

UDC 629.7.05
531.38
531.5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-641

コントロール・モーメント・ジャイロの試作と
振子装置による制御性能の測定

吉 村 庄 市 ・ 上 村 平八郎 ・ 山 中 龍 夫

1980年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

コントロール・モーメント・ジャイロの試作と 振子装置による制御性能の測定*

吉 村 庄 市** 上 村 平八郎** 山 中 龍 夫**

An Experimental Investigation of a Single-Degree-of-Freedom Control Moment Gyro on a Pendulum

By Shoichi YOSHIMURA, Heihachiro KAMIMURA, and Tatsuo YAMANAKA

ABSTRACT

A control moment gyro (CMG) is one of the promising actuators for attitude control of spacecrafts. Attempts have been made to develop single-degree-of-freedom CMGs in our laboratory.

The first one is a versional one of a sensor gyro, rate-integrating gyro, which was used for the spin table of launching vehicle M. The angular momentum is very small and the linearity of torquer and pick-off becomes poor for the large offset of gimbal angle.

The second one has been made, based on the investigations of the first one. The angular momentum has been increased up to $7.90 \times 10^6 \text{ gr-cm}^2\text{-s}^{-1}$, and the linearity has been improved for the wide range of ± 60 degrees of gimbal angle. An operational test as an integrating gyro has been carried out on a servo table. Then, performance as a CMG has been investigated on a pendulum.

Two kinds of experiments have been carried out through a coupling oscillation between the CMG and the pendulum. One is a stabilization, and the other is an excitation of the pendulum. Both of them have been carried out by a main control torque ($H \cdot \cos \theta_g$ term) and a coupling control torque ($H \cdot \sin \theta_g$ term) respectively.

1. まえがき

コントロール・モーメント・ジャイロ (Control Moment Gyro, CMG) は、人工衛星などに搭載され、それらとの間で角運動量を交換して姿勢制御を行なうアクチュエータの一種である。同様の機能を有するものにモーメントム・ホイール (Momentum Wheel, MW) がある。MW はホイールの回転軸の方向は一定に保ちながら、回転速度を増減させる。これに対して CMG は、図 1-1 に示す様に回転速度を一定に保ったホイールをジンバル機構により保持し、ジンバル軸まわりに傾けてホイール

の回転軸の方向を変える。こうして、MW は大きさ、CMG は方向を変えることで角運動量ベクトルを変化させて角運動量の交換を行なう。MW には回転速度の、又 CMG にはジンバル角度の制限があり、外乱トルクの蓄積に対してそれぞれの値を制限範囲内に留める為にリアクション・ジェットなどによる角運動量の放出が必要となる。この操作は、デサチュレーション (desaturation) 又はアンローディング (unloading) と呼ばれ、角運動量交換型アクチュエータには不可欠である。CMG は、MW と比較すると、ジンバル部などを必要とし機構的に複雑になる。しかし、MW より 1 桁程度速い応答特性を持ち、

* これはバイアス・モーメントム方式と呼ばれるが、他に静止状態から左右まわりに回転させるゼロ・モーメントム方式もある。

* 昭和55年9月11日受付

** 宇宙研究グループ

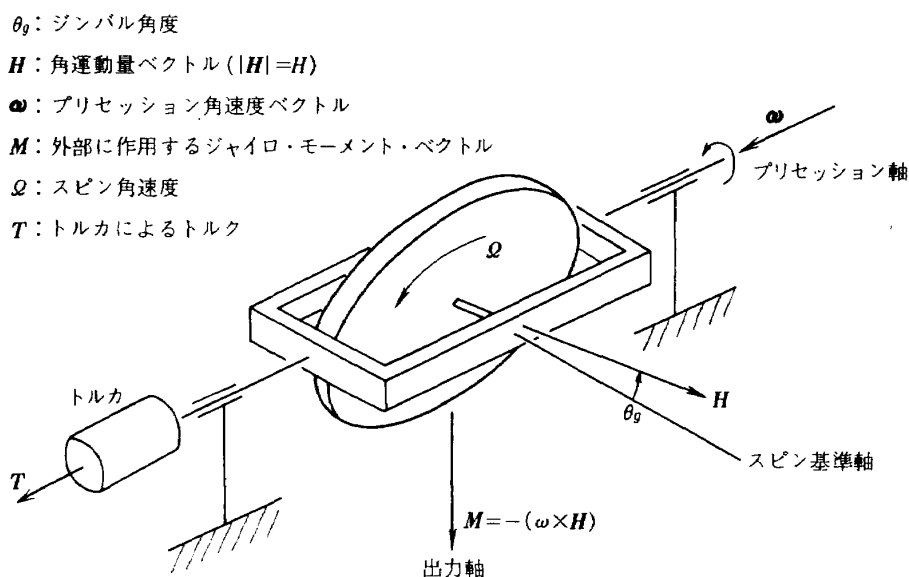


図 1-1 1自由度 CMG

特に1-ジンバルCMGは一種のトルク増幅器であるので、¹⁾リアクション・ジェットなどと同様大きな制御トルクを発生する。一方、リアクション・ジェットと比較すると、デサチュレーション操作を除いて質量損失がなく、MWと同様周期的外乱トルクを長期間受ける場合に適している。名前の示す通りジャイロの一種であるCMGには、1-ジンバル (Single-Degree-of-Freedom, SDF)、2-ジンバル (Two-Degree-of-Freedom, TDF) の区別があり、アクチュエータであると共に、1自由度CMGには姿勢検出用ジャイロの様に人工衛星の姿勢角速度を感知してそれを安定させる能力もある。^{1,2)}しかしCMGは、1) 角運動量 H は、人工衛星の軌道周回中の角運動量と同程度に選ばれ、普通の姿勢検出用ジャイロの $10^3 \sim 10^4$ 倍程度、2) ジンバル角度 θ_g の最大値は、姿勢検出用ジャイロの高々 $\pm 10^\circ$ 程度に対し $\pm 50 \sim 60^\circ$ 程度と極めて大きい、²⁾などの特徴を持つ。

θ_g が大きくなる為、CMGでは主制御トルク ($H \cdot \cos \theta_g$ 項) の他に発生するカップリング・トルク ($H \cdot \sin \theta_g$ 項) が無視できない場合が多い。そのカップリング・トルクを積極的に利用して複数軸まわりの制御を行ったり、複数個のCMGの配置を工夫してカップリング・トルクを相殺するなどの考え方や、1自由度か2自由度かの差などにより、様々なCMGの配列及びそれに伴うそれぞ

れ独自の制御則の検討がCMG研究の特色となっている。

CMGのハード・ウェア及び配列、制御則などのソフト・ウェアについての研究は、アメリカでは早く1950年代後半から行なわれて来ている。

White¹⁾は、積分ジャイロを1自由度CMGとして用いる場合について論じ、アナログ・シミュレーションを行ない、トルク源としてのみならず角速度検出用センサとしても働き、正規の角速度検出用センサからの信号が何らかの原因で途絶えた場合でも人工衛星の姿勢角速度が安定することを示している。空気軸受装置による実験では、模擬衛星の慣性モーメントが $2.4 \times 10^8 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2$ 、CMGの角運動量は $9.6 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$ である。

Kennedy³⁾は、図1-2に示す様な、2個の1-ジンバルホイールを共通のもう1つのジンバルで保持する方法による3軸制御を提案し、デジタル・シミュレーションを行なっている。Scott²⁾は、重力傾度トルクと1自由度CMGによる姿勢制御について検討し、 $\theta_g = 0^\circ$ 付近でのstictionによる不感帯がリミット・サイクルを惹起することを述べている。4個の1自由度CMGがアジェナ・ビークルに搭載された例を挙げると共に、1963年迄に製造されたCMGとして、Kearfott社製 (1自由度、角運動量 $45 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$ 、長さ230mm、重量7.2kg、消費電力7W) とNortronics社製 (1自由度、90

* 図1-1により定性的に述べる。角運動量 H を持つホイールを、ジンバル・トルク・モータのトルク T で H と直交する方向に ω なる角速度で回転 (Precession) させると、外部に対して $M = -(\omega \times H)$ なるジャイロ・モーメントを及ぼす。一般に、ホイールとジンバル部の ω 方向の慣性モーメントは小さいので T は小さくて済む。従って、 H が大きいと $|M| > |T|$ なる関係が成立するので、CMGは一種のトルク増幅器と考えることができる。

$\times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$, 265mm, 10.2 kg, 9 W) の2例を挙げている。DeLisle⁴⁾も、1自由度CMGを準受動的ダンパとして用いる場合について、例えば図1-3に示す様な2個の1自由度CMGによる3軸ダンピング・システムなど数例を論じている。Havill⁵⁾は、いわゆるTwin-CMG (又はV-Pairとも呼ばれる) について論じている。Twin-CMGでは、図1-4に示す様に、等しい角運動量を持つ2個の1自由度CMGを $\theta_0 = 0^\circ$ の位置で角運動量ベクトルの和が零になる様に向い合せ又

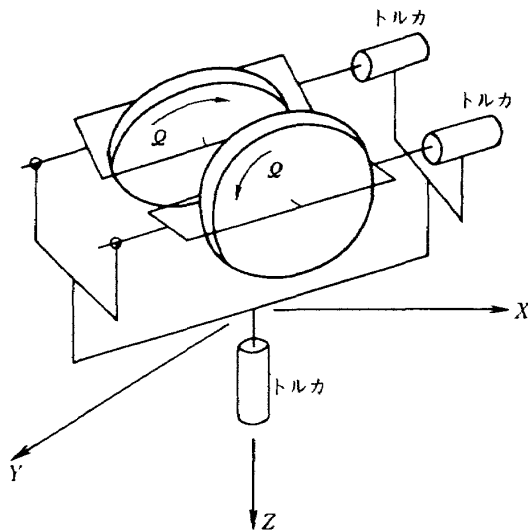


図1-2 2ホイール, 3ジンバルによる3軸制御系

は背中合せに配置し、歯車などにより機構的に両者のジンバル角度が常に大きさが等しく且つ同じ向きになる様に工夫してある*。この方法によると、常に両者のカップリング・トルクが相殺されるので、人工衛星のある軸まわりの制御を他の軸まわりと独立して行なうことができる。3個のTwin-CMGを空気軸受装置に搭載した3軸制御実験では、慣性モーメント 8×10^9 , 9×10^{10} , $1 \times 10^{11} \text{ gr} \cdot \text{cm}^2$ の模擬ビークルの各軸に $55 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1} \times 2$ のTwin-CMGを使用しており、高指向精度を達成するにはジンバル軸まわりの摩擦を如何に小さくするかが重要であると述べている。Campbell⁶⁾もTwin-CMGを論じている。ここでは、ビークルへの取付けを剛にした場合と、バネとダンパを介した場合とを比較しており、又 fast accurate large angle maneuverを行なう為の非線形制御則を提示している。空気軸受装置を用いた1軸まわりの制御実験では、慣性モーメント $2.71 \times 10^9 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2$ の模擬ビークルに角運動量 $6.27 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1} \times 2$ のTwin-CMGを搭載している。Jacot⁷⁾は、CMGについて概説している。1自由度CMGについてはスピン衛星の歳差運動の減衰及び能動的制御の例としてコーン・アングル制御を挙げている。しかし、重点はむしろ2自由度CMGに置いており、"Coning" Suspension CMGを提案している。又Liska⁸⁾は、それについて詳述している。2自由度CMGは、1自由度CMGと異り、準受動的アクチュエータやトル

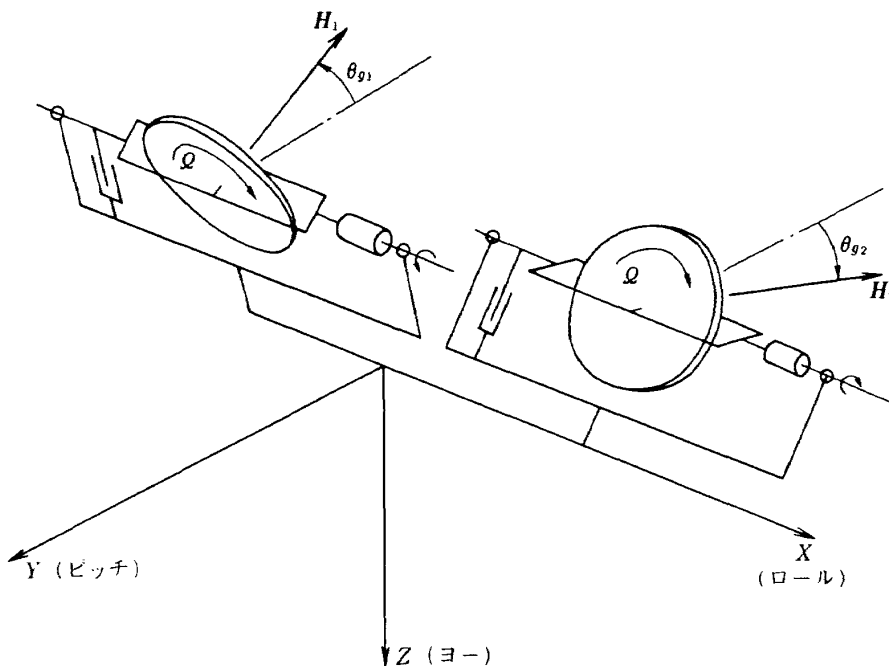


図1-3 2個の1自由度CMGによる3軸ダンピング・システム

* V-Pair の呼称は、常に両者のスピン軸がV字形を成すことに由来する。

ク増幅器としての特性を備えていない。そこで通常は、図1-5に示す様に、等しい角運動量を持った2個の2自由度CMGを“Euler” Suspension方式により、内側（inner）、外側（outer）ジンバル角度をTwin-CMGと同様に機械的に同期させる。これにより、トルク増幅特性を備え且つ両者のZ軸まわりの制御トルクを相殺することができる。しかし、内側ジンバルのトルク・モータと角度センサが外側ジンバルに搭載されるので、同期

