

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-257

人工衛星の姿勢制御研究用 1 軸テーブル装置について

村上 力 ・ 岡本 修
中島 厚 ・ 木田 隆

1974 年 5 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

人工衛星の姿勢制御研究用 1 軸テーブル 装置について*

村 上 力** 岡 本 修**
中 島 厚** 木 田 隆**

1. まえがき

人工衛星の姿勢制御を実験的に研究するには、通常球面の空気軸受を使った 3 軸テーブルが使われる。3 軸テーブルは 3 軸まわりの回転が可能のためにスピン衛星や非スピン型の 3 軸制御衛星の最終の実験には不可欠であるが、3 軸制御衛星では必ずしも 3 軸を同時に制御した状態を必要とせず、1 軸だけの制御実験を先にやっておく必要がある場合が極めて多い。3 軸テーブルでの実験は慣性モーメントの測定や重心位置を軸受の球心に一致させる事などで極めて厄介な仕事が多い。これらの問題もあって 1 軸テーブルは極めて有効な実験道具となっている。

本資料で述べる 1 軸テーブル装置のうちテーブル本体は本来ヨーヨーデスピナーの実験用に試作されたものであり、これに高精度回転角検出装置及びテレメータコマンド装置を追加して 1 軸制御実験用テーブルとして改修したものである。現在、一応使用可能の状態となり、一部の予備実験も行なったので、本装置の説明と、予備実験結果をあわせて報告する。

2. 1 軸空気軸受装置

人工衛星の姿勢制御の研究のための実験装置のトータルシステム（1 軸空気軸受テーブルを中心とする本体と光学的な電子装置を使った無接触の姿勢検出装置及び信号送受のためのテレメータ・コマンド装置から成る）の使用目的、構造概要、及び性能について述べる。

2.1 目 的

この装置は人工衛星の宇宙空間での制御とその挙動を地上で模擬実験するための地上シミュレータである。目下のところ人工衛星の 3 軸（ピッチ、ロール、ヨー）方向の姿勢制御の予備実験に使用することを主たる目的としている。3 軸姿勢制御には、主流をなすホイールを使

り方式としてゼロモーメント方式とバイアスマーメント方式の 2 種類が考えられているが、以下に述べるようにそのいずれの方式に対してもホイールの回転軸まわりの模擬実験を行なうことができる。むしろ実験の簡便さ等を考慮すると、3 自由度を持つテーブルで実験を行なう前に、1 軸テーブルで可能な限り種々の問題を煮つめておく事が望ましい。バイアスマーメント方式では一般的にホイールの回転軸まわりにしか利用できないが、ゼロモーメント方式に関しては 3 軸まわりについて本質的には十分なデータを得ることができる。その他、ガスジェットや磁気などによる 1 軸制御の実験が可能である。いずれにしても衛星姿勢制御実験に不可欠な装置である。上記 2 方式についてその概略を説明する。

(1) ゼロモーメント方式

衛星の 3 軸方向にそれぞれ最低 1 個ずつのリアクション・ホイールを取り付けて姿勢を制御する。

外乱の無い状態でホイールは静止または一定の低速回転をしており、外乱によって姿勢誤差を生じると、姿勢センサでその誤差を検出して補償回路を通してホイール角速度を変える。

そのリアクションとして衛星自体が姿勢誤差を減らす方向に戻る。この時ホイールには衛星に与えられた外乱トルクに見合うだけの角運動量が蓄積される。いわば外乱トルクがそのままホイールに吸収された恰好になる。この蓄積された角運動量は割合に微少なので後述するバイアスマーメント方式と異なり各軸間のカップリングは無視できる。²⁾

(2) バイアスマーメント方式

種々の方法がある。その代表的な方法を説明する。

例えば 1 個の大きなホイールをピッチ軸方向に取り付けて、ほぼ一定速度でまわしておく。すると、ロール、ヨー軸方向についてはスピン衛星と同様にジャイロのステイフネスによって安定化される（ニューテーション、プリセッションを除けば）。ピッチ軸方向はホイールに与えられた初期の角速度のまわりに(1)と同じことを行な

* 昭和49年2月28日 受付

** 宇宙研究グループ

う。

本装置の現在の使用目的は以下の3点である。

(1) ゼロモーメント方式の3軸制御装置のうち1軸制御系だけを取り出して実験を行なう。この方式は各軸の制御系が独立している。

(2) バイアスモーメント方式のホイールの回転軸まわりの制御実験を行なう。

以上の2項目の実験に際してはホイールの回転軸をテ

ーブル軸と平行に設置する。

(3) ガスジェットのスラスト測定

低推力のジェットの推力や動作遅れ(むだ時間)の測定は厄介な問題である。後述するようにテーブルを一定の姿勢角に保持する制御をすればホイールに蓄積された角運動量から推力と、オンとオフのむだ時間の差が推定できる。

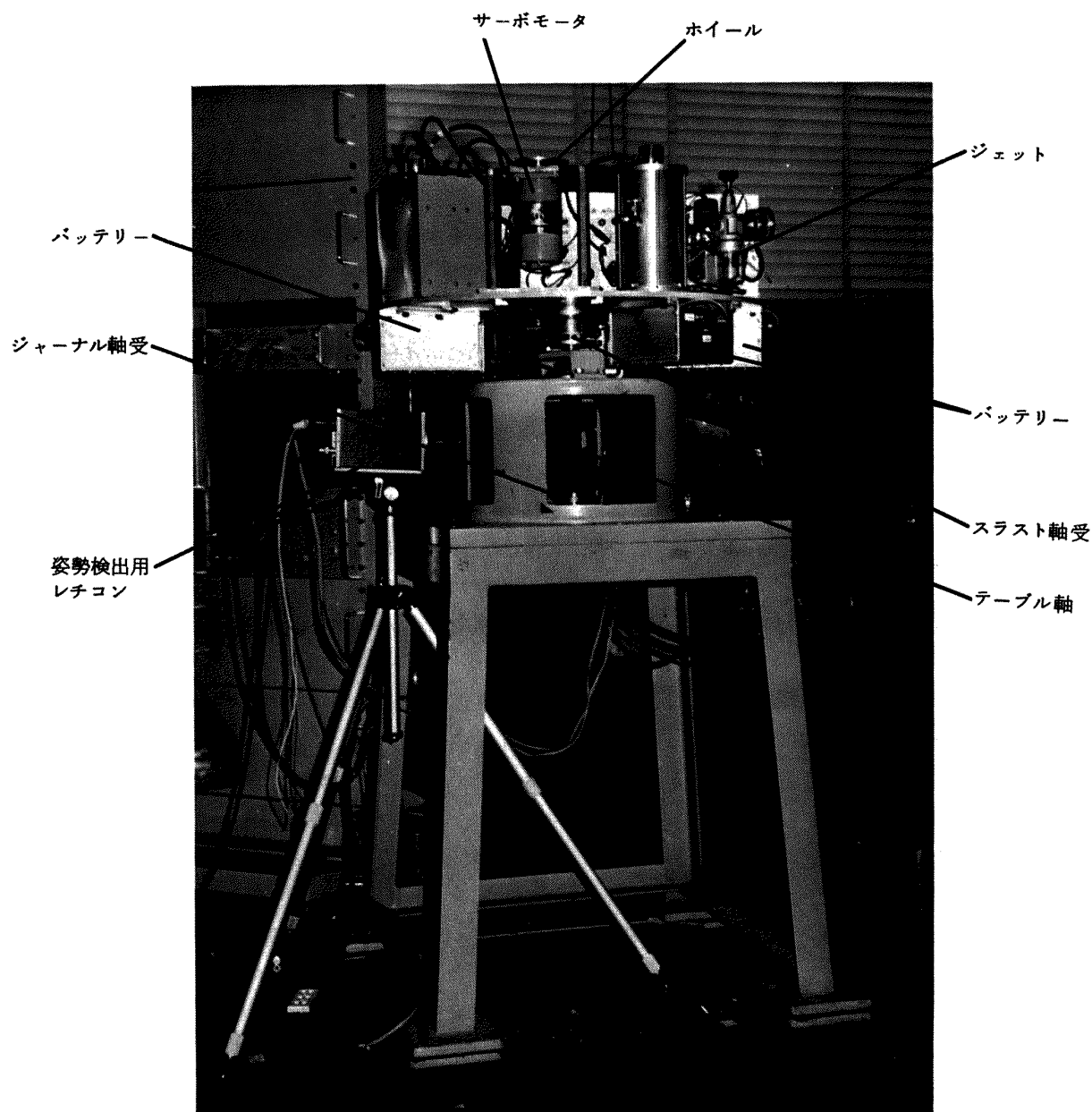


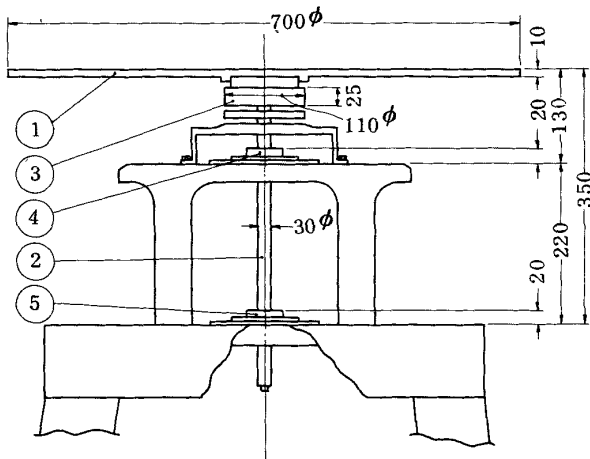
写真1 1軸空気軸受装置外観

2.2 構造

1軸空気軸受装置本体(図1)は供試体を載せる円盤(これをテーブルと呼びアルミ合金製である)を、圧縮空気を使って無接触で摩擦の少ない状態で支持するものである。

スラスト軸受でテーブルを上方向に押し上げ、横方向には2組のジャーナル軸受でテーブル軸を支えている。

圧縮空気供給源は図2に示す装置で行なう。なお次章の実験のためのすべての装置をセットした状態での概観が写真1である。



一軸空気軸受装置

- 1 テーブル
- 2 テーブル軸
- 3 スラスト軸受
- 4 ジャーナル軸受 1
- 5 ジャーナル軸受 2

図 1

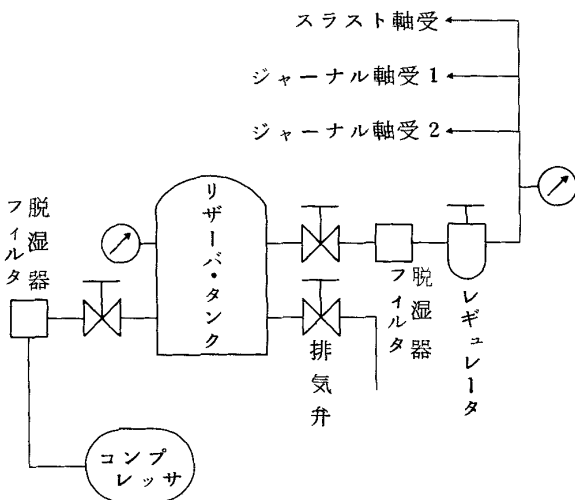


図 2 空気系統図

2.3 付属電子装置

(1) テレメータ・コマンド装置

コマンドとしてアナログ電圧を送る必要があり、往復テレメータとした。構成を図 3 に、仕様を表 1 に示す。

(2) 位置検出器

無接触でテーブルの回転位置を検出するために、フォトダイオードアレイによる光学的な検出器（商品名 Reticon；以下簡単のためにレチコンと略称する。）を使用した。位置検出は図 4 のように黒いテーブル軸上に斜めに貼った白テープの境界線を鉛直方向に並んだフォトダイオードアレイ上に結像させて行なう。

