・モーメンタム・ホイールによる姿勢制御の実験も, 計算機シミュレーションだけでは, ジンバルのクーロン・フリクションや粘性抵抗がなかなか数学的モデルで表現しにくいため不十分であり, どうしてもハードウェア実験がかかせない事からもその結果が注目される。

設備面では, 軌道運動を模擬する装置が残されているが, これは模擬地球(14~16 μ mの波長範囲で最大副射になるように温度制御)を衛星のまわりをゆっくり回転させる事によって実現しようとしており, 現在製作中である。この装置が完成すると, まえがきにも述べたように各種の制御モード実験を行なう事ができる。

参 考 文 献

- 1) 村上力他: 人工衛星の姿勢制御研究用1軸テーブル装置について, 航技研資料TM-257 (1974)
- 2) 岩田忠已, 河原紀男: 球面静圧空気軸受, 島津評論 Vol. 27. No. 1 (1970)
- 3) 木田隆, 狼嘉彰: 3軸制御実験用テーブルの姿勢角測定装置 第19回宇宙科学技術連合講演会講演集 PP. 121-124 (1975)
- 4) R. P. Iwens et al: Precision Attitude Control with a Single Body-Fixed Momentum Wheel. AIAA Paper No. 74-894 (1974)
- 5) 村上力, 中島厚: 非対称スピン衛星のジェットによるニューテーション制御 航技研報告TR-457 (1976)
- 6) 村上力他: 球面空気軸受支持模擬衛星の慣性主軸決定法 航技研報告TR-450 (1976)

航空宇宙技術研究所資料 304号

昭和51年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