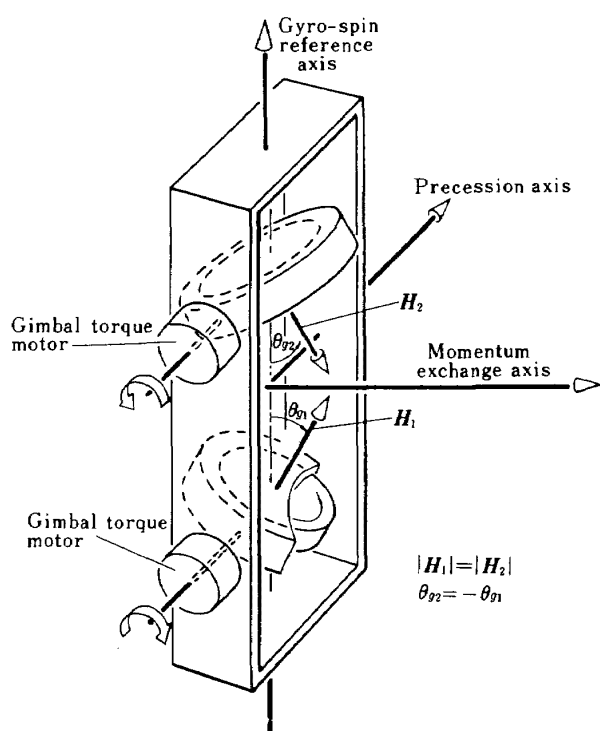


図1-4 Twin-CMG

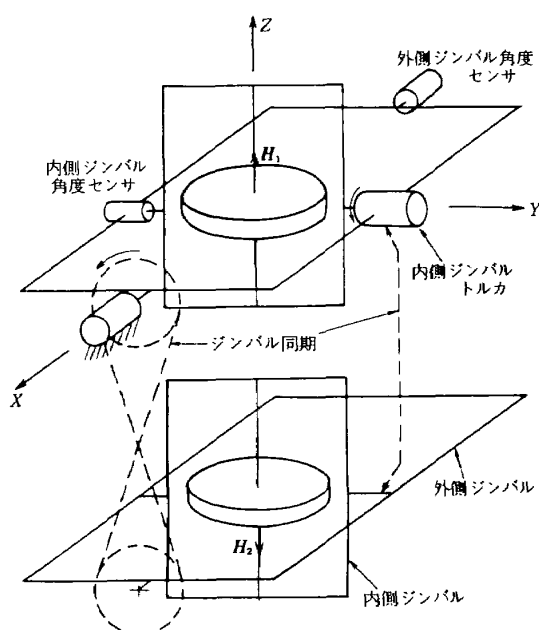


図1-5 Euler suspension CMG

させる為の機構が複雑となる。しかも、内側ジンバルの動きが外側ジンバルの位置に依存するので、X、Y軸まわりの制御トルクに強い cross-coupling が起こり、decouple させる制御則が必要となる。これに対し、Jacot, Liska らが提案している“Coning” Suspension 方式を図1-6に示す。この呼称は、両者の角運動量ベクトルが円錐形を描くことに由来する。この方式では、各2自由度CMGのジンバル数が2個から4個に増えるが、内側、外側ジンバルの各トルク・モータは共にビークルに直接取付けられ、それぞれを同期させるには平歯車や steel tape などの簡単な機構で済む。更に、Z軸まわりの制御トルクを相殺するばかりでなく、X、Y軸まわりの制御トルクも decouple することができ、トルク増幅特性に加え、1自由度CMGの如く準受動的アクチュエータとしての特性も得ることができる。その意味でこれは、前述のTwin-CMGは対応する方式と言える。Liska は、角運動量 $1.22 \times 10^8 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$ の Coning Suspension CMG を空気軸受装置を用いて実験し、精度 0.1 arcsec での制御が可能であったと述べている。

一方、我国においては、CMGについての文献は比較的少ない。東口ら⁹⁾は、1自由度CMGによる歳差運動の減衰についてアナログ・シミュレーションを行なっている。山中ら¹⁰⁾は、微小推力によりスパイラル・レイジング（spiral raising）を行なう人工衛星の3軸制御を、Jacot, Liska らに提案された Coning Suspension CMG を用いて行なう場合を検討している。中谷ら¹¹⁾は、多くの参考文献を挙げてCMGについて概説している。又、中谷¹²⁾は、2個の1自由度CMGもしくは1個の2自

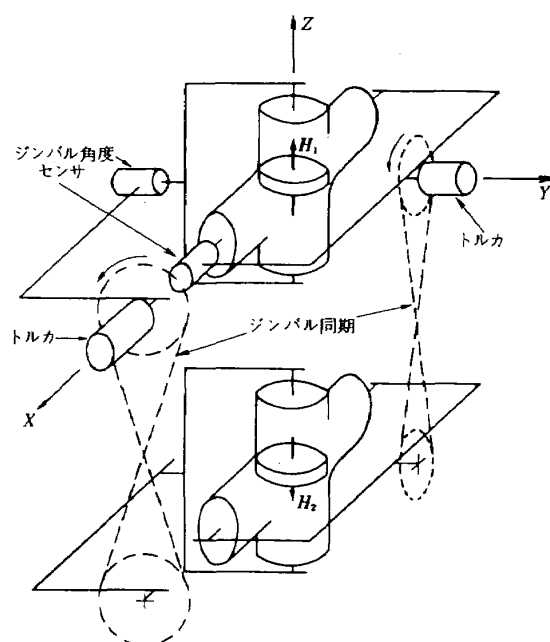


図1-6 “Coning” suspension CMG

由度CMGを用いた、スピン衛星のスピン軸制御について数値シミュレーションを行なっている。

以上は、数多くの研究のごく一部である。しかし、CMGが実際に使用された例は、ここに列挙するには余りにも多いMWやリアクション・ジェットに比べて、はるかに少ない。Auclair¹³⁾は、CMGの配列を表1-1に示す様な4種類に大別してその特徴を述べ、更にCMGの使用に適したミッション要求として表1-2に示す

表1-1 CMG配列の代表例

| | |
|--|---|
| Double Gimbal Arrays (2自由度CMG) | 重量や冗長度の点から3個が適当。Apollo Telescope Mountに使用された。 |
| Skewed Single Gimbal Arrays (スピン軸を互いに傾斜させた1自由度CMG) | 4～5個が適当。精度、応答性で2自由度系に優る。 |
| "V" Pairs (スピン軸が向い合せ又は背中合せの2個の1自由度CMG) | カップリング・トルクを相殺するので、各軸を独立に制御できる。重量、消費パワーが大きい。 |
| Hybrid Arrays (1自由度、2自由度CMGの混合) | 要求される制御トルクが非対称である場合に適する。制御則も比較的簡単。 |

各項目を掲げている。その内容をまとめると、大きな制御トルクや速い応答特性を要求する大型の人工衛星や宇宙ステーションなどが適していることになろう。

CMGが使用された例としては、スカイ・ラブ (SKY LAB-A) のApollo Telescope Mount (ATM) を挙げることができる。^{14,15)}ここには、太陽観測用の光学機器等が搭載されている。図1-7に示す様に、3個の直交して配置された2自由度CMG (角運動量 $2.7 \times 10^{10} \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$) により3軸制御を行ない、表1-3に示す指向精度、安定要求を満たしている。同じくスカイ・ラブ

表1-2 CMGの使用に適したミッション要求

| | |
|------------------------------|---|
| Precision Pointing | 0.01 arcsec ~ 10 arcmin |
| Larger Vehicle | $1.30 \times 10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 乃至それ以上 |
| High Output Torque | 2.7 ~ 270 kg · m |
| Fast Response | 1 ~ 15 Hz |
| Rapid and Frequent Maneuvers | ピーク値で $1^\circ/\text{sec}$ 乃至それ以上 |
| Minimum Power Demands | ピーク値及び定常状態 |

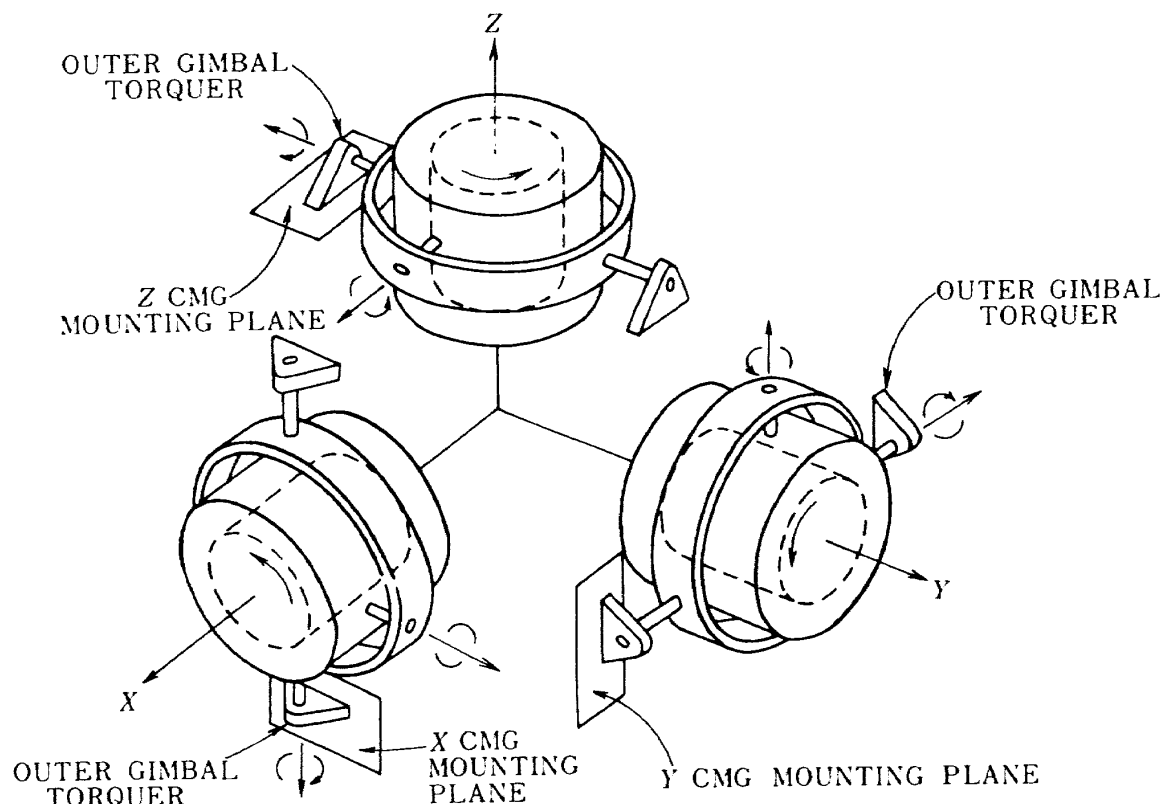


図1-7 2自由度CMG配列 (Apollo Telescope Mount)

表 1-3 CMG制御系への要求
(Apollo Telescope Mount)

| System Axis | Command Pointing Uncertainty | Stability for 15 minutes |
|--------------|------------------------------|--------------------------|
| CMG X(pitch) | ± 4.1 arcmin | ± 9.0 arcmin |
| CMG Y(yaw) | ± 4.1 arcmin | ± 9.0 arcmin |
| CMG Z(roll) | ± 10.0 arcmin | ± 7.5 arcmin |

で、船外活動をする宇宙飛行士の姿勢制御、安定、操縦の為に Astronaut Maneuvring Research Vehicle (AMRV) にも、3個の Twin-CMG が搭載されている。^{16,17)} AMRV は、宇宙飛行士が背に負う Automatically Stabilized Maneuvering Unit (ASMU) と、右手に持つ Hand Held Maneuvering Unit に分れており、Twin-CMG (角運動量 $1.36 \times 10^7 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1} \times 2$) は ASMU に搭載されている。他に、Space Electric Rocket Test-II (SERT-II) において、SERT-II Spacecraft に4個の CMG が用いられている。^{18,19)} SERT-II Spacecraft は、電気推進系の電力源として約 17.4 m^2 の展開型太陽電池パネルを持っており、高度 1000 km の極軌道上で重力傾度トルクを利用する為にアジャア打上げロケットの2段目を切離さないでその一部としている。この為、慣性モーメントが大きくなったことと、6箇月のミッション期間を考慮して CMG が用いられたと考えられる。筆者らが CMG に関心を持ったのも、展開型大容量太陽電池パネルを装備して、電気推進系により長期間かけてスパイラル・レイジングを行なうビークルの姿勢制御用アクチュエータの候補の1つとしてであった。¹⁰⁾

以上述べた様に、CMG の使用例はまだ少ない。しかし、今後はスカイ・ラブよりも更に大型の宇宙構造物が検討されている様であり、CMG の姿勢制御用アクチュエータとしての重要性は高まっていくものと考えられる。

さて、我国においては、これまで人工衛星の大型化がそれほど現実のものとならなかったこともあり、これまでに搭載された例はない。又、国内における CMG の製造例もなかった。しかし、近い将来、我国においても CMG 搭載要求が出てくることは容易に想像できる。この為、筆者らは、CMG の試作及び基本的性能試験の実施を目指して、昭和 48 年頃からハード・ウェアに関する調査に着手した。それにより得られた資料を検討した結果、試作に先立って予備試作を行なうこととした。予備試作は、東京大学の人工衛星打上げ用ロケットのスピントーブルに搭載されている既存のレート積分ジャイロ

(C702511) に若干の改造を加えることにより、昭和 49 年度に実施した。その基本性能試験により得た資料を基に、昭和 50 年度には試作を行なった。試作 CMG では、ホイール (ジャイロ・モータ) の大型化、ジンバル・トルク・モータ及びジンバル角度検出 (ピック・オフ、Pick-Off) 部の線形範囲の拡大、ジンバル最大振れ角の拡張、ジンバル軸まわりの粘性減衰を与えるシリコン・オイルの低粘度化などに留意した。更に、昭和 51 年度には、試作 CMG の駆動用制御エレクトロニクス装置を試作した。これは、CMG 各部へ電力を供給し、ジンバル角度などの情報をとり出し、外部からの信号を各部へ伝達する装置である。耐環境性などには特に留意してないが、電源を $\pm 24 \text{ V DC}$ とし、できるだけ小型、軽量化を図るなど、搭載型への考慮を払って試作した。

両者を組み合わせて基礎的特性試験を行なった後、CMG を振り装置に搭載して制御実験を行なった。振り装置はナイフ・エッジで支持された簡単な装置である。

CMG や MW の様な角運動量交換型アクチュエータの実験では、空気軸受等を用いたプラットフォームに搭載して、その回転角や角速度信号をフィードバックする閉ループを組んだ制御実験を行なうのが一般的である。既に述べた様にその例は多いが、それらは特定の姿勢制御系を想定してのシステム試験である。空気軸受装置は運用が煩雑であり、特に実験に際して、搭載した各種機器の動的バランスの取り方などに細心の注意を必要とし、又空気軸受特有のランダムな微小外乱トルクの発生がある。

本実験の目的は、CMG 単体の角運動量交換特性を、主制御トルク ($H \cdot \cos \theta_g$ 項) 及びカップリング・トルク ($H \cdot \sin \theta_g$ 項) について、それぞれ独立に調査することである。この様な目的に最も適した実験装置は、1軸まわりのみ自由度を持った回転テーブルである。1軸まわりの回転テーブルとしては、回転角度を小さく限定すれば、ナイフ・エッジを支点とする振り装置が次の点で優れている。即ち、振動の再現性、支点まわりの慣性モーメントを大きくとることができる、装置が簡単、安価などの点である。