フォトダイオードアレイはシフトレジスタを内蔵した

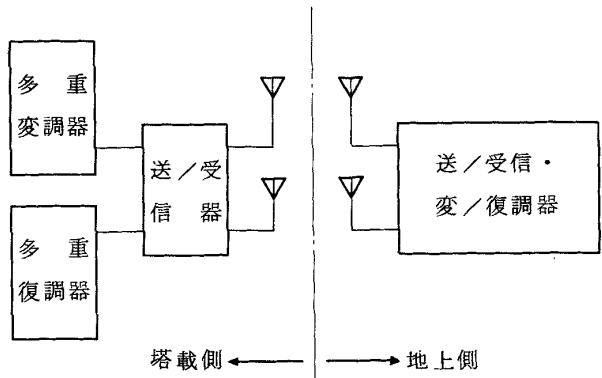


図 3 テレメータ・コマンド装置

表 1 テレメータ仕様

入出力電圧	± 10 V
直線性	± 1 %
ドリフト	± 1 %
テレメータ主搬送波	84 MHz
テレメータチャンネル周波数特性	1. Dc ~ 59 Hz 2. Dc ~ 81 Hz 3. Dc ~ 110 Hz 4. Dc ~ 160 Hz 5. Dc ~ 220 Hz 6. Dc ~ 330 Hz 7. Dc ~ 450 Hz
コマンド用テレメータ主搬送波	87 MHz
コマンド用テレメータチャンネル周波数特性	1. Dc ~ 160 Hz 2. Dc ~ 220 Hz 3. Dc ~ 330 Hz 4. Dc ~ 450 Hz

256 個のフォトダイオードをデュアルインラインパッケージに集積しており、フォトダイオード間の距離は 2 ミル（中心-中心）である。

位置検出器はフォトダイオードアレイを内蔵したカメラ部分と、位置に比例したアナログ電圧を生ずるパルス-電圧変換部とから構成される。各部のブロック図を図 5 に示し仕様を表 2 に示す。

(3) 動作説明

2 相クロックにより駆動されるシフトレジスタによってフォトダイオードの出力を走査する。この出力信号を増幅し、基準電圧と比較して、ゲートパルスを作る。一方 2 相クロックをカウンタにより計数しゲートパルスによって D-A 変換器にカウンタの出力（並列信号）が送られ、アナログ出力を得る。このアナログ信号はフォトダイオードアレイ上にある光点の位置に比例している。

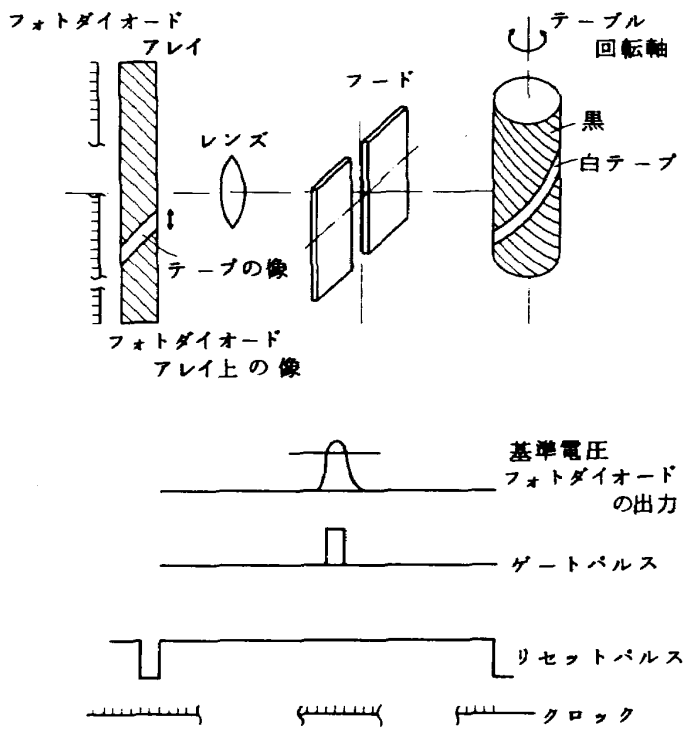


図4 位置検出の原理

(微細に観察すれば階段状になっている。図6)この白テープの傾きを鉛直に近づけると、分解能は良くなるが可測範囲は小さくなり、なおかつ直線性が悪くなる。

2.4 性能・特性

1軸空気軸受装置の性能・特性のうち、テーブルの慣性モーメント、タービントルクと呼ばれる外乱の状態、及び減衰特性について述べる。

(1) テーブルの慣性モーメント

衛星の慣性モーメントの値は衛星姿勢制御を考える時に最も重要なパラメータのひとつであり、その測定は意外に厄介なものであるが以下では非常に素朴な方法で行なった。テーブルの外縁のフックに取付けた2個のソレノイド・バネに張力を持たせて直線状に固定する。そし

表2(*) 位置検出器仕様

位置分解能	0.078 deg/セル
電圧分解能	0.078 v/セル
直線性	約±10%
出力電圧	±10V

(*) 次章の制御実験で使った場合

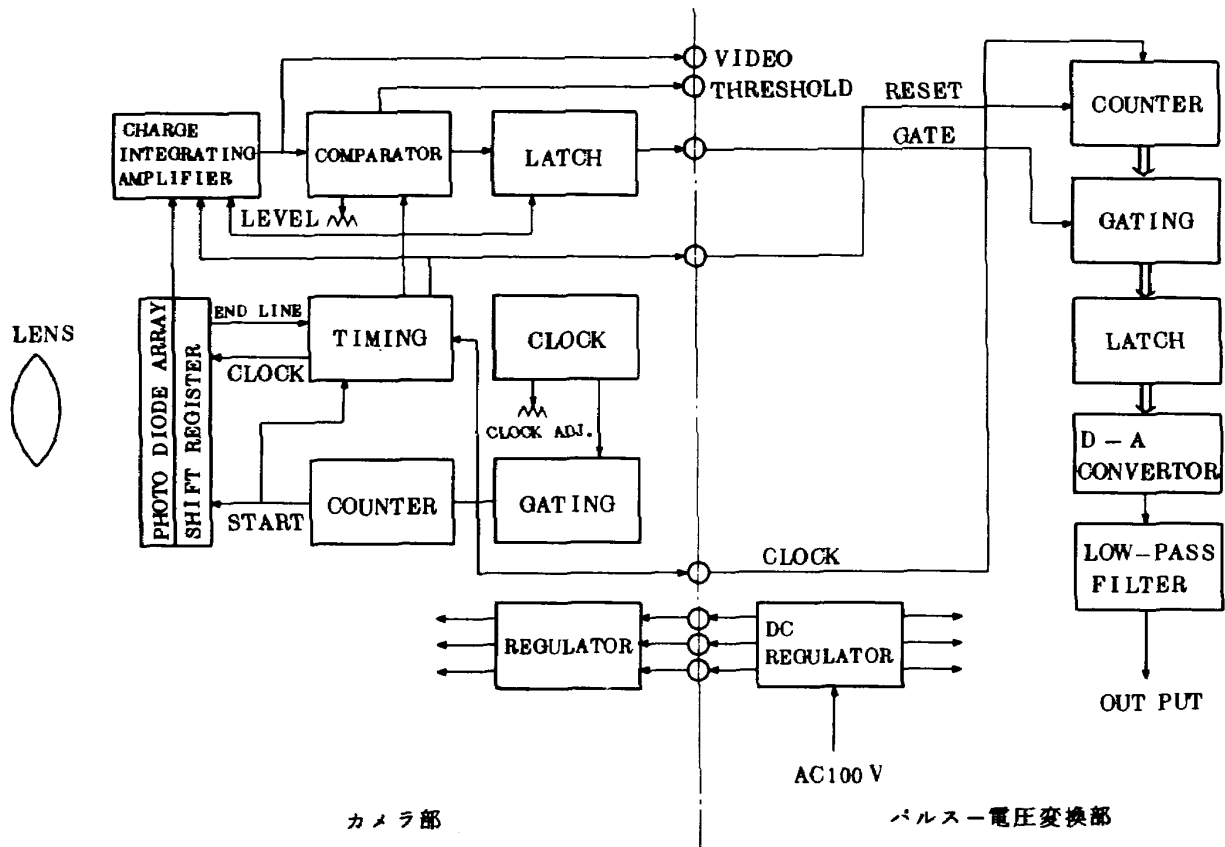


図5 位置検出器ブロック図

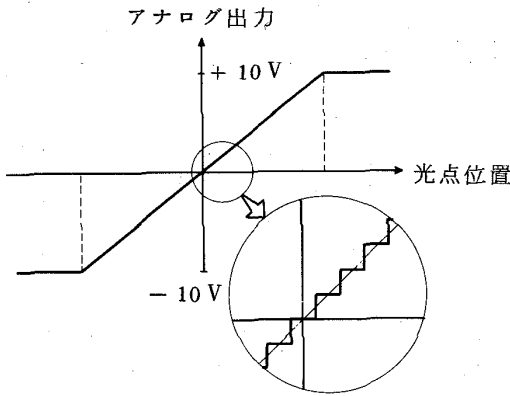


図6 光点位置とアナログ出力との関係

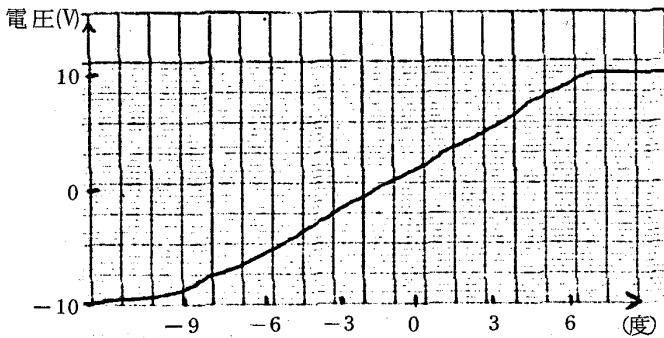


図7 姿勢検出器の特性

てテーブルをごく微小に単振動させる。その時の振動周期を T とすると、慣性モーメント I は、

$$I = \left(\frac{T}{2\pi}\right)^2 \cdot (r + \Delta r)^2 \cdot (k_1 + k_2)$$

で得られる。

ここで r : テーブル半径

Δr : フック長さ

k_1, k_2 : バネ定数

を表わす。

実験装置を搭載した状態で各値を直接測定した結果は次のとおりである。

$k_1 = 0.0101$	kg 重/mm
$k_2 = 0.0103$	kg 重/mm
$r = 35.00$	cm
$\Delta r = 1.25$	cm
$T = 2.13$	秒 (10 周期平均)