調査した範囲では、振りによる CMG の実験例は見出せなかった。しかし、CMG 単体の性能試験の目的は、振り装置を用いて十分に達成できると考えられた。

制御実験は、

1) 外部からの信号でホイールをジンバル軸まわりに加振して、振りとの間で連成振動を起こさせる振り加振実験 (能動制御に相当する)。

2) 外部から振りに外乱トルクを付加して、振りとホ

イールのジンバル軸まわり（粘性減衰がある）の連成振動を起こさせ、振子の振動を減衰させる振子制振実験（準受動制御系に相当する）。

の2種類について行なった。いずれの場合でも、CMGの取付け位置を変えることにより、主制御トルク及びカップリング・トルクを振子の回転軸まわりに作用させた。

この様に、極めて簡易な振子装置を用いて、CMGの基本的特性を得、その性能を確認することができた。

2. 記 号

A_g : 無次元化された θ_g の振幅の絶対値
 A_p : 無次元化された θ_p の振幅の絶対値
 C_g : ジンバル軸まわりの減衰係数
 C_p : 振子（含CMG）の減衰係数
 e : 自然対数の底
 f : 振動数
 $G(s)$: 伝達関数
 g : 地表における重力加速度
 \mathbf{H} : ホイールの角運動量ベクトル,
 $H \equiv |\mathbf{H}|$
 \mathbf{H}_b : 剛体の角運動量ベクトル
 \mathbf{H}_G : ジンバル部の角運動量ベクトル
 $\mathbf{H}_T : \mathbf{H}_b + \mathbf{H}_G$
 (i_b, j_b, k_b) : 剛体固定座標系
 (i_G, j_G, k_G) : ジンバル固定座標系
 (i_p, j_p, k_p) : 振子固定座標系
 (i_W, j_W, k_W) : ホイール固定座標系
 I : 剛体の慣性モーメント・テンソル
 I_X, I_Y, I_Z : 剛体の主慣性モーメント
 I_g : ホイールのジンバル軸まわりの慣性モーメント
 I_p : 振子（含CMG）の回転軸まわりの慣性モーメント
 J : ホイールの慣性モーメント・テンソル
 A, A, C : ホイールの主慣性モーメント
 K_g : ジンバル軸まわりのバネ係数
 K_p : 振子（含CMG）の回転軸まわりのバネ係数
 K_T : (トルカ・アンプのゲイン) × (トルカのスケール・ファクタ)
 l : 振子（含CMG）の重心から回転軸までの距離
 \mathbf{L}_b : 剛体に外部から作用するモーメント
 L_{bX}, L_{bY}, L_{bZ} : \mathbf{L}_b の i_b, j_b, k_b 方向の成分

\mathbf{L}_G : ジンバル部に外部から作用するモーメント

L_{GX}, L_{GY}, L_{GZ} : \mathbf{L}_G の i_G, j_G, k_G 方向の成分

m : 振子（含CMG）の総質量

\mathbf{M} : CMGが外部に及ぼすジャイロ・モーメント

$\mathbf{M}_X, \mathbf{M}_Y, \mathbf{M}_Z$: $\theta_g = 0^\circ$ のときにそれぞれのスピン軸が i_b, j_b, k_b と一致する様に取付けられたCMGが外部に及ぼすジャイロ・モーメント

O_b, O_G, O_W : 剛体, ジンバル部, ホイールの質量中心

O_p : 振子固定座標系の原点

P : 振子（含CMG）の周期

q_p : 振子（含CMG）の減衰固有円振動数

p, q, r : ω_b の i_b, j_b, k_b 方向の成分

S : ラプラス変換のパラメタ

\mathbf{T} : ジンバル・トルク・モータによりジンバル軸まわりに作用するトルク

$T_g(t)$: トルカ・アンプへの入力信号

$T_p(t)$: 振子（含CMG）に外部から付加される外乱トルク

α : 特性方程式の複素根の実数部

β : 特性方程式の複素根の虚数部

δ : 振子（含CMG）の振幅の1周期毎の対数減衰率

ζ : 振子（含CMG）の減衰係数比

θ_g : ジンバル角度

θ_p : 振子（含CMG）の振れ角

$\theta_g(s) : \mathcal{L}[\theta_g(t)]$

$\theta_p(s) : \mathcal{L}[\theta_p(t)]$

λ : CMG加振周波数と振子（含CMG）の固有円振動数の比

Ω : ホイールのスピン角速度

ω : CMG加振周波数

ω_p : 振子（含CMG）の固有円振動数

ω : プリセッション角速度ベクトル

ω_b : 剛体固定座標系の基準座標系に対する角速度ベクトル

ω_G : ジンバル固定座標系の剛体固定座標系に対する角速度ベクトル

ω_r : 基準座標系の慣性座標系に対する角速度ベクトル

ω_W : ホイール固定座標系のジンバル固定

座標系に対する角速度ベクトル

$I(t)$: 単位インパルス

$(\dot{})$: 時間に関する 1 階微分

$(\ddot{})$: 時間に関する 2 階微分

$\mathcal{L}[]$: ラプラス変換

3. 予備試作

CMGの国産人工衛星への搭載例は勿論、国内において製造された例もなかった。この為、昭和50年度からの試作に向けて、特にハード・ウェアに関する調査を昭和48年頃から始めた。それにより得られた資料を検討した結果、国産されているセンサ用レート積分ジャイロに若干の改造を施して、試作の前段階としての予備試作を行なうこととし、昭和49年度に実施した。

基となったのは、国産され、東京大学の人工衛星打上げ用ロケットのスピンのテーブルに搭載されて、我国の宇宙開発で既に実用に供されているレート積分ジャイロ C702511 型である。その角運動量は、 $1.5 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$ と普通の CMG よりは 1 桁程度小さい。しかし、1) 国産されているので入手が容易、2) 密封型ではないので、露出しているホイール(ジャイロ・モータ)やジンバル機構などの改造が容易、3) 構造が堅牢、などが予備試作に適していると考えられた。予備試作 CMG の主要諸元を表 3-1 に、外観を図 3-1 に、接続図を図 3-2 に示す。主な改造点は、1) ジンバル最大振れ角を $\pm 1.6^\circ$ から $\pm 12.5^\circ$ まで広げた。2) ジンバル軸まわりの粘性減衰を与えるシリコン・オイルを約 $1/3$ の粘度のものに替え、ヒータによりオイル温度を上げて更に粘度を低下させ得る様にした。 などである。1) は、ジン

表 3-1 予備試作 CMG 主要諸元

| | |
|--------------------------|---|
| 重 量 | 約 600 gr 重 |
| ジャイロ・ゲイン (角運動量/粘性係数) | 2.82 (オイル温度 32.5°C) 4.83 (" 56.0°C) |
| ジャイロ・モータ (23,500 rpm) | 励磁電源 115 V, 400 Hz, 3 相 角運動量 $1.5 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{sec}^{-1}$ |
| ジンバル自由度 | ± 12.5 度 |
| ピック・オフ | AC Vane 型 |
| ジンバル・トルク・モータ | AC Vane 型 インダクション・モータ |

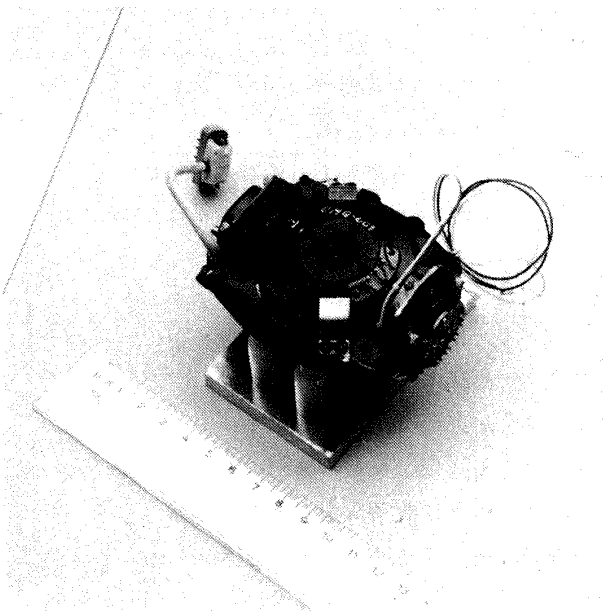


図 3-1 予備試作 CMG

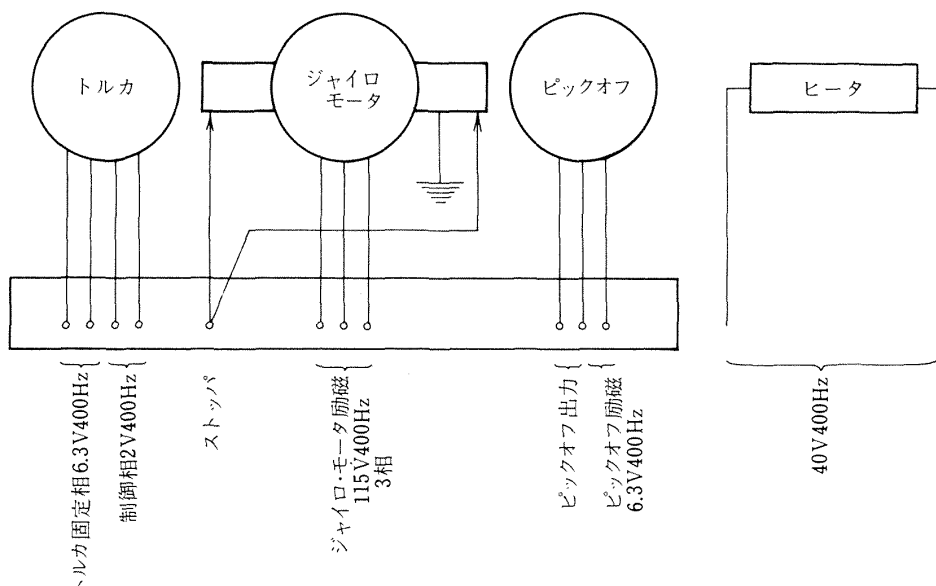


図 3-2 予備試作 CMG 接続図

バル角度が大きな位置でのジンバル・トルク・モータの特性を調べる為である。又2)は、粘度の低下により、CMGのトルク増幅係数に相当するジャイロ・ゲイン(ホイールの角運動量/減衰係数)を大きくする為であり、表3-2に示す様にその値は約3~4.5倍となった。消費電力は、ホイール(ジャイロ・モータ)起動時最大45W、定常時7Wである。

改造後は、まず通常のセンサ・ジャイロとしての特性試験を行ない、C702511型の規格を満たしていることを確認した。その後、CMGとしての試験を、センサ・ジャイロ試験用サーボ・テーブル上で閉ループを組んで行った。その回路図を図3-3に示す。試験では、ジン

バル角度 θ_0 が 0° 及びオフセット角を与えた位置での、ジンバル・トルク・モータの特性を主として調べた。ところで、サーボ・テーブルは、ジンバル角度検出部(ピックアップ・オフ)出力を常に零にする閉ループで作動する。即ち、ジンバル・トルク・モータがジンバル軸まわりに加えるトルクを打消す方向にサーボ・テーブルが回転する。従って、オフセット角を持つ場合の測定は、通常では不可能である。そこで、オフセット角を与えた場合は、ピックアップ・オフ出力側で、設定したオフセット角に応じた出力を相殺するバイアス電流を挿入し、それをサーボ・テーブル駆動用モータの増幅器に入力する方法を採った。これにより、任意のオフセット角における、ジンバル・トルク・モータのトルキング・レートは、サーボ・テーブルの回転角速度を計測することにより得られた。これは、通常の「CMGと人工衛星との入出力関係」を逆にした状態に相当する。

図3-4に、定格のシリコン・オイルを用いてヒータ・オンの場合のトルキング・レートを、ジャイロ・モータ駆動用115V3相の周波数をパラメタとして示す。オフセット角は 0° である。ジンバル・トルク・モータへの入力としての電流積は、インダクション・モータの固定相及び2次相(制御相)への電流の積を意味する。周波数が560Hzの場合は、定格400Hzの40%増であり、ジャイロ・モータの回転数は定格よりほぼ30%上昇しているので、それだけ角運動量も大きくなっている。こ

表3-2 予備試作CMGのジャイロ・ゲイン

| シリコン オイル | ジャイロ ・モータ 励磁 | 環境温度 | ジャイロ ・ゲイン | ヒータ |
|------------------------------------|--------------------|-------|--------------|-----|
| 定格値 (300,000 センチ ストークス) | 400Hz | 32.5℃ | 1.18 | オフ |
| | " | 45.5℃ | 1.63 | オン |
| | 560Hz | 32.5℃ | 1.57 | オフ |
| | " | 45.5℃ | 2.10 | オン |
| 最小調整値 (100,000 センチ ストークス) | 400Hz | 32.5℃ | 2.82 | オフ |
| | " | 56.0℃ | 4.83 | オン |