間接測定に伴なり相対誤差は、

$$\left| \frac{\partial I}{I} \right| \leq 2 \left| \frac{\partial T}{T} \right| + 2 \left| \frac{\partial (r + \Delta r)}{r + \Delta r} \right| + \left| \frac{\partial (k_1 + k_2)}{k_1 + k_2} \right|$$

の範囲内にある。

このうち、バネ定数 k_1, k_2 は既に較正されているも

のであり、周期 T はその測定をより長い周期に恒って行なえば精度を上げられる。一番問題になるのが長さの測定であり、

$$2 \left| \frac{\partial (r + \Delta r)}{r + \Delta r} \right| < 6 \times 10^{-4}$$

程度にしか抑えられない。今の状態で慣性モーメントは 3.08 kgm^2 と計算できたが、上の相対誤差を考えると、3桁までは誤差の影響を受けないことがわかり、この測定法が十分に有効である事を示している。

(2) タービントルク

タービントルクは普通、軸受に噴出させる圧縮空気の高非対称性とか、テーブル軸の断面の歪のために、噴き出される空気がタービンのように作用して望ましくないトルクが発生する事を指す。

この状態の下に放置されたテーブルは単独に回転を始めて実験上、非常に厄介である。殊に3軸制御のように衛星が静止ないし低速度でしか回転しないような実験の場合、この効果はスピン衛星の場合と異なり看過できない。

このタービントルクの他に環境から来る外乱(例えばエアコンディショナーの送風、音響による空気の不規則な振動など)によっても実験は大いに妨げられる。ここでは、このような外乱を含めた一切のもの即ち、テーブルに与えられる望ましくない外乱トルク全てをタービントルクと呼んで、一括して取り扱うことにする。

従って、このトルクは極めて不規則な性質を持っており、取り扱いが難しい。

まず図8はテーブルを比較的タービントルクの少ない位置(これを平衡点と呼ぶことにする)に設定して、ほぼ30分の間放置しておきテーブルの動作を記録するという実験をちがった時刻に行なったものである。すぐに気付く事はテーブルの運動がある単振動の項(3分程度の周期)を持っていることと、その振動の中心付近にあるはずの平衡点が 0° 付近から $1^\circ \sim 2^\circ$ 程度変動していることである。また、ある場合には「うなり」のようなものが見られる。

さらに詳しく調べるために平衡点の近く $\pm 10^\circ$ 程度の範囲内での種々の位置におけるタービントルクの大きさを求めた。(図9)このデータを求めた方法については話の進行上、次章で改めて述べることにするが、既に述べたゼロモーメント方式の説明のとおり、与えられた外乱のトルクに対応するホイールの角運動量の時間的増加率から求める。

さて、この図9では平衡点付近で正負方向の角度にほぼ $\tau = \text{ア}$ なトルクが加わっている事がわかる。レチコン

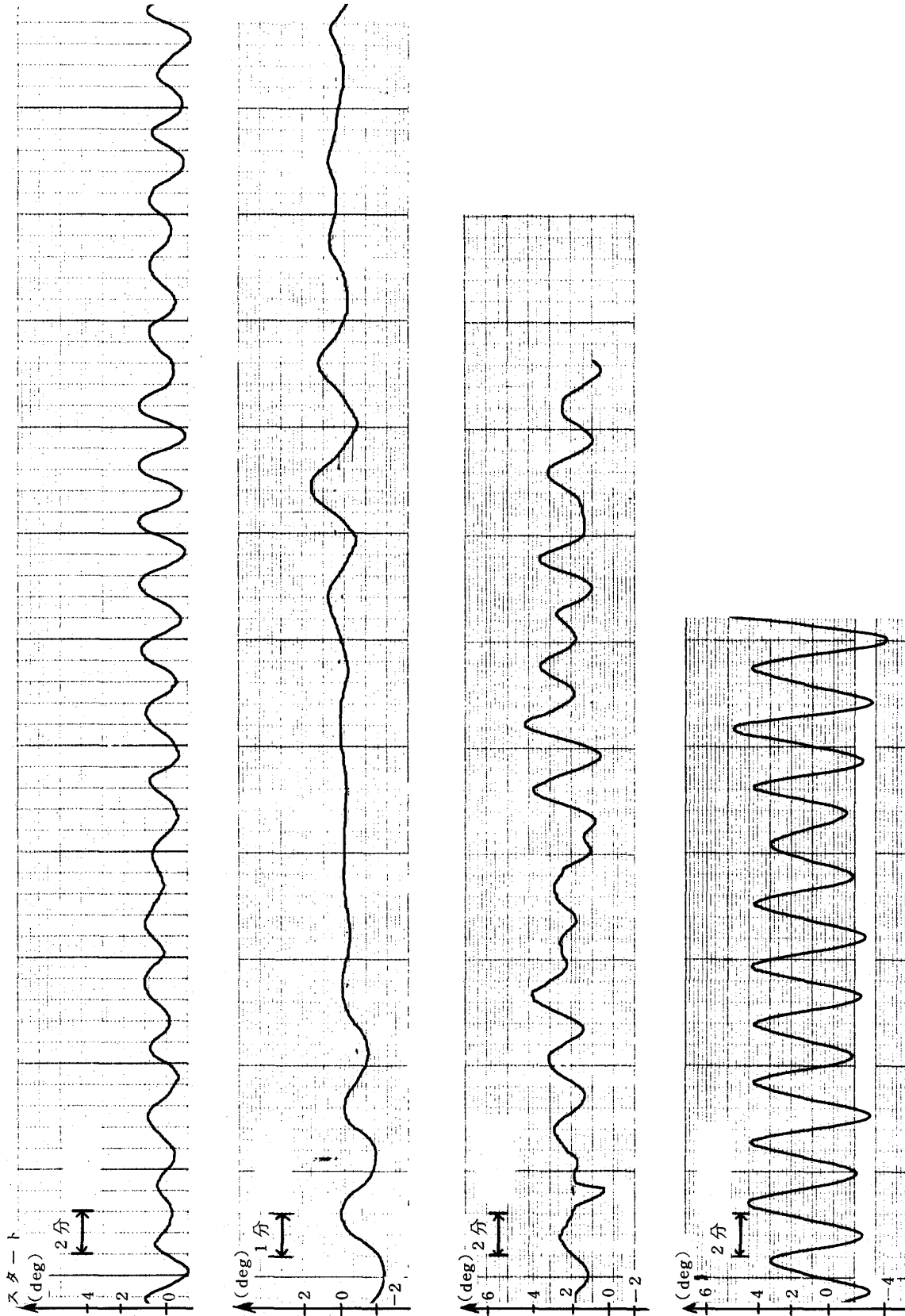


図 8 無制御放置の時の姿勢変動

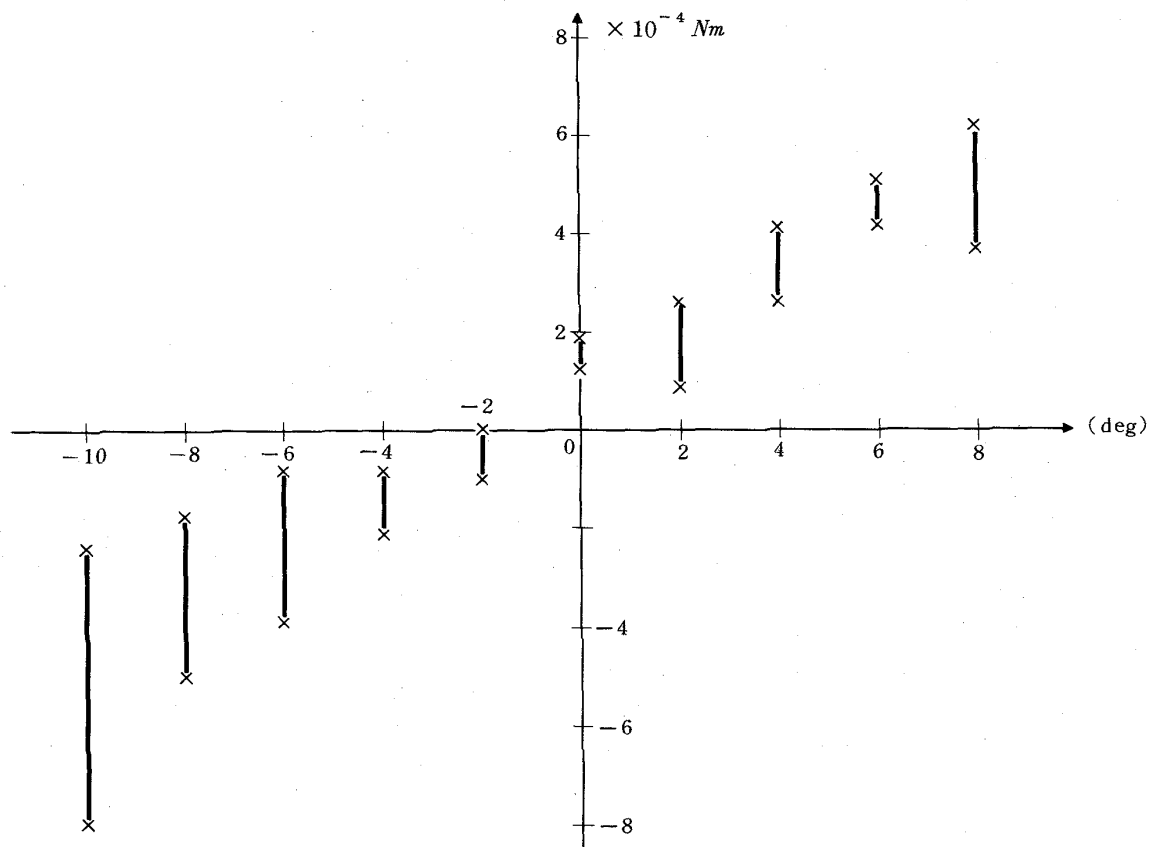


図9 姿勢角によるタービントルクの大きさ

が検出できるのはテーブルの±10°程度の範囲内の姿勢角だけなので、それ以上の姿勢角の時のタービントルクについては不明であると言わざるを得ない。しかしテーブルの挙動を観察すると大雑把に言って、2つの平衡点がある。一方は安定な平衡点(前述したもの)であり、他方は約180度の位置にある不安定な平衡点である。安定な平衡点付近では振子と同様の挙動をする。図9はゼロ点付近のごく一部の値を示しているにすぎない。(この範囲では、 10^{-3} Nm のオーダー以下である。)

以上の粗いデータから推測すると結論は次のようになる。即ち、テーブルは搭載物の静的なアンバランスと軸心の非鉛直性のために平衡点まわりに振り子と同様の振動を行なり。その正弦曲線に更にテーブル軸の歪み、実験室内の空気流、不規則な空気振動の影響で直流成分がバイアスされている。更に空気乱れの不規則な時間変化があり、軸受穴から外へ出る空気が搭載物に衝突する(電池ボックスがテーブル下面に非対称に取付けられている。)ために、テーブル姿勢角によってトルクが異なってくる。因みに図8の「うなり」に似た現象は、この直流成分の時間変化がたまたま振子の周期に近かった事によって起こったものと推測される。

このタービントルクという現象は実験にあたって、かなりの障害になるので後で対策を考察したい。

(3) 減衰係数

テーブルの回転に伴なり空気抵抗と軸受の粘性抵抗によるダンピング特性について調べる。

今、この抵抗はテーブルの回転角速度に比例するものとし、供試体を搭載した状態で実験した。測定にはテーブルに初期角速度約0.5 rad/secを与えて1時間程の角速度の変化を観測した。各時刻での角速度はテーブル軸の白テープがレチコンの視野を横切って、一周した後再びレチコンの視野に入るまでの周期から計算した。即ち、一周あたりの平均角速度になっている。(図10)

このデータによると時計回り方向の初期角速度を与えたものは、47分付近で静止し、更に反時計回り方向に加速されている。一方、反時計回り方向にまわしたものは65分ぐらいまで減衰し、その後は前述したタービントルクによって振動を始めている。

この事から当然の事であるが、角速度が0.05 rad/secよりも小さい領域では、テーブルはむしろタービントルクに従って運動しており、しかもタービントルクは反時計まわりであると考えられる。このタービントルクは前

述の直流分トルクに相当する。何故ならテーブルが少なくとも一周することができさえすれば、先に述べた正弦波状のトルクは一周期間にキャンセルされる。

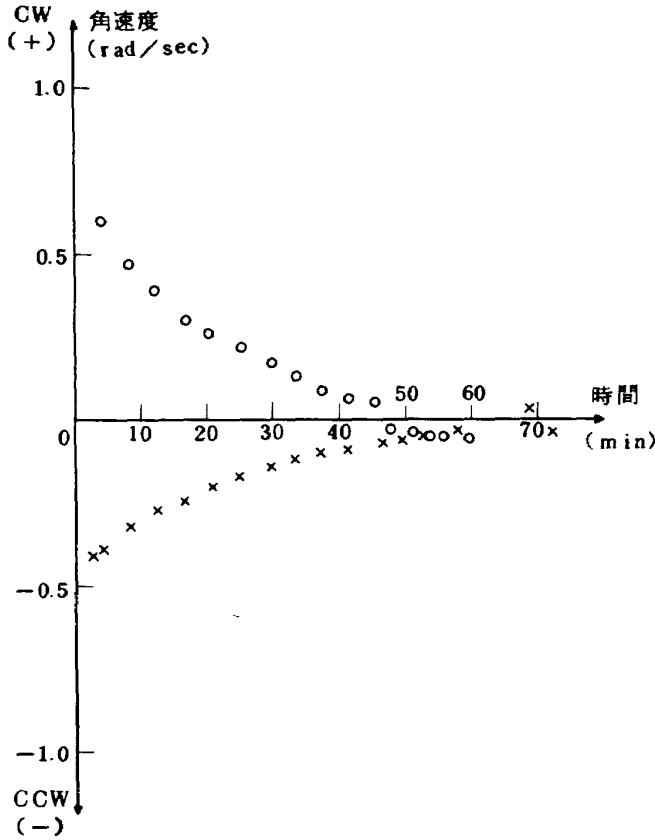


図 10 テーブル角速度の減衰

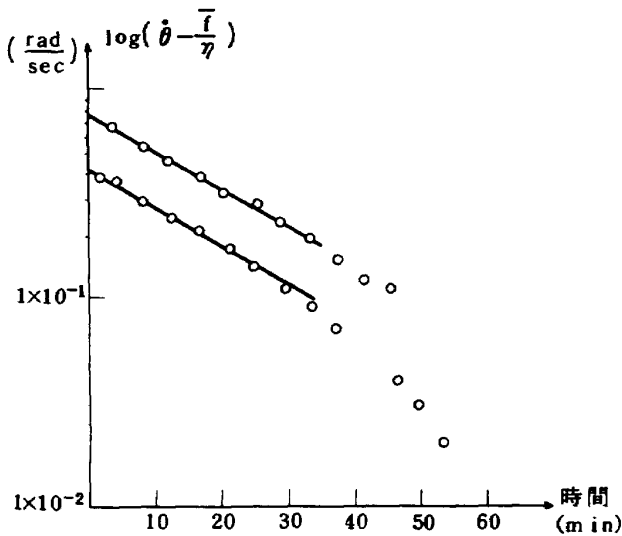


図 11 テーブルの減衰率

今、空気抵抗が角速度に比例するとし、時計まわりにテーブルを回したとき、テーブルの運動は、

$$\dot{\theta}_1 + \eta_1 \theta_1 = \bar{f}$$

で表わせる。

$$\text{ここで } \eta_1 = C_1 / I$$

$$\bar{f} = \bar{F} / I$$

I : テーブルの慣性モーメント

\bar{F} : 時計方向を正とした一周あたりの平均タービントルク

C_1 : ダンピング係数

である。反時計回りに回したときも全く同様であり、角速度は

$$\dot{\theta}_1 = \frac{\bar{f}}{\eta_1} + A_1 e^{-\eta_1 t} \tag{1}$$

$$\dot{\theta}_2 = -\frac{\bar{f}}{\eta_2} + A_2 e^{-\eta_2 t} \tag{2}$$

但し添字 2 は反時計回りの量を示す。(1), (2)より

$$\log_{10} \left(\dot{\theta}_1 - \frac{\bar{f}}{\eta_1} \right) = \log_{10} A_1 - \log_{10} e \cdot \eta_1 \cdot t \tag{3}$$

$$\log_{10} \left(\dot{\theta}_2 + \frac{\bar{f}}{\eta_2} \right) = \log_{10} A_2 - \log_{10} e \cdot \eta_2 \cdot t \tag{4}$$

と表わせる。

(1), (2)式で $t \rightarrow \infty$ とすると

$$\dot{\theta}_{1t \rightarrow \infty} = \frac{\bar{f}}{\eta_1} \tag{5}$$

$$\dot{\theta}_{2t \rightarrow \infty} = -\frac{\bar{f}}{\eta_2} \tag{6}$$

が求まる。今、仮りに $t = 50$ 分で $t = \infty$ 秒を代表させて得た $\dot{\theta}_{1t \rightarrow \infty}$, $\dot{\theta}_{2t \rightarrow \infty}$ の値を使って(3), (4)式を求めてプロットしたのが図 11 である。このグラフの傾きが即ち η_1 , η_2 を与える。この結果は次のようになった。

$$C_1 = 1.82 \times 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}$$

$$C_2 = 1.87 \times 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}$$

$$\bar{f} = -4.14 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$-\bar{f} = 2.13 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$$

下段の \bar{f} の値が多少ちがったのは(3)式と(4)式の各々から求めたものであり、 $t = 50$ 分での近似に無理があることがわかる。反時計方向の平均タービントルクの直流分が、 $10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$ 程度であることに注意されたい。

(図 9 参照)

C_1 , C_2 の値が若干異なっているのは、回転方向によって空気の当たる部分の面積、形状がちがうことからむしろ当然と言える。

2.5 1軸空気軸受装置の問題点と考察

この装置の最大の問題点はタービントルクである。

2.4 の(2)で述べたように、このタービントルクがテーブ

ル軸の傾きと、テーブル搭載物のアンバランスから起こるものとして、もう少し詳細に検討してみる。(図 12)。今テーブル搭載物(重量 m)の重心がテーブル中心 O から l だけ離れた点 O' にあるとする。テーブル軸の鉛直方向からの傾き θ 、テーブルの平衡方向からのずれ ϕ が十分微小ならば、

$$I \ddot{\phi} = -mg l \theta \phi$$

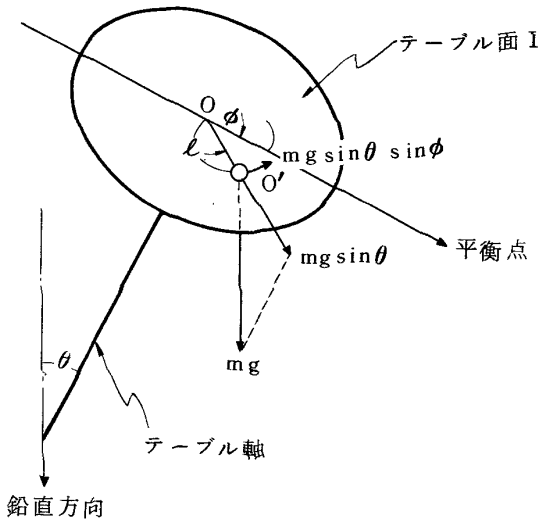


図 12 テーブル軸の傾きと、搭載物アンバランスによるタービントルク

という振動を行なり。この単振動の周期を T とすると

$$\theta = \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \cdot \frac{I}{mgl} \quad (7)$$