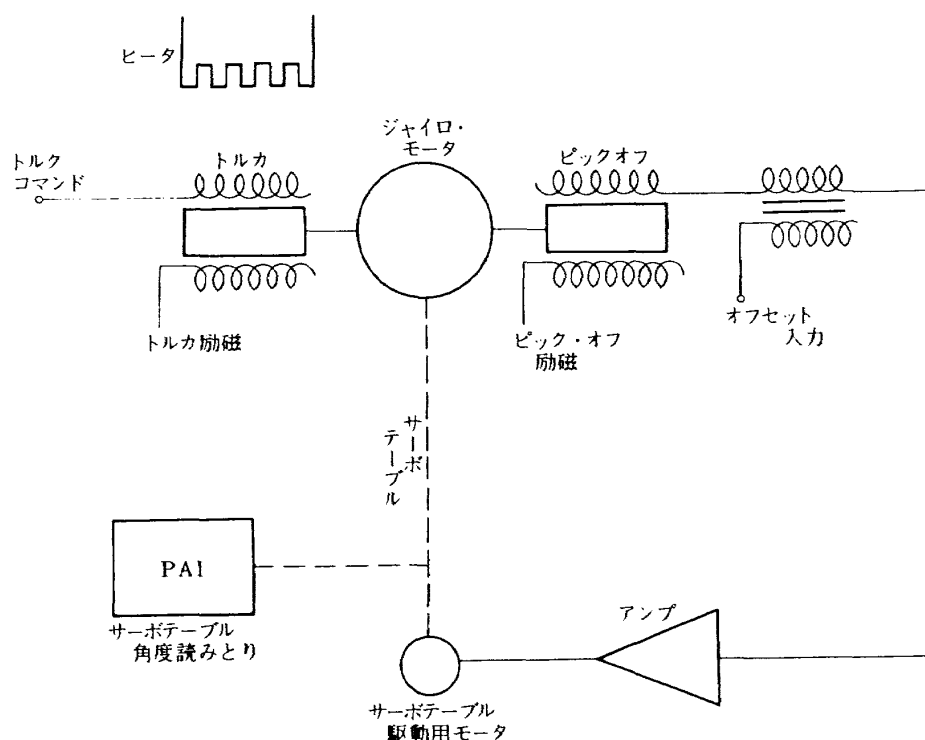


図3-3 サーボテーブル閉ループ試験回路図

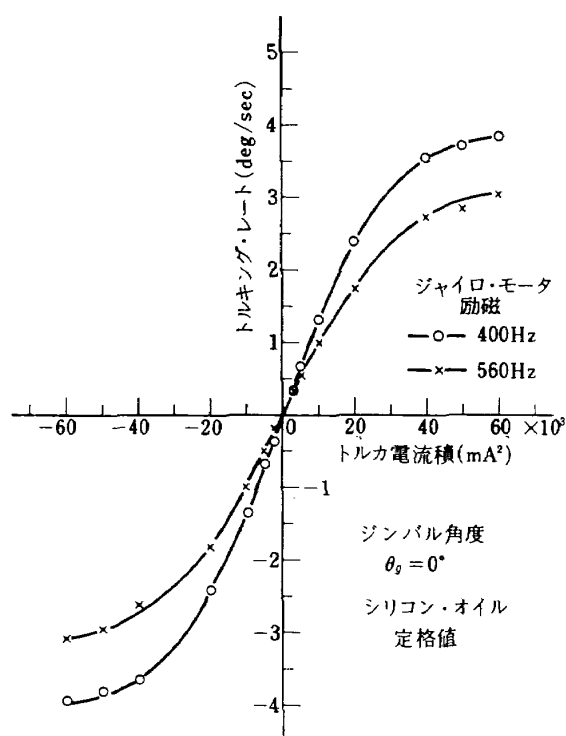


図 3-4 ジンバル・トルク・モータの特性
(ジンバル角度オフセットなし)

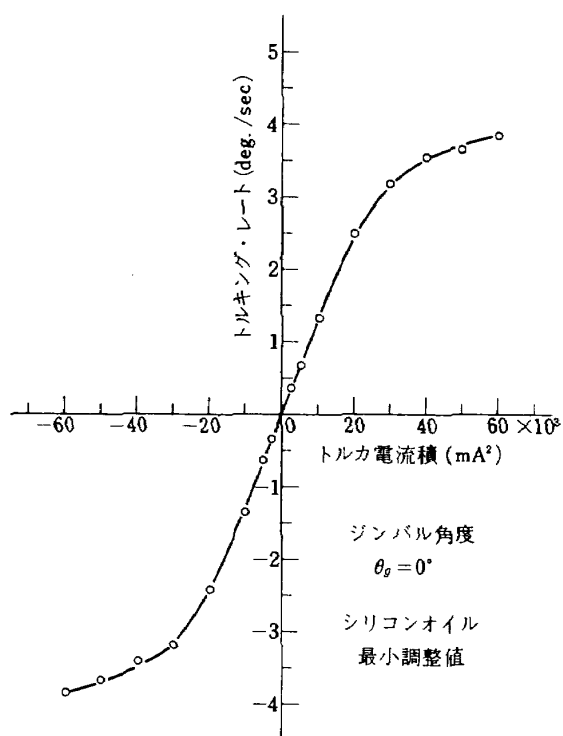


図 3-5 ジンバル・トルク・モータの特性
(ジンバル角度オフセットなし)

れに対し、トルキング・レートは約 25 % 減少している。いずれの場合も、電流積の正負の領域での特性はほぼ対称形を成しているが、線形範囲は狭い。これは、 $\theta_g = 0^\circ$ の付近でだけ、高々 1 deg/s 程度のトルキング・レートで使用するセンサ・ジャイロ用のジンバル・トルク・モ

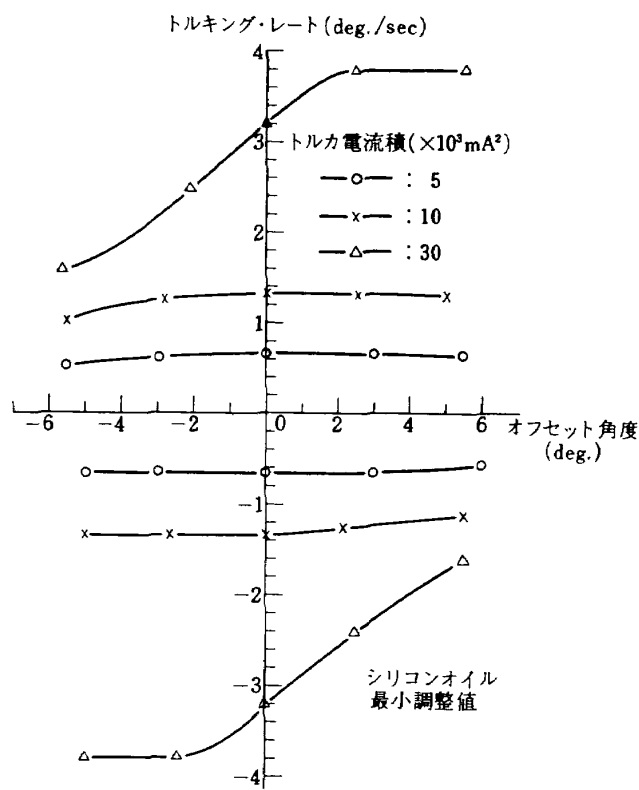


図 3-6 ジンバル・トルク・モータの特性
(ジンバル角度オフセットあり)

ータをそのまま使っている為と考えられる。図 3-5 は、定格の 400 Hz で駆動し、粘度の低いシリコン・オイルを用いヒータ・オンの場合であるが、図 3-4 の 400 Hz 駆動の場合とほとんど差がない。図 3-6 は、オフセット角を与えた場合のトルキング・レートを、電流積をパラメータとして示す。オフセット角がない場合に線形性を保った 5, 10 $\times 10^3$ mA² 程度では、やはりほぼ線形性は保たれる。しかし、電流積がその範囲を越えると、オフセット角によって大きく変動する。

4. CMG 及び CMG 駆動用制御エレクトロニクス装置の試作

昭和 49 年度の CMG 予備試作の結果を基にして、昭和 50 年度に CMG、翌 51 年度に CMG 駆動用制御エレクトロニクス装置の試作を行なった。

4.1 CMG の試作

今回の試作 CMG は、寿命などは特に考慮しなかったが (約 800 時間)、その角運動量から言えば、我が国が近い将来打上げるであろう重量数百 kg 程度の通常の形状を有する人工衛星を制御できる能力を持っている。予備試作及び試作 CMG の主要諸元を表 4-1 に示す。比較すると、

表 4-1 CMG主要諸元

| | 予備試作CMG(昭和49年度) | 試作CMG(昭和50年度) |
|--------------|---|---|
| 重 量 | 約 600 gr 重 | 約 3,800 gr 重 |
| ジャイロ・ゲイン | 2.82 (オイル温度 32.5℃) 4.83 (" 56.0℃) | 35.6 (オイル温度 30.0℃) 54.4 (" 70.0℃) |
| ジャイロ・モータ | 115V, 400Hz, 3相インダクション・モータ | |
| | 角運動量 (23,500 rpm) $1.5 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{sec}^{-1}$ | 角運動量 (23,500 rpm) $7.9 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{sec}^{-1}$ |
| ジンバル自由度 | ± 12.5 度 | ± 60.9 度 |
| ピ ッ ク ・ オ フ | AC Vane 型 | リニア・シンクロ型 |
| ジンバル・トルク・モータ | AC Vane 型 インダクション・モータ | DC ブラシレス型 |

1) ホイールの角運動量が $7.90 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$ と 5 倍以上となった。

2) ジンバル最大振れ角が $\pm 60.9^\circ$ と約 5 倍になり、通常の CMG の値となった。ジンバル軸まわりの慣性モーメントは $3.16 \times 10^3 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2$ である。

3) ジンバル・トルク・モータとして、線形範囲の広い直流ブラシレス・モータを用いた。

4) ジンバル角度検出部(ピック・オフ)には、差動トランスの一種である AC Vane 型から、回転トランスの一種であり線形範囲の広いリニア・シンクロ型に替えた。

5) トルク増幅係数に相当するジャイロ・ゲインの値が 1 桁程度大きくなった。

などが特長である。寸法は、幅 240mm, 高さ 100mm, 奥行 160mm で、その外観を図 4-1 に、分解写真を図 4-2 に示す。ジャイロ・モータは、3 相 115V 400 Hz で駆動されるインダクション・モータである。その電力消費履歴を図 4-3 に示す。起動時最大約 19 W, ラン・アップに 8 分 20 秒を要し、23,500 rpm の定常状態(角運動量 $7.90 \times 10^6 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)で約 9 W を消費し、ラン・ダウンには約 21 分を要する。ジンバル軸まわりの粘性減衰を与えるシリコン・オイルの温度変化を図 4-4 に示す。室温 21℃で、ジャイロ・モータ起動後 180 分で約 31℃に達し、ヒータ・オン 30 分後に約 69℃に達する。ジャイロ・ゲインは、ヒータ・オフ(シリコン・オイル温度約 33.5℃)で 35.8, ヒータ・オンで温度が安定した状態(約 69℃)で 54.8 である。ジンバル角度検出(ピック・オフ)部は、多摩川精機(株)製の TS282 型で摩擦トルクは $2.94 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-2}$ 以下、スケール・

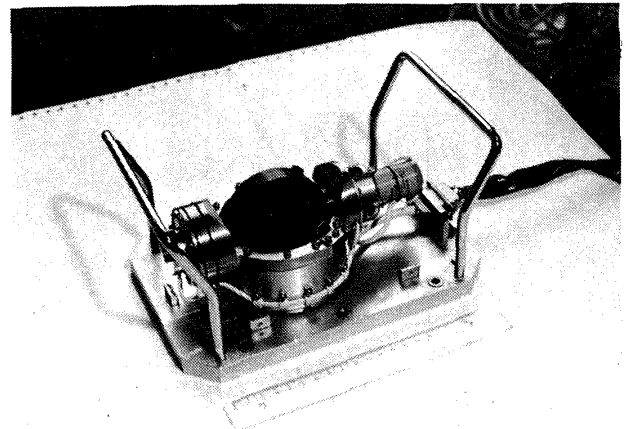


図 4-1 試作 CMG

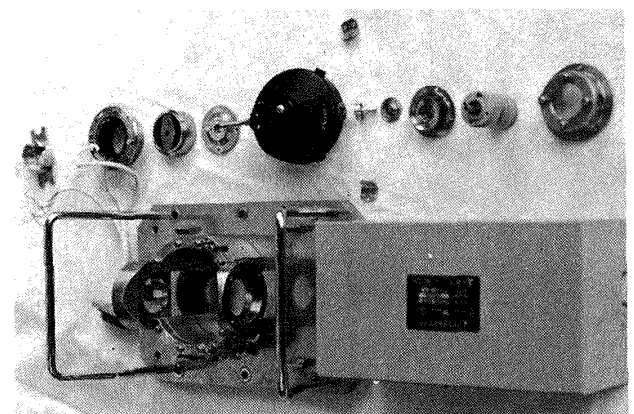


図 4-2 分解された CMG

ファクタは 346 mV/deg で直線性は $\pm 1.5\%$ 以下である。ジンバル・トルク・モータは、米国 Aeroflex 社製の直流ブラシレス TQ18 W-23 P 型で、スケール・ファクタは $5.99 \times 10^5 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-2}/\text{A}$ である。ジンバル・トルク・モータの特性試験は、予備試作の場合と同様、サーボ

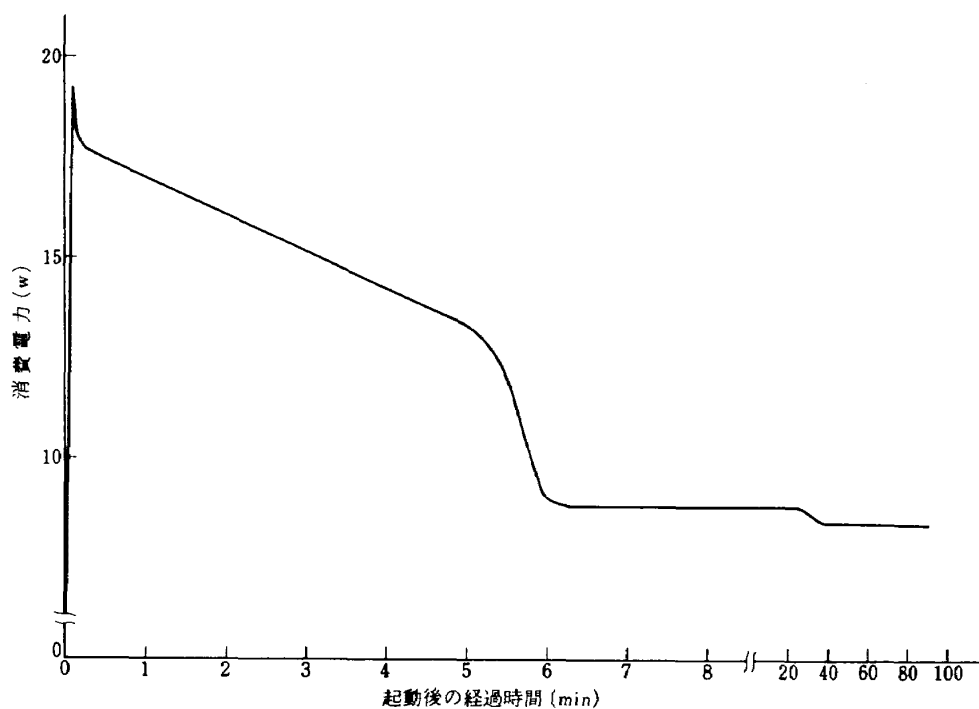


図 4-3 ジャイロ・モータ消費電力

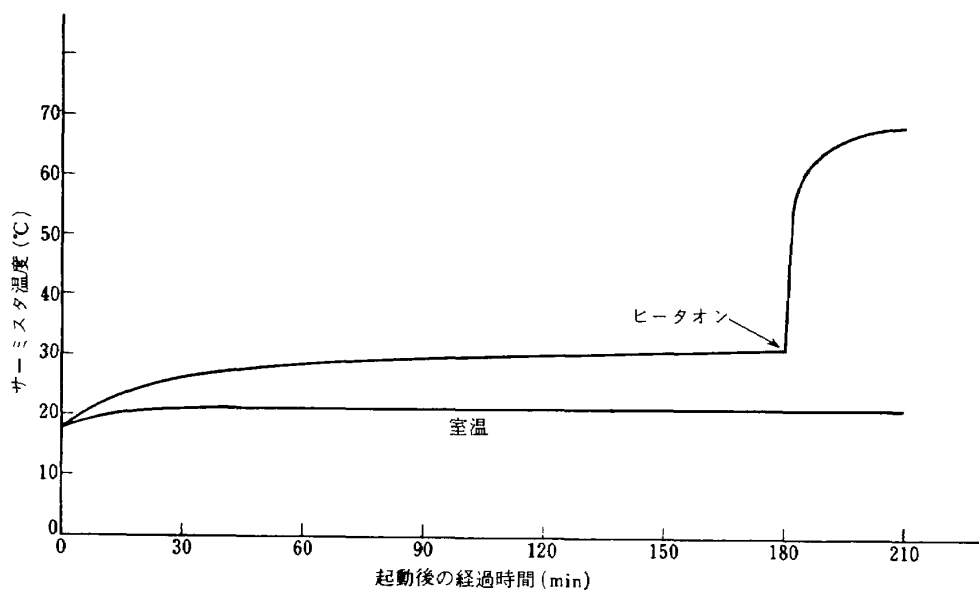


図 4-4 シリコンオイルの温度変化

・テーブルに搭載して閉ループを組んで行なった。図 4-5 に、入力電流に対するトルキング・レートを、ジンバル角度をパラメタとして示す。又図 4-6 に、ジンバル角度に対するトルキング・レートを、入力電流をパラメタとして示す。ジンバル角度が増加すると、トルキング・レートがやや低下するが、いずれも広い入力範囲で線形性を保っており、制御機器としての良好な性能が確認できた。