で求められる。実測の結果は、

$$m = 35 \text{ kg}$$

$$l = 0.01 \text{ m}$$

$$T = 180 \text{ sec (図 8 より)}$$

であった。(7)式よりテーブル軸の傾きは、0.05 度 即ち 3 分である。装置全体の設置が完全に水平でないために、この程度の軸の傾きがあると考えるのは妥当である。

タービントルクの大きさは、その最小付近 ± 2 度で $10^{-4} \text{ N}\cdot\text{m}$ のオーダー、大きいところでは $10^{-3} \text{ N}\cdot\text{m}$ 程にもなる。静止衛星の受ける外乱は太陽軸射圧の影響が最大で $10^{-5} \text{ N}\cdot\text{m}^{-1}$ ないし $10^{-4} \text{ N}\cdot\text{m}^{-2}$ のオーダーにすぎない。タービントルクが実際の宇宙空間での外乱よりもオーダーが 2 桁もちがう上に更に、その大きさが非常に不規則な時間変動をする。

このシミュレータをもっと使い良くするには、次のような対策が必要となるであろう。まず前述したテーブル軸の傾きをできるだけ小さくするために、装置の設置に細心の注意を払い、同時に搭載物をバランスよく配置す

る。次に部屋の環境を良くする。エアコンディショナーその他装置の空冷用ファンによる空気流れをなくする。外部からの音響を遮断する。更に、空気穴から噴き出す空気がテーブル下面の搭載物にあたらないようにカバーをする。

少なくとも外乱トルクの大きさを 1 桁程度小さくするか、あるいは不確定な要素だけでも減少させたい。本装置は建屋の一階にありその意味で建物の振動を多少は避けられる。空気源のコンプレッサは同室にあるので実験中はこれを作動させない。空気流れに対しては最善の注意を払っている。

元来 3 軸制御実験装置は環境に対して非常に敏感なので実験室には空調を使わず、望ましくない空気流れを遮断する為にテーブル周囲を遮蔽物で覆う配慮もなされる。同時に振動を避ける為に実験室は閑静な場所に建てられる事が望ましい。特に高精度の実験を目指す時は、テーブルを設置する床を建物の床から切離し安定な岩盤に直接取付ける場合もある。このようにして不確定な外乱を可能な限り取り除いた後、改めて宇宙空間で想定される外乱のモデルを人為的に加える方法が好ましい。

しかしながら、次章で述べる実験ではこの外乱を、そのまま宇宙環境の外乱トルクと考えて行なった。そうすると宇宙環境以上にシビアな外乱に対して安定な制御系を作れる事になる。

3. 予備実験

前章で 1 軸空気軸受装置の説明を行なったが、この装置を使ってゼロモーメント方式の 3 軸姿勢制御実験のうち 1 軸姿勢制御系の実験を例題として行なったので、その結果について述べる。2.1 で既述したようにゼロモーメント方式の 1 軸姿勢制御系を 3 組そのまま 3 軸方向に適用すると、3 軸姿勢制御系を実現できる。

更にこの姿勢制御系を使って定位置におけるタービントルクの測定、及びガスジェットのスラストの測定も可能であることがわかったので、これらについても報告する。

3.1 制御系

ゼロモーメント 1 軸姿勢制御の実験は図 13 のシステムで行なった。

姿勢検出器レチコンは姿勢検出と同時に衛星の姿勢センサとしても使用している。テーブル上には、テレメータ・コマンド装置、サーボモータ、ガスジェットが搭載されており、制御補償要素は地上のアナログ計算機で行ないテーブルとはテレメータ・コマンド装置を使って無接触につないだ。テーブル搭載装置への供給電力はすべ

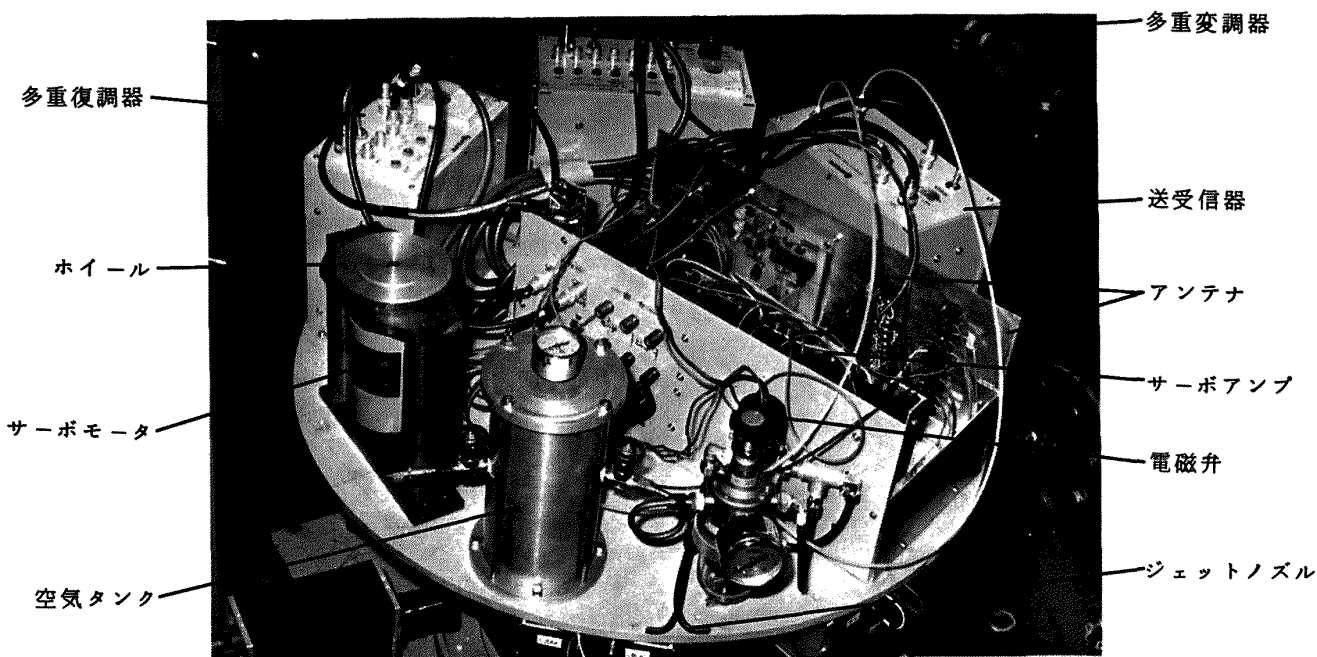


写真2 テーブル搭載制御系外観

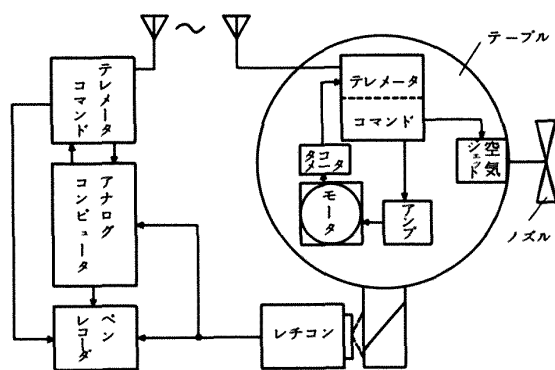


図13 制御系構成図

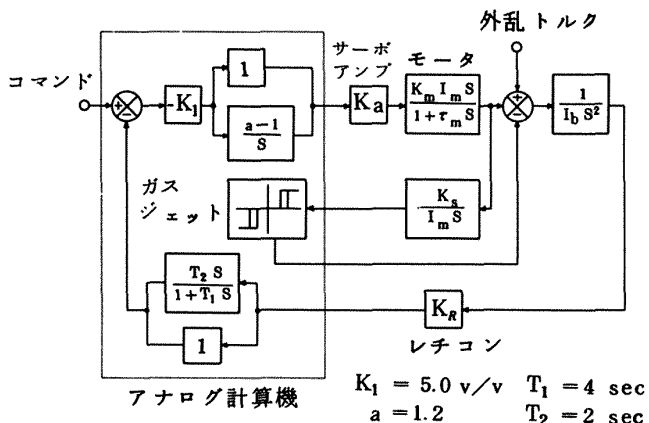


図14 制御系ブロックダイアグラム

てテーブル下面に取り付けたアルカリ電池でまかなっている。

地上からテーブルへは、モータの制御信号、及びガスジェット電磁弁へのON-OFF信号が送られる。そしてテーブルから地上へはモータサーボアンプ出力、タコメータ出力が送られる。

ゼロモーメント3軸姿勢制御については前章でそのあらましを述べたが、ここでもう少し詳細に述べておく(図14参照)³⁾

衛星の姿勢角はレチコンによって検出され、その擬似微分と比例信号とがフィードバックされて、コマンド信号との差、即ち姿勢誤差が得られる。誤差信号は比例+積分補償されて、アクチュエータであるホイールの角速度を変化させる。衛星系全体の角運動量は保存されなければならないから、ホイールの角運動量の増加分だけ衛星本体の角運動量が減少することになる。つまり姿勢誤差を減少させる方向に姿勢が戻る事になる。ところがモータはある速度に達すると飽和してしまっていて、それ以上に入力を加えても回転速度は変化しない。こうなると衛星の姿勢制御は不可能となるので、ガスジェット噴出によってモータの角速度を落とす(不飽和化)事が必要となる。このためのモータ角速度の検出にタコメータを用いる。写真2が、制御系をテーブルに搭載した状態の外観である。この制御系の諸要素のうち主要なもの、モ

ータ, ガスジェット, センサについては次節で改めて説明する。

3.2 主要エレメントの説明

ここでは制御エレメントのうち, アクチュエータ(モータ), センサ(レチコン), 及びガスジェットの説明を行なう。

(1) アクチュエータ

アクチュエータには直流サーボモータを使った。モータのサーボアンプは, 入力 $+5.8\text{V}$, -6.2V になると飽和する。未飽和の範囲で 4.75V/V のゲインを持っている。直流サーボモータのゼロ点付近には更に不感帯がある。結局アクチュエータ系全体としては, サーボアンプ入力 $\pm 4\text{V}$ で飽和し, ゲインは 900rpm/volt であり, 最大モータスピードは, ほぼ 3430rpm まで出せる。不感帯は入力 $\pm 0.2\text{V}$ (飽和に対して 5%)である。またアクチュエータとしてはモータの慣性モーメントを大きくして大きい角運動量を得られるようにしたので, $1000\text{gr}\cdot\text{m}^2$ のホイールを付けて全体で $1.4 \times 10^{-4}\text{kg}\cdot\text{m}^2$ のイナーシャにした。その結果モータの時定数は, 0.07 秒となった。その他のモータの主要な規格値を表3に示す。