4.2 CMG 駆動用制御エレクトロニクス装置の試作

本装置は、

- 1) 試作 CMG の各部へ必要な電力を供給し、
- 2) 外部から入力された制御信号を処理して各部を駆動し、

3) 制御系として適当な閉ループを構成できる様に各部からの応答信号を取り出す。

ことを目的として、昭和 51 年度に試作した。

衝撃や高、低温などへの耐環境性や、寿命などには特に留意していないが、できるだけ小型、軽量化を図り、

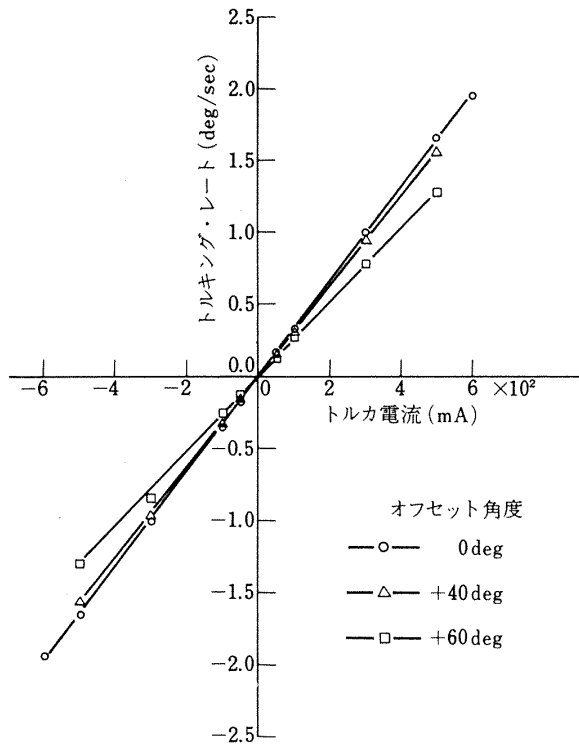


図 4-5 ジンバル・トルク・モータ特性
(トルカ電流-トルキング・レート)

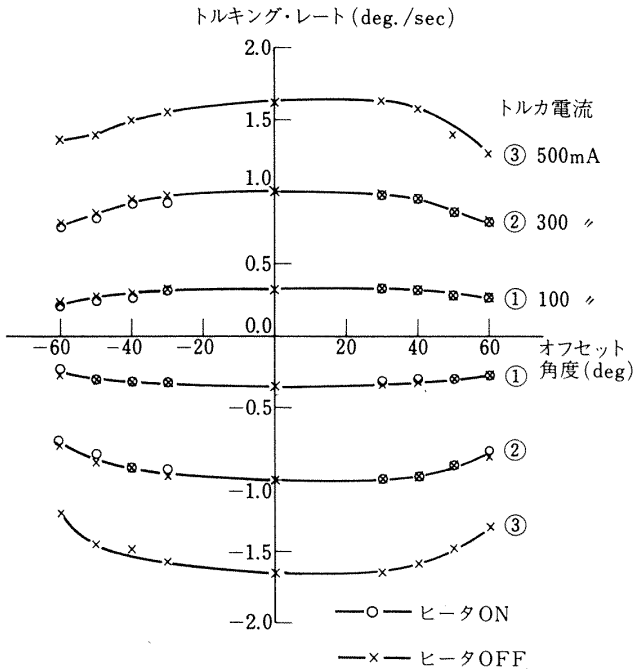


図 4-6 ジンバル・トルク・モータ特性
(オフセット角-トルキング・レート)

電源も、通常人工衛星で使用される $\pm 24\text{VDC}$ とするなど、搭載型への考慮を払った。本装置は、幅 200mm、高さ 160mm、奥行 300mm であり、重量は、本体 8.6kg、付属ケーブル 1kg で、計 9.6kg である。但し、付属ケーブルは実験用にかなり長めにしてある。(電源用：約

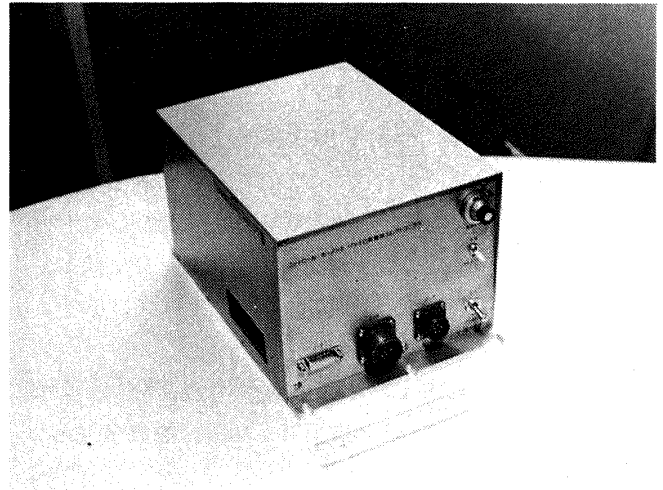


図 4-7 CMG駆動用制御エレクトロニクス装置

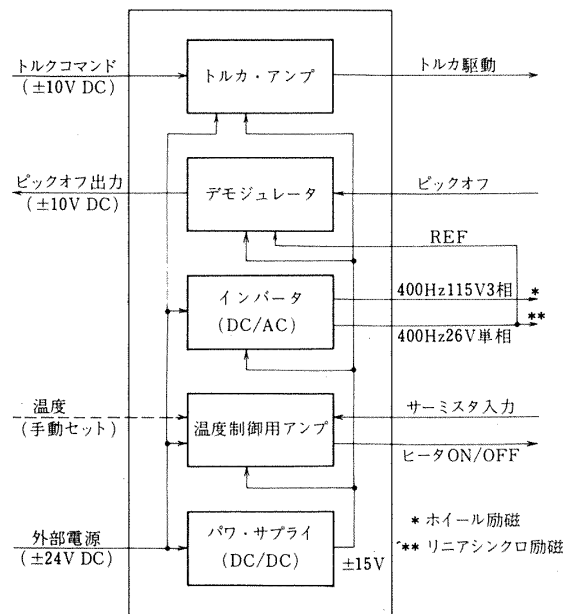


図 4-8 CMG駆動用制御エレクトロニクス
装置システム図

4.7 m, CMGとの接続用：約 1.9 m, 制御信号, モニタ装置との入出力用：約 4.6 m) 外観を図 4-7 に示し, パワ・サプライ, インバータ, トルカ増幅部, デモジュレータ, シリコン・オイル温度制御用増幅器, の各部から構成されるそのシステム・ブロック図を図 4-8 に示す。

パワ・サプライ部は、 $\pm 24\text{V DC}$ の外部電源から、内部電源として $\pm 15\text{V DC}$ 1A を各部へ供給する。その出力特性は、全負荷時(負荷電流 1A) $\pm 15\text{V DC}$ 、無負荷時 $\pm 15.07\text{V DC}$ で、レギュレーションは 0.47 % である。

インバータ部は、 $\pm 24\text{V DC}$ を電源として、水晶発振式により 400 Hz に変換し、ジャイロ・モータ駆動用 3 相

115 V 及びジンバル角度を検出するリニアシンクロ励磁用単相 26 V を出力する。歪率は、全負荷時 5.4 % である。

トルカ増幅部は、± 24 V DC を電源とし、外部からのジンバル・トルク・モータへの制御信号（最大 ± 10 V DC，入力インピーダンス約 300 MΩ）を増幅して出力（最大 ± 0.3 A）する。入出力特性を図 4-9 に示す。負荷として 48 Ω のダミー抵抗が接続してある。ゲインは、31.7 mA/VDC である。

デモジュレータ部は、± 15 V DC を電源とし、リニアシンクロからのジンバル角度信号（400 Hz 最大 20 Vrms）

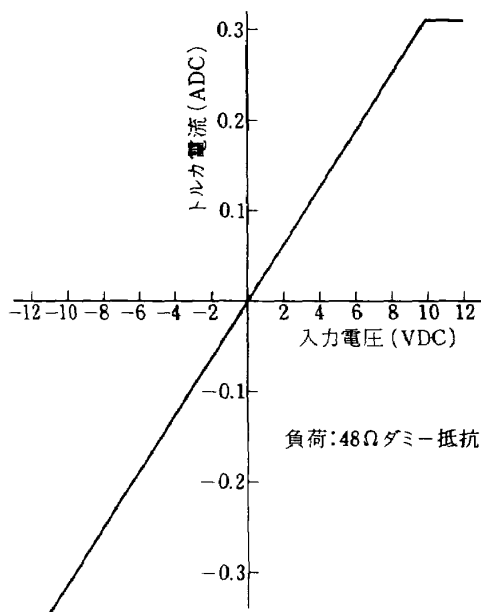


図 4-9 トルカ・アンプ入出力特性

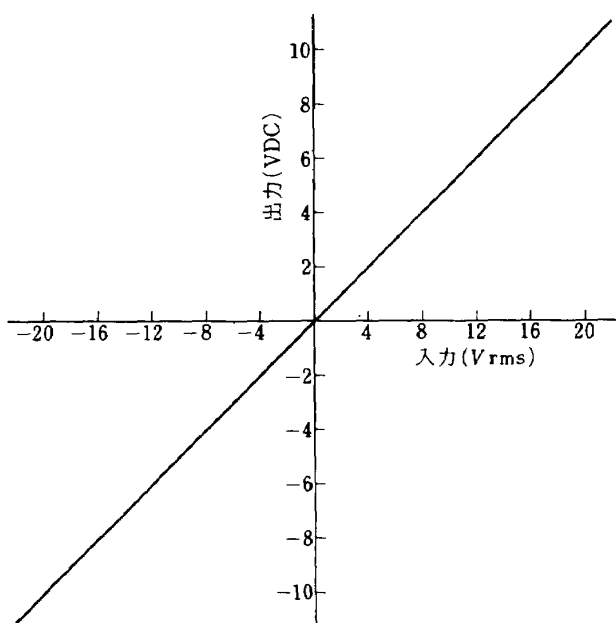


図 4-10 デモジュレータ入出力特性

を直流（最大 ± 10 V DC）に変換して外部に出力する。その入出力特性を、図 4-10 に示す。

温度制御用増幅器は、± 15 V DC を電源とし、リレー用には + 24 V DC を用いる。本体前面のダイヤルにより設定された温度を維持する為、シリコン・オイルの温度検出用に CMG に取付けてあるサーミスタ（TM-2K 型）の抵抗値（20℃ で約 11 KΩ，70℃ で約 2.5 KΩ）を入力とし、内蔵するリレーにより、CMG に取付けてあるヒータ（17.5 V DC，0.5 A）をオン、オフする。又、サーミスタの抵抗値を、シリコン・オイル温度モニタ用に外部へ出力する。

4.3 CMG と制御エレクトロニクス装置の組み合わせ試験

制御エレクトロニクス装置の性能確認と、CMG の特性試験の為、両者の組み合わせ試験を行なった。床に固定した CMG との組み合わせ試験により、CMG 各部への電力、信号の供給、応答信号の処理、外部への出力等、装置は良好に作動し、その性能が確認された。

CMG の特性試験としては、周波数特性とスレッシュホールド・レベルについて測定した。

4.3.1 周波数特性

図 4-11 に示すブロック図から、CMG の伝達関数は、

$$G(s) = \frac{K_T}{I_g s^2 + C_g s} = \frac{K_T / I_g}{s(s + C_g / I_g)} \quad (1)$$

である。但し I_g : ホイールのジンバル軸まわりの慣性モーメント ($3.16 \times 10^3 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)， C_g : ジンバル軸まわりの減衰係数 ($1.44 \times 10^5 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)， K_T : トルカ・アンプのゲイン × ジンバル・トルク・モータのスケール・ファクタ ($1.90 \times 10^4 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-2} / \text{VDC}$)

尚、試作 CMG は積分ジャイロの一種として、ジンバル軸にはバネを取付けておらず、ホイールの重心もほぼジンバル軸と一致しており重力による復元モーメントも小さい。従って、バネ係数 $K_g = 0$ としている。

周波数 ω の入力に対するゲインは、

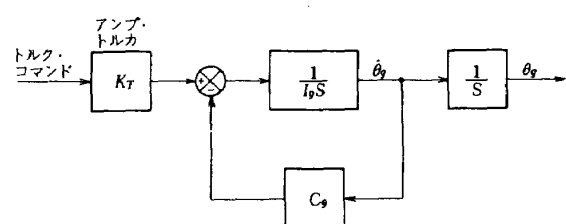


図 4-11 ジンバル軸まわりの運動のブロック図
(CMG は床に固定)

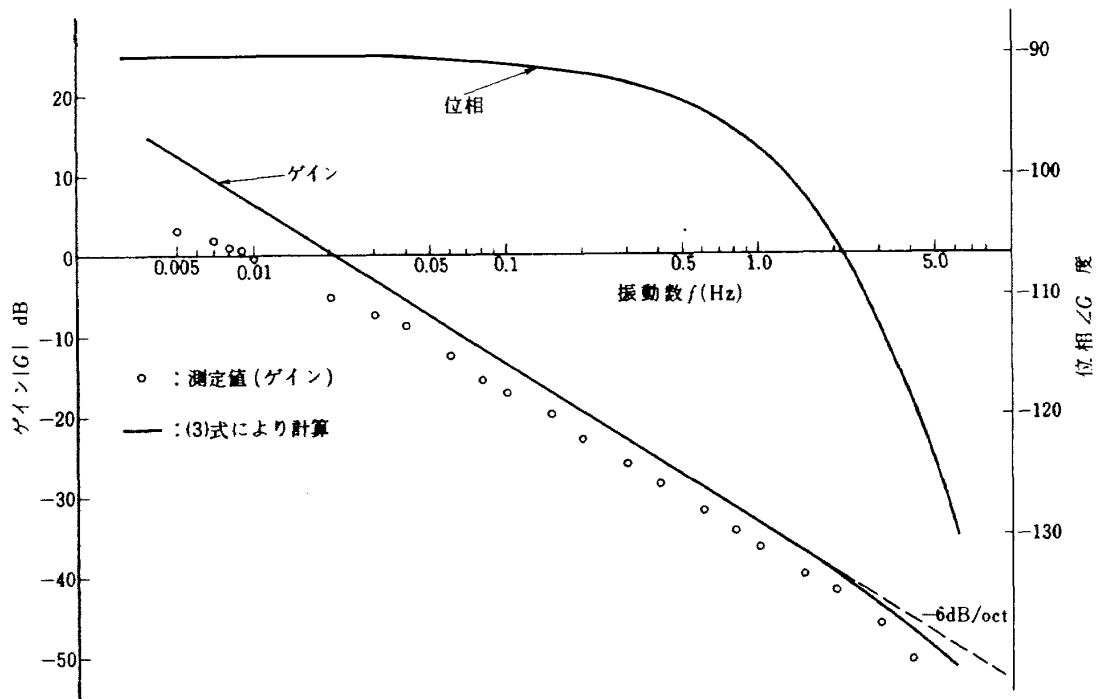


図4-12 周波数応答

$$|G(j\omega)| = \frac{K_T/I_g}{\sqrt{(-\omega^2)^2 + (\omega C_g/I_g)^2}} \quad (2)$$

で与えられる。但し $j = \sqrt{-1}$

各数値を代入すると、(2)式は

$$|G(j\omega)| = \frac{6.00}{\sqrt{(-\omega^2)^2 + (45.5\omega)^2}} \quad (3)$$

となる。

$f = 0.005 \sim 4.0 \text{ Hz}$ で測定したゲインと、(3)式により計算したゲイン、位相の値を、図4-12に示す。但し $f = \omega/2\pi$

(3)式から明らかに折点周波数は 45.5 rad/sec であり、それに対応する振動数 $f = 7.24 \text{ Hz}$ である。この為、約 $0.05 \sim 1.0 \text{ Hz}$ では、ゲインは測定値、計算値とも -6 dB/oct の傾きを持っている。²⁰⁾ しかし、測定値は計算値より、いずれも約 3 dB 小さい。これは、 K_T/I_g つまり K_T が、実際は規格値より小さい為と考えられる。 $10^{-0.15} \approx 0.70$ であるから、実際の K_T は規格値の約 70% の値であることが推定でき、(3)式は

$$|G(j\omega)| = \frac{4.20}{\sqrt{(-\omega^2)^2 + (45.5\omega)^2}} \quad (4)$$

と修正される。

一方、 $f = 0.02 \text{ Hz}$ 以下では、ゲインの測定値と計算値の差は更に大きくなる。これは、ホイールの重心のジンバル軸からの微小なずれを主原因とする微小なバネ係数の為と考えられる。何故なら、 $K_g \approx 0$ として、 $k =$

K_g/I_g とすれば(2)式は

$$|G(j\omega)| = \frac{K_T/I_g}{\sqrt{(k-\omega^2)^2 + (\omega C_g/I_g)^2}} \quad (5)$$

となり、 ω が小さい範囲では k が微小であってもゲインに及ぼす影響が大きいからである。

4.3.2 スレッシュホールド・レベル

第1章で述べた様に、stictionにより姿勢制御系にリミット・サイクルが惹起されることが指摘されている。^{2,5)} そこで、スレッシュホールド・レベルの測定を行なった。測定は 0.05 Hz で行なったが、ヒステリシスが認められた。即ち、 $\theta_g = 0^\circ$ の静止状態からは、トルカ・アンプへの入力 79 mV p-p を越えると動き出した。入力レベルを 100 mV p-p 以上に上げた後、徐々に下げていくと 79 mV p-p 以下でも動き続け、 42 mV p-p を越えると不感領域に入って静止した。これらは、それぞれ 8.3×10^{-3} 及び $4.4 \times 10^{-3} \text{ deg/s}$ に相当する。

5. 振子搭載実験

試作したCMGを、ナイフ・エッジで支持された簡単な振子装置に搭載して、主制御トルク ($H \cdot \cos \theta_g$ 項) 及びカップリング・トルク ($H \cdot \sin \theta_g$ 項) による振子とCMGとの連成振動の実験を行なった。

外部からの指令信号をトルカ・アンプを通してジンバル・トルク・モータへ入力すると、能動制御に相当する振子加振実験となる。一方、入力が零の状態では、外部か

ら振子に外乱トルクを付加すると、準受動制御に相当する振子制振実験となる。

5.1 振子装置の概要

振子装置を図 5-1 に示す。振子の自重は 104.3 kg で、ナイフ・エッジにより支持されている。ナイフ・エッジ取付面の前後及び左右方向の水平度は、支持台両端部のボルトにより調整される。振子の振れ角 θ_p の測定には、ポテンショ・メータの一種である無接触型傾斜角検出器（緑測器社製 PMP-10°-U）を用いた。これは、磁界を加えると抵抗値が変化する磁気抵抗素子を利用したもので、極めて小さい振子を内蔵しており、検出器を取付けた面の傾斜による素子の抵抗変化により出力を得る。従って、被測定体のほぼ水平な適当な平面に取付け、ブリッジを組んで零バランスを取り、被測定体の回転軸と接触することなく傾斜角を測定できる。測定可能範囲は $\pm 10^\circ$ で、 $\pm 3^\circ$ の範囲ではほぼ線形性を保つ。内蔵された振子の固有周期は約 0.22 秒（固有振動数は約 4.5 Hz）である。実験時の振れ角 θ_p はほぼ $\pm 1^\circ$ 以内、又振子の固有振動数は約 0.4 Hz、トルカ・アンプへの入力信号の周波数もほぼそれ以下である。

CMG は、主制御トルクによる実験では図 5-2 に示す様に、H 型断面を持つ取付け具（自重 4.185 kg）を介して、又カップリング・トルクによる実験では図 5-3 に示す様に直接、それぞれ 6 本のボルトにより振子に剛に取付けられる。駆動用制御エレクトロニクス装置及び傾斜角検出器の電源等は、搭載されていない。それらと

CMG、傾斜角検出器とを結合するケーブル、結線は、図 5-2、5-3 に示す様に、中空の支持台の中を通すなどできるだけ回転軸即ちナイフ・エッジの上端に近く配線してある。

振子（含 CMG）の慣性モーメント、固有振動数、減衰係数は、搭載した CMG の電源オフの状態では自由振動させて周期及び振幅の減衰を測定し、計算により求めた。振子に固定した座標系（ i_p, j_p, k_p ）を、図 5-4 に示

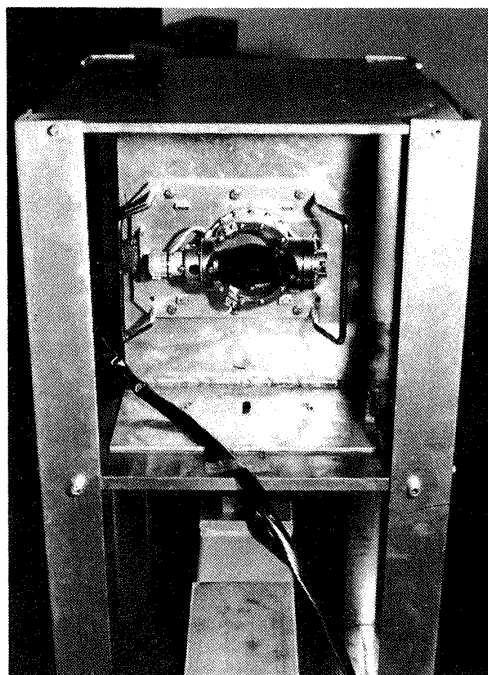


図 5-2 CMG の取付け
（主制御トルクによる実験の場合）

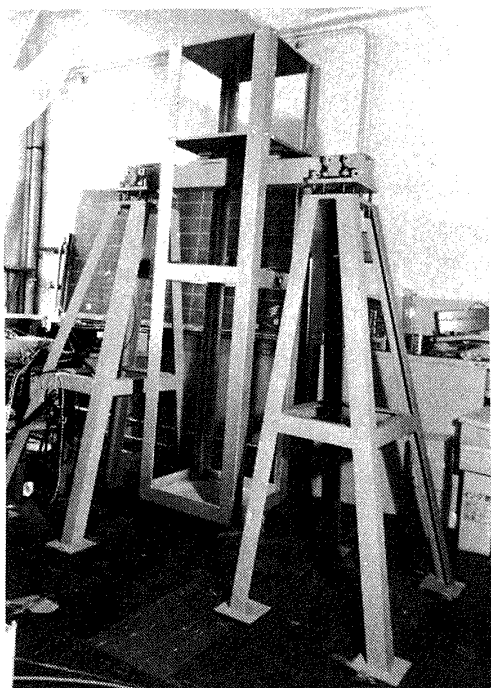


図 5-1 振子装置

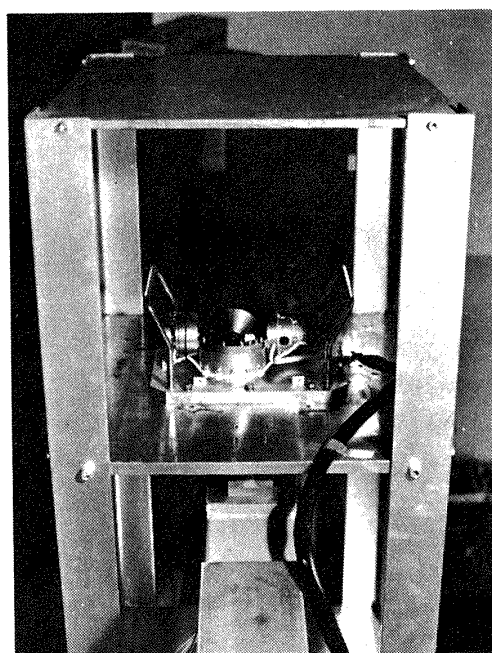


図 5-3 CMG の取付け
（カップリング・トルクによる実験の場合）

表 5-1 振子 (含 CMG) の慣性モーメント, バネ係数, 減衰係数

| | m (kg) | l (m) | P (s) | δ | I_p ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$) | K_p ($\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{s}^{-2}$) | C_p ($\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$) |
|---------------------|-------------------|------------|------------|------------------------|---|---|---|
| 主制御トルク による場合 | 112.28 (含取付金具) | 0.386 | 2.369 | 3.413×10^{-3} | 60.39 | 403.0 | 0.4008 |
| カップリング・トルク による場合 | 108.1 | 0.393 | 2.300 | 3.413×10^{-3} | 55.82 | 416.6 | 0.3815 |

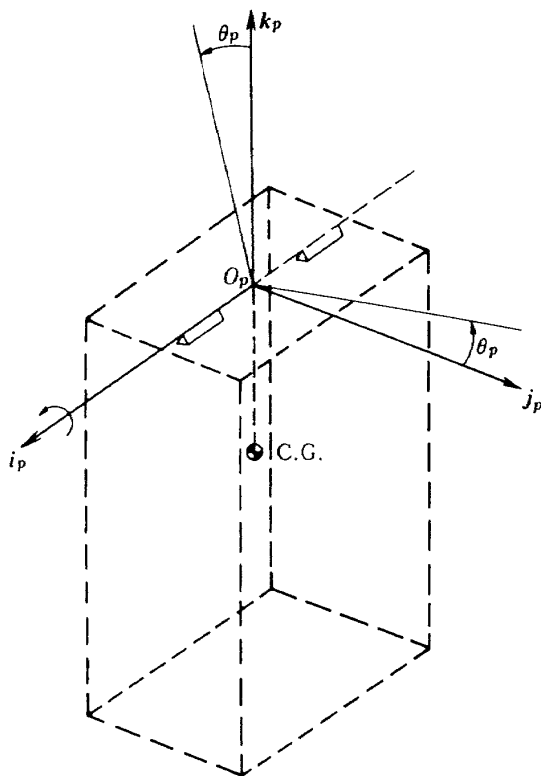


図 5-4 振子固定座標系

す様に定義する。振子の重心を通る鉛直線と回転軸の交点 O_p を原点とし, i_p は回転軸に一致する。 k_p は鉛直上方にとり, j_p は右手系をなす様に定める。振子の振れ角 θ_p は, i_p まわりに右ねじの方向を正とする。振子はその構造上, i_p まわりの自由度のみを持つから, 振子 (含 CMG) の自由振動の運動方程式は θ_p を微小と仮定して,

$$I_p \ddot{\theta}_p + C_p \dot{\theta}_p + m g l \theta_p = 0 \quad (6)$$

となる。但し I_p : 振子 (含 CMG) の慣性モーメント, C_p : 減衰係数, m : 振子 (含 CMG) の総質量, g : 重力加速度, l : 回転軸から振子 (含 CMG) の重心までの距離

従って, 周期 P , 一周毎の (常用) 対数減衰率 δ を用いて, I_p , C_p は次式で求められる。²¹⁾

$$I_p = \frac{(1 - \zeta^2) m g l}{q_p^2} \quad (7)$$

$$C_p = 2 \zeta \sqrt{I_p \cdot m g l} \quad (8)$$

但し, q_p : 減衰固有円振動数 ($2\pi/P$), ζ : 減衰係数比 ($\delta / \sqrt{(2\pi \log e)^2 + \delta^2}$)

又, バネ係数 K_p は, (6) 式から直ちに求められる。

$$K_p = m g l \quad (9)$$

測定値及びそれらを使って (7)~(9) 式により求めた値を表 5-1 に示す。振子 (含 CMG) の減衰は小さく, 振幅が半減するのに約 90 周期を要する程度である。慣性モーメントは, 重量 4 ~ 500 kg 程度の通常の形状を有する人工衛星の値にはほぼ相当する。