(2) センサ

レチコンはテーブル姿勢角 ± 10 度ほどの範囲だけ姿勢を検出できる。(この範囲は任意に変えられる。)全部で256エレメントあるから1エレメントあたり 0.08 度の分解能があると考えられる。詳細については既に述べた。

表3 モーター規格表

定格出力	45	W
定格電機子電圧	24	V
定格電機子電流	3.3	A
定格トルク	1.1	kg-cm
定格速度	4000	rpm $\pm 15\%$
電機子イナーシャ	0.4	kg-cm ²
機械的時定数	15	m sec
電氣的時定数	1.08	m sec
軸摩擦トルク	0.3	kg-cm
ダンピング定数	2.98×10^{-3}	kg-cm/rpm
重量	2	kg

表4 電磁弁規格表

適用圧力範囲	0~9	kg/cm ²
耐圧	15	kg/cm ²
動作回数	5	1/sec
電圧	24	V
電流	初期 400	mA
	安定 324	
重量	0.4	kg

(3) ガスジェット

ガスジェット装置はかなり簡単なものであり, そのリザーバタンクは容量 600cc の円筒型で, 最大 10kg/cm^2 (公称)までの圧力には十分耐える。たとえば約 8kg/cm^2 の空気をタンクにつめて 0.7kg/cm^2 で噴くと, 約1分間噴射し続ける能力を持つ。

また, ジェットノズルは内径 4mm の銅管の先端を押しつぶしただけのものである。

電磁弁の規格は表4のとおりである。

ガスジェット噴射のタイミングはタコメータの出力によって決定する。タコメータ出力が 30volt (モータ速度が 2940rpm で最高速度の 86% に相当する)に達した時ガスジェットの電磁弁をONにする。そしてタコメータ出力が 26volt (2550rpm , 75%)に落ちた時, OFFにするというヒステリシス特性を持っている。この特性は2個のガスジェットとも同じである。

次にジェットのスラスト測定結果について述べる。このジェットは圧縮空気を使っており, レギュレータで噴出時の圧力を 0.5kg/cm^2 に設定している。

このスラストの測定は, タービントルクの微少な点, 即ち平衡点付近にテーブルを静止させておき, ジェット噴出と同時にテーブルを自由にして, その時間経過を記録した。すると,

$$\theta = \frac{T_J}{2I} \cdot t^2$$

両辺の平方根をとると,

$$\sqrt{\theta} = \sqrt{\frac{T_J}{2I}} t \quad (8)$$

となる。ここで T_J をスラストとする。(8)式の直線の傾きよりスラスト T_J が求まる。

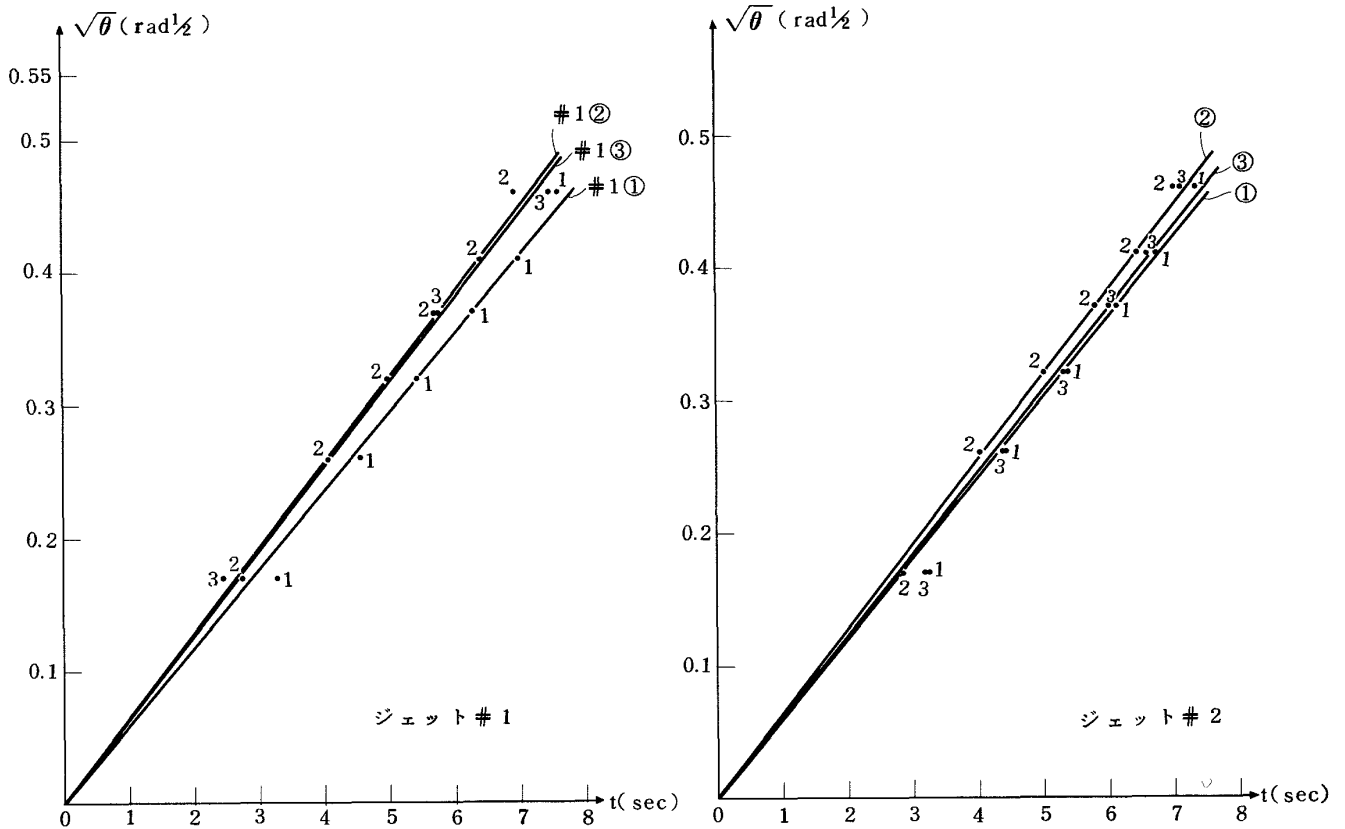


図 15 ジェット・スラスト

この実験を 2 個のジェットそれぞれについて 3 回づつ行なった結果を図 15 にまとめた。図からわかるように同じジェット噴射装置でも、かなりバラツキが起きている。(t のより高次の項があって直線とみなし難い様子もわかる。)このグラフをもとにして T_J を計算すると、

J_{et}	C_{ase}	スラスト(㊦)	平均 \bar{T}_J	$\{\sum(T_J - \bar{T}_J)^2\}^{1/2}$
#1	1	5.28		
	2	6.36	5.91	0.79
	3	6.08		
#2	1	6.08		
	2	6.36	6.08	0.78
	3	5.81		

スラストの測定は、この他にも制御系を使ってできる。それについては次章で述べる。

3.3 実験例

以上で説明した制御系を使って、衛星の姿勢制御実験を行なう。

姿勢制御の実験は、外乱トルク的环境下で姿勢を決められた方向に保持する実験と、何らかのミッションのために地上からのコマンドによって姿勢を僅少角度変更する実験の 2 種を行なう。

前者については、ジェット噴出は全くあるいはほとんど行なわずに姿勢が保持できることを示す。このためスラスト燃料の消費は非常に少なくてすむ。

また後者の姿勢変更は、大きな角度変更はジェットで行なうのが普通なので、微小角の場合についてのみ実験を行なった。

以上の姿勢制御本来の役割以外に、同じ制御系を使ってテーブルのタービントルクの測定およびガスジェットのスラストの測定も可能なことがわかった(これらの値の制御系を使わない測定法は既に述べた。)ので併せて、ここで報告する。

2 節で説明したエレメント以外の各ゲイン・コンスタントは次に示すとおりであった。

K_1	5.0	v/v
a	1.2	
T_1	4.0	sec
T_2	2.0	sec

ただし、これらの定数の決定は系の安定な範囲内で経験的に選んだものであり、まだ最適性等については考慮していない事を断っておく。



図 16 姿勢保持実験

(1) 姿勢保持

衛星姿勢角を -5° 付近に保持する実験を行なった結果が図 16 である。この時の外乱はタービントルクをそのまま外乱として扱っている。従って図 9 から解るように、 $10^{-4} N \cdot m$ 程度の大きさのステップ状の外乱が加わっていると考えてよい。

外乱が一定として、すべてホイールの角運動量増加に使われたと考える(ジェットを噴く以前)と、ホイール角運動量 H_w の変化は

$$\dot{H}_w = I_w \dot{\omega}_w = T_{ext} \quad (\text{一定})$$

であり、 t 時間のホイール角速度の変化量 $\Delta\omega_w$ は、

$$\Delta\omega_w = \frac{T_{ext}}{I_w} \cdot t \quad (9)$$

で、時間に対して直線的に増加することを示す。(図 16 で、モータスピードの増大率が途中で変化しているのは、外乱トルクの変動による。)そしてモータスピードが 2600 rpm 付近に達するとジェットを噴いてそれに見合うだけモータスピードが減少している。この時、衛星の姿勢も若干変動してしまい、モーターが再び外乱を蓄積し始めると元の位置に復帰する。

衛星の姿勢角の変動幅の最大値は約 0.15° でジェットを噴かない時は 0.08° 程度に収まっている。今仮りに制御系が全く線形であると仮定すると、ジェットを噴かない時の定常誤差 θ_s は、外乱 T_d に対して最終値定理より、

$$\theta_s = \frac{T_d}{K_1 K_a K_m I_m K_R (a-1)} = 1.325 \times T_d \quad (\text{rad})$$

となる。姿勢角 -5° 付近の外乱を、 $5 \times 10^{-4} N \cdot m$ とすると、 θ_s は 0.04° 程度になる。一方センサの分解能は、ほぼ 0.08° であるから姿勢保持の精度は、も早センサの分解能に依存していると考えられる。

また衛星の角速度はジェットを噴く時に非常に大きく 0.1 deg/sec を超えている。以上の結果からガスジェットは必要以上に大きいことが容易に推察される。

このように経験的な定数の設定でも 0.1° 程度以内の姿勢保持が可能であった。もっともレチコンによる姿勢検出は量子化された値であって、センサによってはもっと良好な制御も可能と思われる。

実際の宇宙空間の外乱は、静止軌道を仮想すると太陽輻射圧が最大で $10^{-4} \sim 10^{-5} N \cdot m$ のオーダーであり、しかもそれが周期的なものであることを考え合わせると、ジェットを使い回数はずっと減少できる。またジェット推力をもっと小さくすれば、噴射中の姿勢の変動、角速度も減少できるであろう。