5.2 CMGと振子の連成振動の運動方程式

まず, 振子と CMG が互いに干渉し合って起こす連成振動を, 主制御トルク ($H \cdot \cos \theta_p$ 項) による場合について, 定性的に述べる。

外部からの指令信号をトルカ・アンプに入力すると, ホイールはジンバル軸まわりに加振 (Precession, $\dot{\theta}_g$ 正方向) され, $\dot{\theta}_g$ により発生したジャイロ・モーメントにより振子が加振 ($\dot{\theta}_p$ 負方向) される。今度は, $\dot{\theta}_p$ によるジャイロ・モーメントが CMG に作用してホイールを加振 ($\dot{\theta}_g$ 負方向) する。従って, 指令信号として正弦波を入力すれば, ホイールが, そしてそれに伴って振子が連続的に加振される。これは, 姿勢マヌーバに相当する能動制御の一例である。

一方, 指令信号を零として, 振子に外部からインパルス・トルクを付加すると, 振子が加振 ($\dot{\theta}_p$ 正方向) される。 $\dot{\theta}_p$ によるジャイロ・モーメントが CMG に作用してホイールが加振 ($\dot{\theta}_g$ 正方向) され, 今度は $\dot{\theta}_g$ によるジャイロ・モーメントが振子を加振 ($\dot{\theta}_p$ 負方向) する。振子には常に重力による復元モーメントが作用するので, 振子-CMG 系の連成振動はそのまま続く筈である。しかし, ホイールの振動にはシリコン・オイルによる粘性減衰があるので, この連成振動は結局減衰する。つまり,

外乱トルクにより惹起された振子の振動が CMG によって制振される。これは、重力傾度トルクと組み合わせた地球指向姿勢安定に相当する準受動制御の一例である。

加振、制振いずれの場合も、人為的なフィード・バック系を付加していない開ループ系である。

5.2.1 主制御トルク ($H \cdot \cos \theta_g$ 項) による実験の場合

CMG は図 5-2 に示す様に振子に取付けられるが、振子固定座標系 (i_p, j_p, k_p) と付録-1 で定義したジンバル固定座標系 (i_G, j_G, k_G) との関係を図 5-5 に示す。 k_G はスピン軸、 i_G はプリセッション軸であり、右ねじの方向を正としてジンバル角度 θ_g の正方向を定める。この時、連成振動の運動方程式は、付録-2 の (B-4), (B-5) 式により与えられる。

$$I_p \ddot{\theta}_p = -C_p \dot{\theta}_p - K_p \theta_p - (H \cos \theta_g) \dot{\theta}_g + T_p \quad (10)$$

$$I_g \ddot{\theta}_g = -C_g \dot{\theta}_g + (H \cos \theta_g) \dot{\theta}_p + K_T T_g \quad (11)$$

両式の右边において、 $\dot{\theta}_g$ により振子に作用するジャイロ・モーメント ($H \cos \theta_g$) $\dot{\theta}_g$ と、 $\dot{\theta}_p$ により CMG に作用するジャイロ・モーメント ($H \cos \theta_g$) $\dot{\theta}_p$ の符号が反対になっている。定性的に述べた様に、正の $\dot{\theta}_g$ により振子は負方向に加振され、その負方向の $\dot{\theta}_p$ により CMG は負方向に加振されることを意味する。図 5-6 にシステム・ブロック図を示す。 $T_p(t) = 0$, $T_g(t) \neq 0$ の時、加振実験となり、 $T_g(t) = 0$, $T_p(t) \neq 0$ の時、制振実験となる。伝達関数は、

$$\theta_p(s) = \frac{S(I_g S + C_g) \cdot \mathcal{L}[T_p(t)]}{S\{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 - (H \cos \theta_g S) \cdot K_T \cdot \mathcal{L}[T_g(t)] + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \cos^2 \theta_g) S + K_p C_g\}} \quad (12)$$

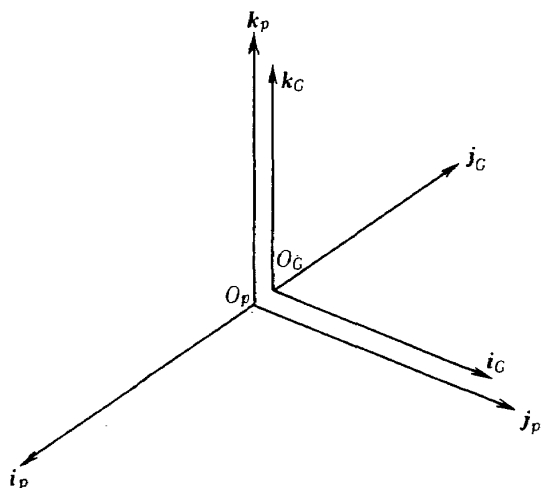


図 5-5 CMG 取付位置
(主制御トルクによる実験の場合)

$$\theta_g(s) = \frac{(H \cos \theta_g S) \cdot \mathcal{L}[T_p(t)]}{S\{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (I_p S^2 + C_p S + K_p) \cdot K_T \cdot \mathcal{L}[T_g(t)] + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \cos^2 \theta_g) S + K_p C_g\}} \quad (13)$$

となる。但し $\mathcal{L}[\]$ はラプラス変換を意味し、

$$\theta_p(s) \equiv \mathcal{L}[\theta_p(t)], \quad \theta_g(s) \equiv \mathcal{L}[\theta_g(t)]$$

従って、特性方程式は、

$$S\{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + C_p I_g) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \cos^2 \theta_g) S + K_p C_g\} = 0 \quad (14)$$

である。

5.2.2 カップリング・トルク ($H \cdot \sin \theta_g$ 項) による実験の場合

CMG は図 5-3 に示す様に取付けられるが、(i_p, j_p, k_p) 系と (i_G, j_G, k_G) 系の関係を図 5-7 に示す。運動方程式は、付録-2 の (B-6), (B-7) 式により与えられる。

$$I_p \ddot{\theta}_p = -C_p \dot{\theta}_p - K_p \theta_p + (H \sin \theta_g) \dot{\theta}_g + T_p \quad (15)$$

$$I_g \ddot{\theta}_g = -C_g \dot{\theta}_g - (H \sin \theta_g) \dot{\theta}_p + K_T T_g \quad (16)$$

両式の右边において、やはり ($H \sin \theta_g$) $\dot{\theta}_g$ と ($H \sin \theta_g$) $\dot{\theta}_p$ の符号が反対になっている。この場合は、正の $\dot{\theta}_g$ により振子は正方向に加振され、その正方向の $\dot{\theta}_p$ により CMG は負方向に加振される。図 5-8 にシステム・ブロック図を示す。伝達関数は、

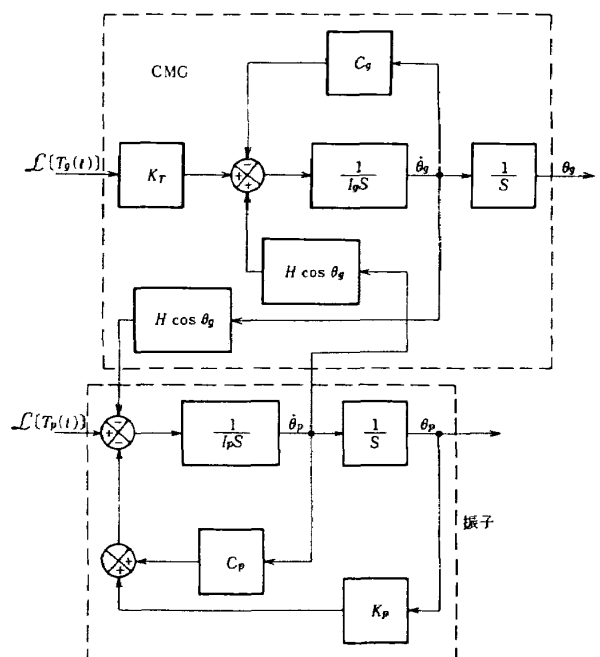


図 5-6 振子-CMG系のブロック図
(主制御トルクによる実験の場合)

$$\theta_p(s) = \frac{S(I_g S + C_g) \cdot \mathcal{L}[T_p(t)]}{S\{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + C_p I_g) S^2 + (H \sin \theta_g S) \cdot K_T \cdot \mathcal{L}[T_g(t)] + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \sin^2 \theta_g) S + K_p C_g\}} \quad (17)$$

$$\theta_g(s) = \frac{(-H \sin \theta_g S) \cdot \mathcal{L}[T_p(t)]}{S\{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (I_p S^2 + C_p S + K_p) \cdot K_T \cdot \mathcal{L}[T_g(t)] + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \sin^2 \theta_g) S + K_p C_g\}} \quad (18)$$

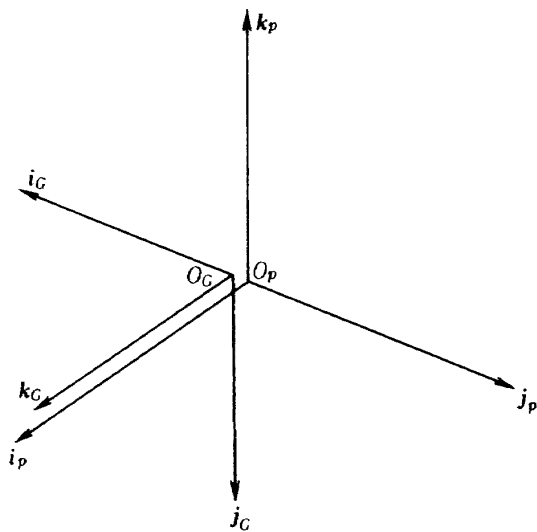


図5-7 CMG取付位置
(カップリング・トルクによる実験の場合)

従って、特性方程式は、

$$S\{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \sin \theta_g) S + K_p C_g\} = 0 \quad (19)$$

である。

特性方程式(14), (19)の両式を比較すると、 S^2 の係数部分で $H^2 \cos^2 \theta_g$ が $H^2 \sin^2 \theta_g$ の項を持つ点が異なっている。両式に各数値を代入し、 θ_g が 0° から 60° まで変る場合

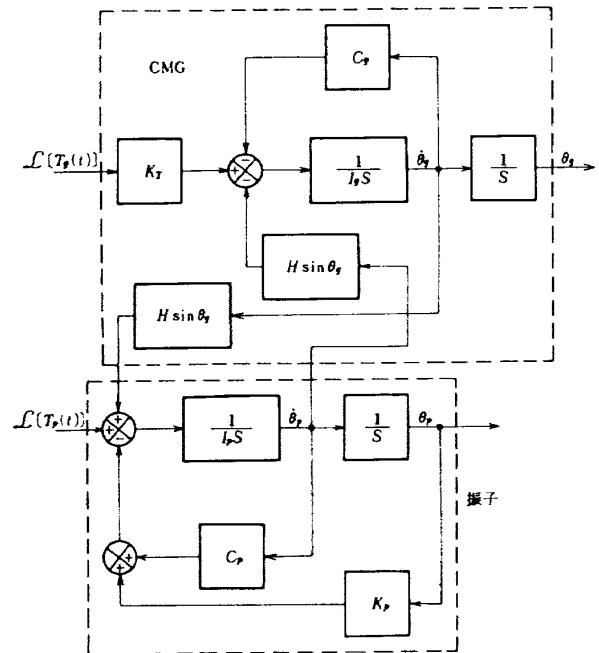


図5-8 振子-CMG系のブロック図
(カップリング・トルクによる実験の場合)

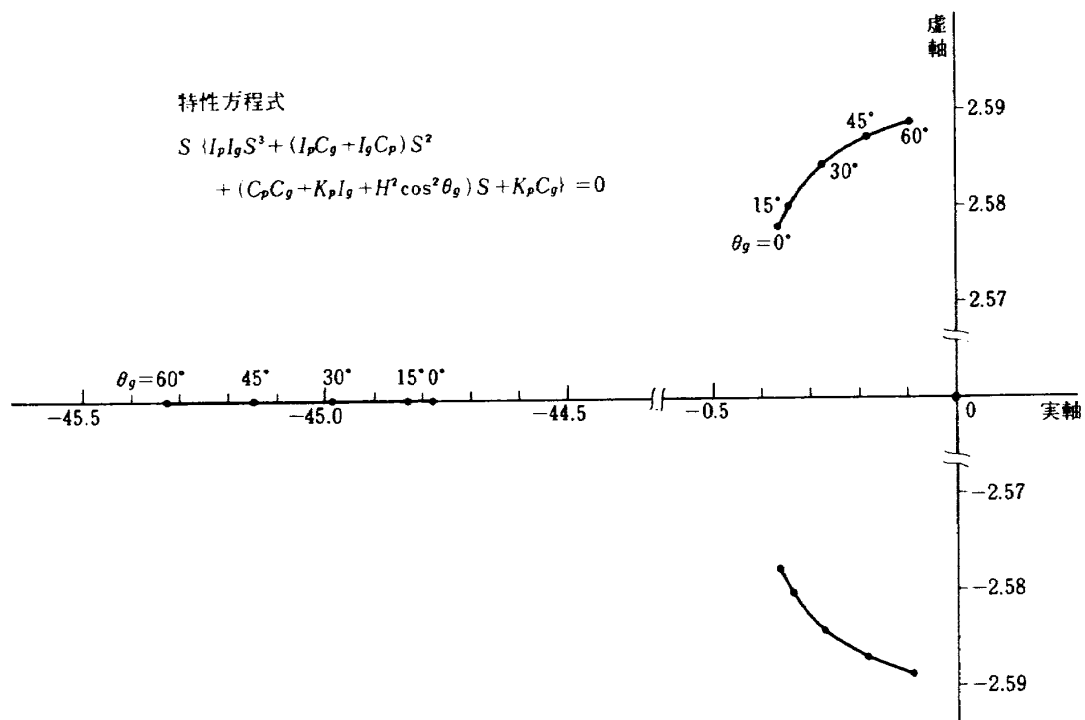


図5-9 特性方程式の根軌跡
(主制御トルクによる実験の場合)