(2) コマンドによる姿勢変更

ホイールを用いた衛星の姿勢変更の実験は、ホイールだけで行なり場合と、ガスジェットを併用して行なり場合の 2通りを試みた。

図 17 は、約 1.5 度の微少な姿勢変更を行なったものである。図の前半はホイールだけで行なったものでモータスピードの飽和もなく、オーバーシュートの無い応答に収まった。図の後半がホイールとジェットを併用したもので複雑な応答になっている。

目標値の 90% に達するまでの時間は前者の場合で 5 秒、後者の場合で 1.2 秒とほぼ $1/5$ に短縮されている。しかし見方を変えれば衛星の角速度が 5 倍になってしまった訳である。衛星のミッションによっては許容できる姿勢角速度が抑えられることもある。

図 18 は約 5 度の姿勢変更をホイールだけで行なった例である。このうち後半はモータの飽和もなく、速やかに整定しているが、前半はモータが飽和してしまったため不足制動の応答波形が現われている。これは定性的には次のように考えられる。外乱トルクが無いとすると、点 a の時刻で衛星への制御トルクは働かなくなる。その後は時刻 a で持っていた角速度のまま衛星は回転する。(姿勢変化は直線的であり、飽和がない時よりも傾斜が緩やか)そして b 点に至って始めて逆方向のトルクが働き始め、衛星は行きすぎてしまった目標方向へ戻り始める。(不飽和の時は逆方向トルクの作動はより早く開始し、目標値により早く落ち着く)

(3) 姿勢制御系のタービントルク測定への応用

前章の 4 節で説明を保留していた種々の姿勢角におけるタービントルクの大きさの測定方法について述べる。(図 9)

たとえば図 16 において衛星の姿勢は常に -5 度付近に保つことができた。(この姿勢角はコマンドによってレチコンの検出可能な範囲で任意に変えられる)そして、この時モータスピードの増加率は加えられた一定外乱トルクに比例する(9式参照)。したがって、この傾斜から簡単に外乱を求められる訳である。時間によってモータ速度の増加率は変化することがあるので、その最大値と最小値をもって図 9 をプロットした。

(4) 姿勢制御系のガスジェット・スラスト測定への応用

ガスジェット・スラストの制御系を使わない測定法については既に記した。その時はテーブルのタービントルク及び空気抵抗を微少なものとして無視したが、姿勢を制御しながら測定するとタービントルクの影響を考慮に入れることとなり、より正しくスラストの大きさを計算できる。

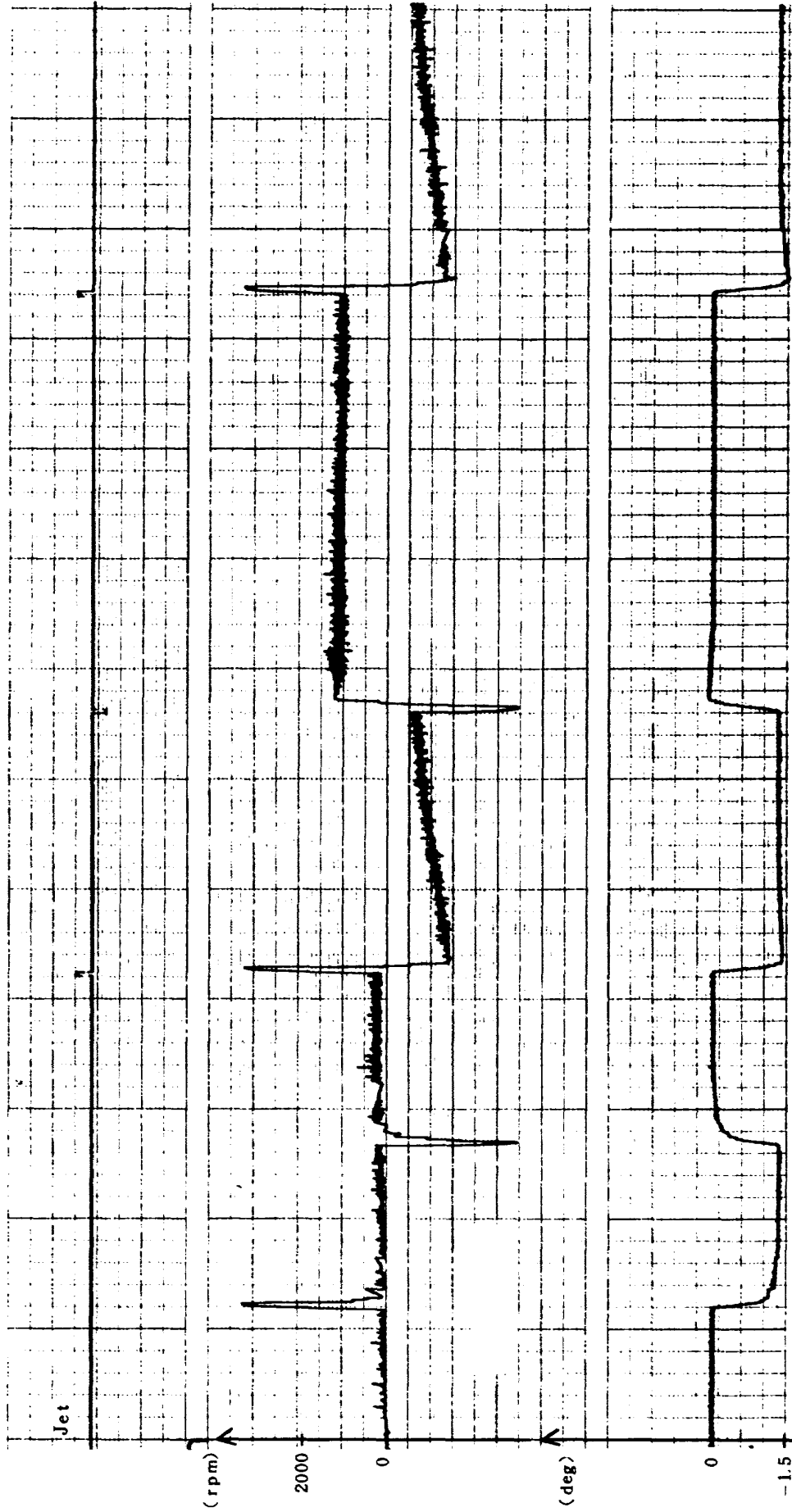


図17 約1.5度の姿勢変更

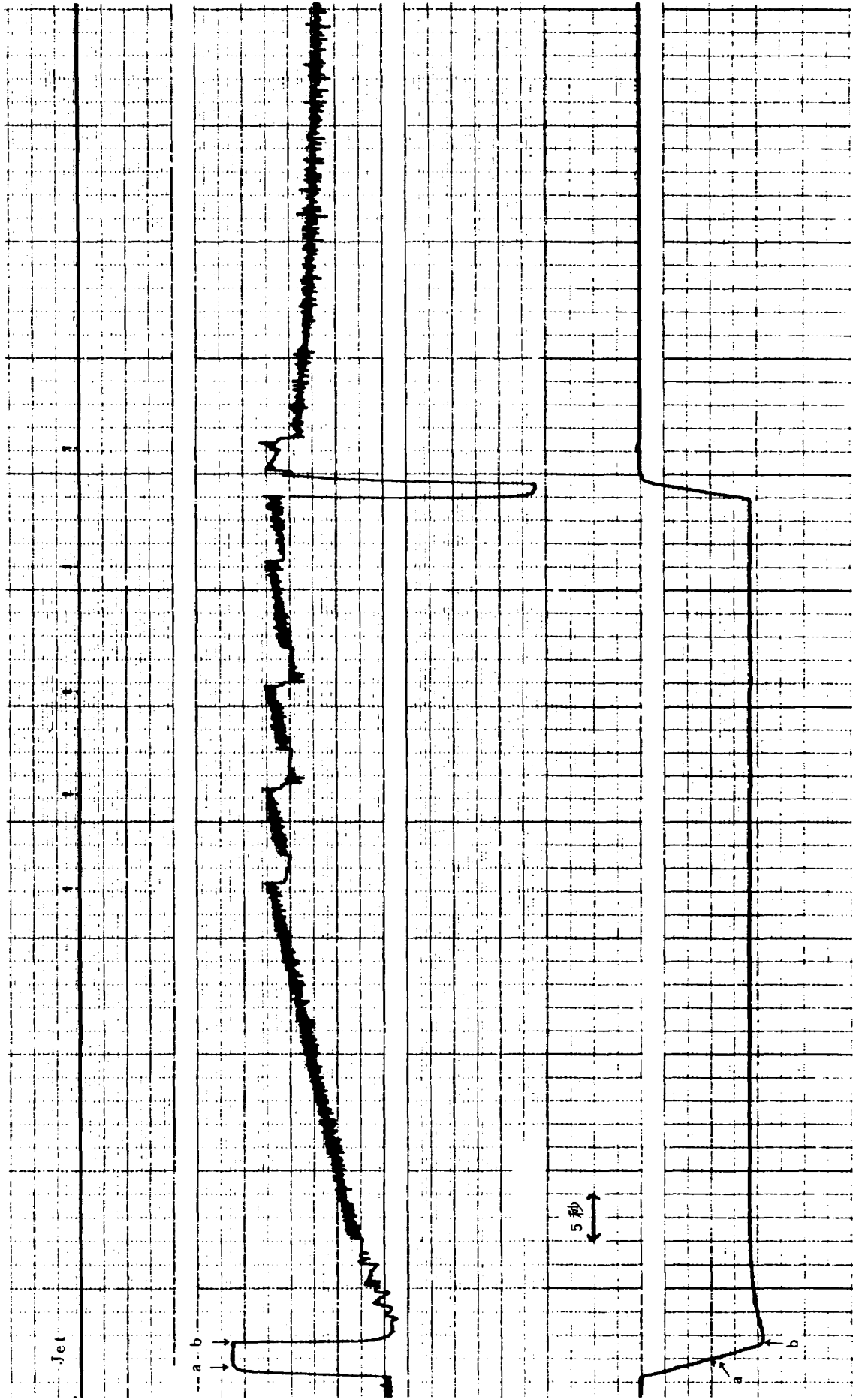


図 18 約 5 度の姿勢変更

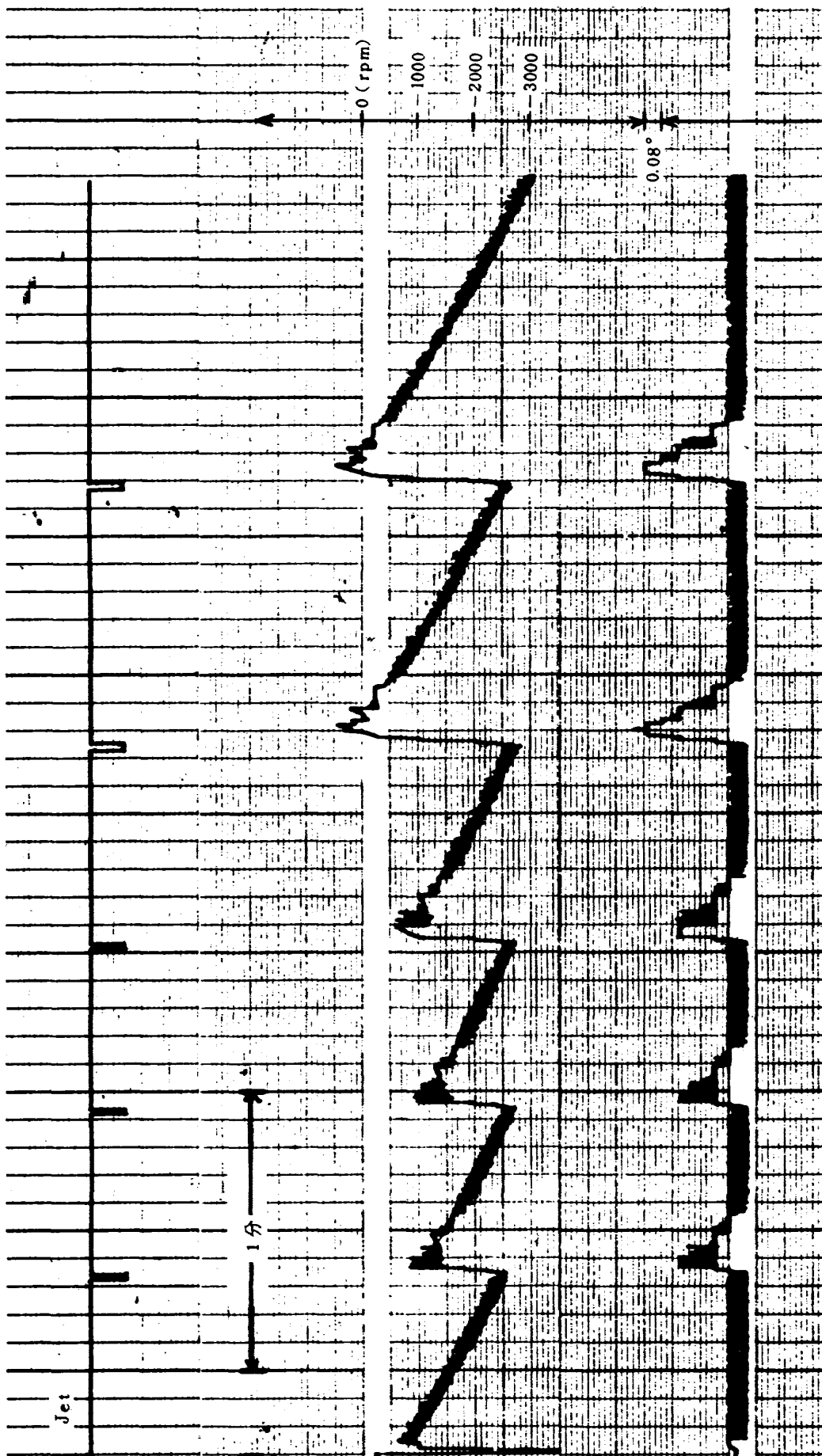


図19 ジェット・スラストの測定

これは図 19 のように、種々の時間間隔でジェットを噴いてその時のモータ速度の変化を測定する方法である。ジェットのスラストによるトルク T_J を Δt 時間噴いたとすると(9)式と同様に t 時間後のモータ速度の変化は

$$I_w \Delta \omega_w = T_{ext} \cdot t + T_J \cdot \Delta t$$

となる。つまり図から時間に無関係な項 $T_J \cdot \Delta t$ を読み取って計算する。ジェット噴射時間 Δt は、フォトレコーダを使って、より精度よく測定した。2個のジェット噴出装置についてそれぞれ 15 回以上、上の測定を行なった結果を図 20 にプロットした。

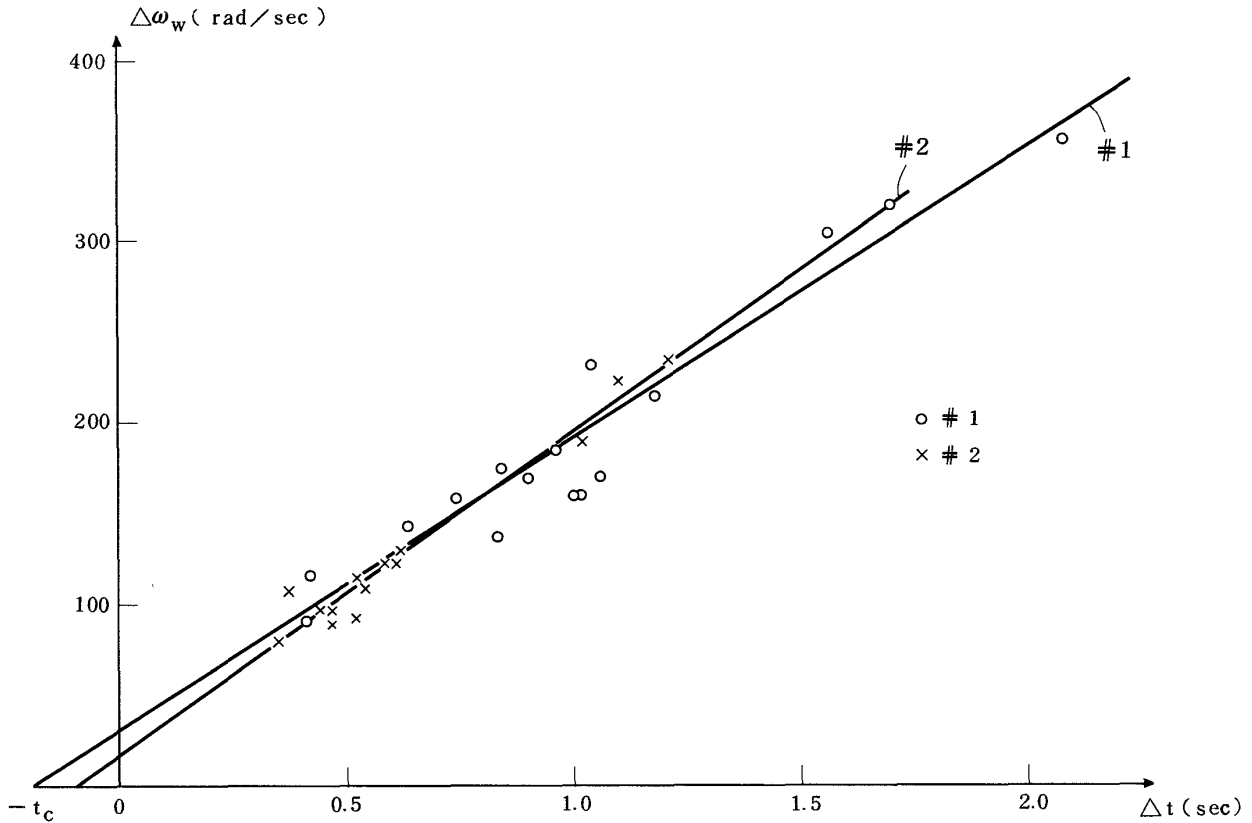


図 20 ジェット・スラストの測定

このジェット装置の電磁弁は、ごくありふれた工業用のものであり、非常に大きいバラツキがでている。

更に電磁弁の開閉は、それへの ON-OFF 信号とは完全には一致せず、特に OFF の時が ON の時より時間遅れが大きい。この事実を考慮すると、実効的なジェット噴射時間は、入力信号の ON 状態の断続時間 Δt に時間遅れ t_c (ON と OFF のそれぞれにおける時間遅れの差で、 Δt には依らない。)を加えたものになる。ジェットのスラストを F_J とすると

$$\Delta \omega_w \propto F_J \cdot (\Delta t + t_c)$$

であり図 20 の x 軸との交点が t_c を表わすことになる。最小 2 乗法で直線を当てはめてみた結果、 t_c はジェット #1 が 0.19 秒、#2 が 0.09 秒であった。この補正を行なったものと行なわないときの、スラストの計算結果は次のようであった。

	補正前	補正後	
# 1	8.34	6.6	gr
# 2	8.38	7.3	gr

となり、前章で求めた値とほぼ同じである。

3.4 まとめ

以上で 1 軸テーブルを使ったゼロモーメント方式の 3 軸姿勢制御の予備実験：1 軸制御実験の概要を説明した。

この予備実験では姿勢検出器をそのままセンサとして使用し、そのために姿勢角の擬似微分信号によるスパイクの影響が出てきた。またモータはごく普通のサーボモータであり、ホイールの大きさを含めた制御系パラメータの最適化については一応デッドビート特性を目標とただけで十分には煮つまっていない。

それにも拘らず、姿勢保持実験については 3.3 の(1)で述べたように姿勢の定常誤差は十分に小さくおさえることができ、その精度は最早センサの分解能に依存するところまで達成できた。また姿勢変更のステップ応答については図 17, 18 に見られるように、ほぼ設計どおりのデッドビートに近い応答を得ることができた。

以上の姿勢制御系本来の目的以外に測定の厄介なタービントルク及びジェットスラストの大きさを、この制御系を使ってうまく測定できる事を確認した。

終りに本実験の便宜をはかって下さった東京芝浦電気㈱に深謝する次第である。

参 考 文 献

- 1) 西田進; 最近の 3 軸姿勢制御衛星の動向, 電子通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会資料 (昭和48)
- 2) H.J. Dougherty et al.; Attitude Stabilization of Synchronous Communications Satellites Employing Narrow-Beam Antennas, J. Spacecraft, Vol. 8 No. 8 (1971/8) pp. 834-841
- 3) A.L. Greensite; Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems, NASA CR-831 (1967)

TM-267 正誤表

	誤	正
p. 12 左上から6行	中心周板数	→中心周波数
p. 13 左下から9行	ロケッイ	→ロケット
p. 15 図 4.6		横軸の下に「slant range (km)」を入れる

航空宇宙技術研究所資料 257号

昭和 49 年 5 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 有限会社 共 進
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)