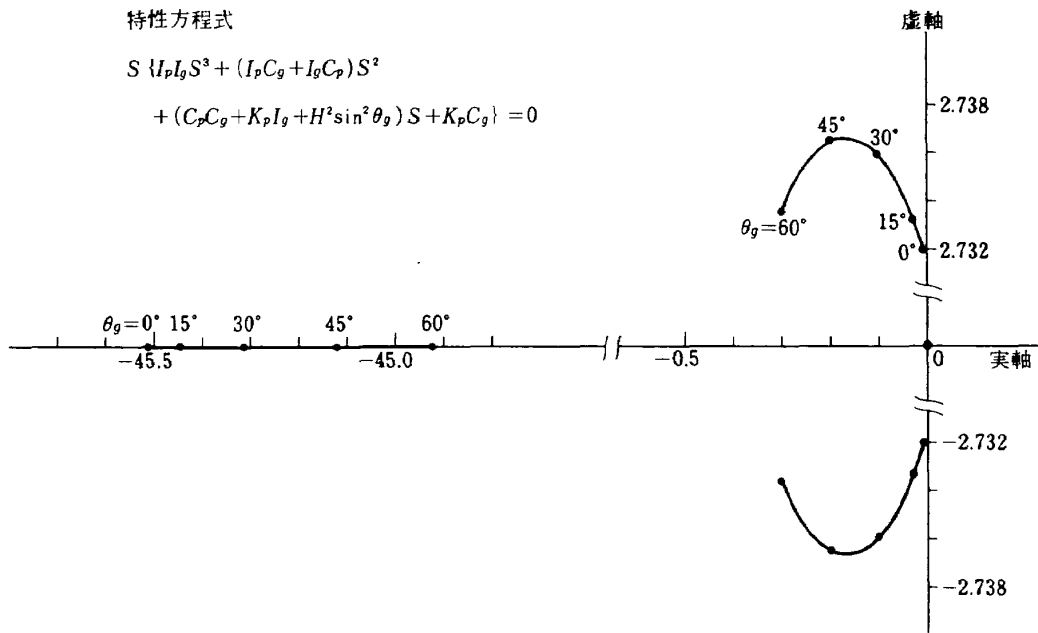


図 5-10 特性方程式の根軌跡
(カップリング・トルクによる実験の場合)

の根軌跡を図 5-9, 5-10 に示す。いずれも, 0 と負の実根, 実数部が負の 2 個の複素根を持つ。しかし, 図 5-10 に示す様に, カップリング・トルクによる場合, θ_g が 0° の付近では複素根の実数部の絶対値は極めて小さな値をとる。

5.3 実験結果及び考察

5.3.1 制振実験

制振実験では, トルカ・アンプへの入力を零として振子にインパルス・トルクを付加した。従って,

$$T_g(t) = 0 \quad (20)$$

$$T_p(t) = T_p \cdot \mathbf{1}(t) \quad (21)$$

となる。但し, $\mathbf{1}(t)$ は単位インパルス

(20), (21) 式を, (12), (13), (17), (18) 式に代入すると, 制振実験の場合の伝達関数を得る。

主制御トルクによる場合

$$\frac{\theta_p(s)}{T_p} = \frac{I_g S + C_g}{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \cos^2 \theta_g) S + K_p C_g} \quad (22)$$

$$\frac{\theta_g(s)}{T_p} = \frac{H \cos \theta_g}{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \cos^2 \theta_g) S + K_p C_g} \quad (23)$$

カップリング・トルクによる場合

$$\frac{\theta_p(s)}{T_p} = \frac{I_g S + C_g}{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \sin^2 \theta_g) S + K_p C_g} \quad (24)$$

$$\frac{\theta_g(s)}{T_p} = \frac{-H \sin \theta_g}{I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \sin^2 \theta_g) S + K_p C_g} \quad (25)$$

ところで, 制振実験における減衰の程度は, 系の特性方程式が持つ共役な複素根の実数部と虚数部にのみ依存する。図 5-10 に示した様に, カップリング・トルクによる場合, θ_g が 0° 付近では複素根の実数部(負)の絶対値が極めて小さい。従って, θ_g が 0° 付近では減衰が極めて小さいことが予想される。この為, カップリング・トルクによる場合には, 予め θ_g に適当なバイアスを与えて実験を行なった。図 5-11, 5-12 にペンレコーダで記録した実験結果を示す。いずれの場合も, ジンバル角度にバイアスが残る。現実には厳密な意味でのインパルス・トルクは存在しないから, これは実際に付加したのが極く短い時間幅を持ったパルス・トルクであったためと考えられる。前に述べた様に, この系には人為的フィードバック回路はない。しかし, いずれも外乱(付加)トルクにより惹起された振子の振動は CMG により制振されている。つまり単に CMG を搭載したこと

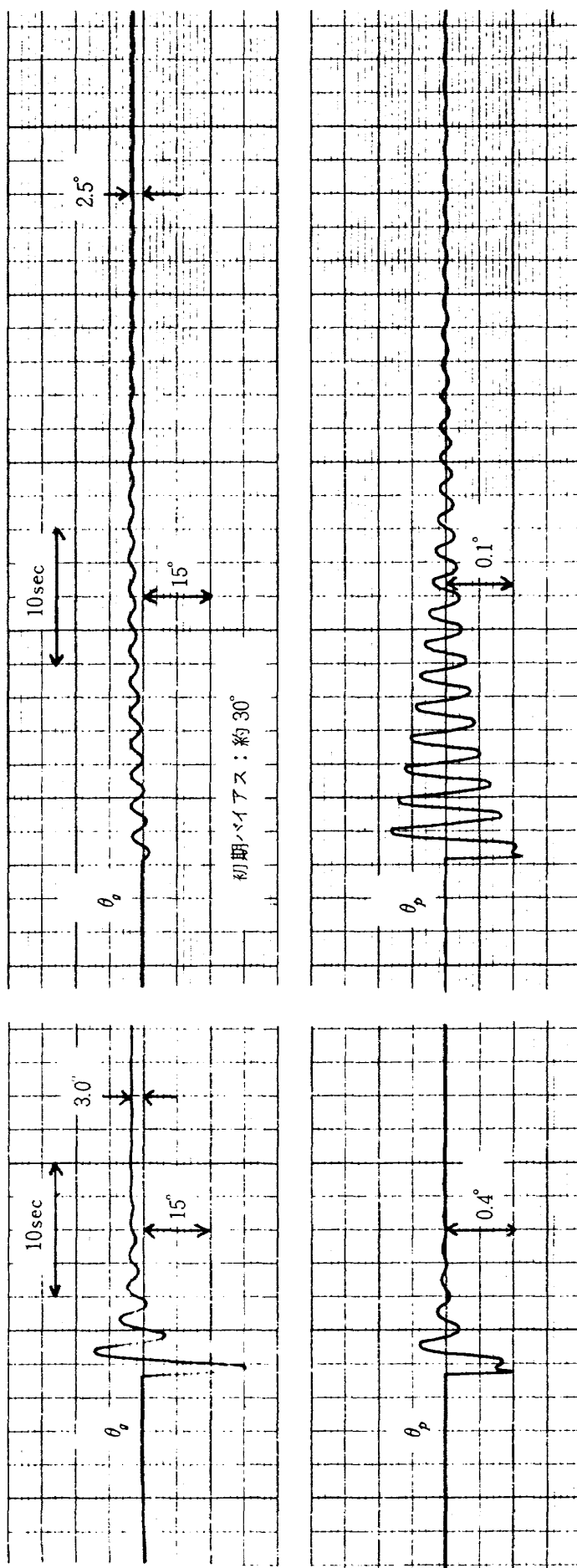


図 5-12 カップリング・トルクによる制振実験

図 5-11 主制御トルクによる制振実験

で、センサから θ_p や $\dot{\theta}_p$ などの信号をフィードバックしなくても、回転軸まわりの振子の安定性が増加したことを示している。しかし、両者の振幅の減衰の程度はかなり異なる。主制御トルクによる場合は僅か3周期程度で急激に減衰するが、カップリング・トルクによる場合は減衰がかなり緩かで15周期程度を要する。特性方程式の複素根を $S = \alpha \pm j\beta$ ($\alpha < 0$, $\beta > 0$) とすれば、時間領域での応答には $e^{\alpha t} \sin(\beta t + \varphi)$ (φ は時間遅れ)

なる項がある。従って、1周期毎の振幅比は $e^{\frac{2\pi\alpha}{\beta}}$ となる。図5-13, 5-14に、振幅比の測定値と計算値の比較を示す。又表5-1の δ を用いて、CMGオフで振子(含CMG)を自由振動させた場合の減衰率も同時に示す。計算値は、特性方程式(4), (9)式に θ_g バイアス値を代入して解いて得た複素根を用いて求めた値である。カップリング・トルクによる場合は、図5-12に示す様に θ_g に約 30° のバイアスを与えてある。図5-14に

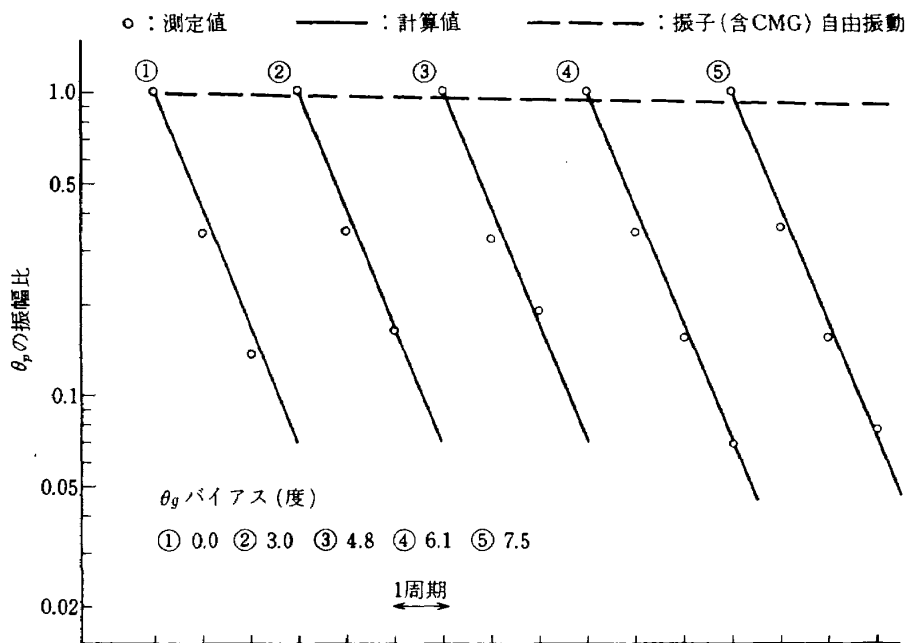


図5-13 振子の振幅比
(主制御トルクによる制振実験)

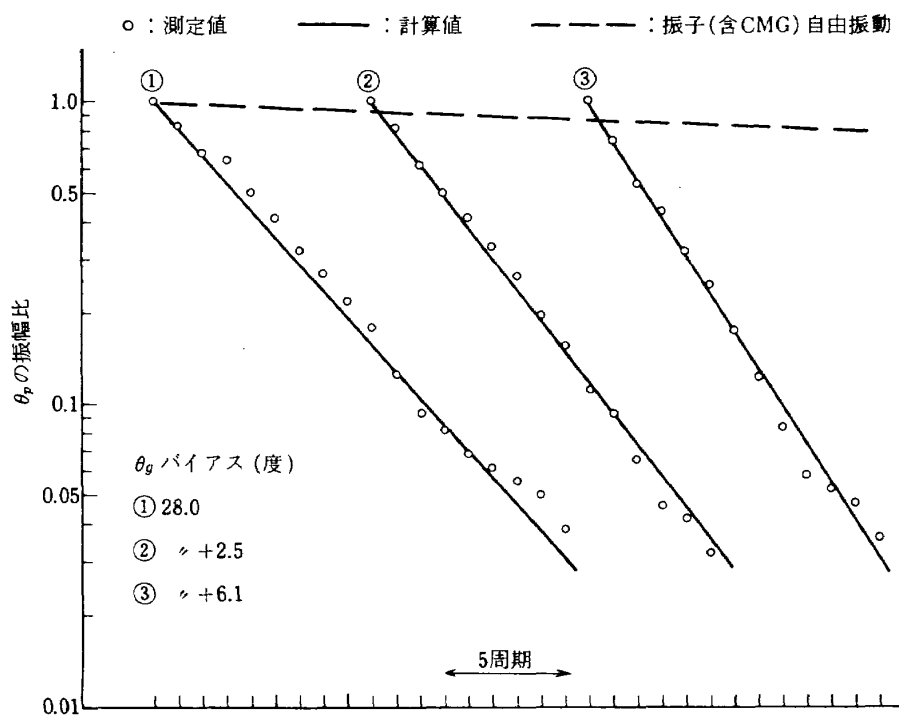


図5-14 振子の振幅比
(カップリング・トルクによる制振実験)

示した 28° は、最初の制振実験の減衰の程度から推定した値である。

いずれの場合も、測定値と計算値はよく一致している。 θ_g のバイアス値による減衰率の差は、主制御トルクによる場合はあまりはっきりしないが、カップリング・トルクによる場合はやや目立つ。これは、 $\theta_g = 0^\circ$ 付近における余弦カーブの傾きと比較すると、 $\theta_g = 30^\circ$ 付近における正弦カーブの傾きが大きいので、 θ_g の変動によって、 $H \sin \theta_g$ が $H \cos \theta_g$ よりも大きく変動する為と考えられる。

5.3.2 加振実験

加振実験では、振子への付加トルクを零としてトルカ・アンプに正弦波を入力した。従って

$$T_g(t) = T_g \sin \omega t \quad (26)$$

$$T_p(t) = 0 \quad (27)$$

となる。又

$$\mathcal{L}[T_g(t)] = \frac{T_g \omega}{S^2 + \omega^2} \quad (28)$$

である。(27), (28)式を、(12), (13), (17), (18)式に代入すると加振実験の場合の伝達関数が得られる。

主制御トルクによる場合

$$\frac{\Theta_p(S)}{K_T T_g} = \frac{\omega (-H \cos \theta_g)}{(S^2 + \omega^2) \{ I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \cos^2 \theta_g) S + K_p C_g \}} \quad (29)$$

$$\frac{\Theta_g(S)}{K_T T_g} = \frac{\omega (I_p S^2 + C_p S + K_p)}{(S^2 + \omega^2) S \{ I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \cos^2 \theta_g) S + K_p C_g \}} \quad (30)$$

カップリング・トルクによる場合

$$\frac{\Theta_p(S)}{K_T T_g} = \frac{\omega (H \sin \theta_g)}{(S^2 + \omega^2) \{ I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \sin^2 \theta_g) S + K_p C_g \}} \quad (31)$$

$$\frac{\Theta_g(S)}{K_T T_g} = \frac{\omega (I_p S^2 + C_p S + K_p)}{(S^2 + \omega^2) S \{ I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \sin^2 \theta_g) S + K_p C_g \}} \quad (32)$$

(29)~(32)式から、振子、CMGは共にトルカ・アンプへの入力と同じ周波数 ω で定常振動を起こし、CMGには

更にバイアス項が加わることがわかる。これは、試作したCMGが積分ジャイロで、 $K_g = 0$ の為である。

図5-15, 5-16に、加振周波数 ω を変化させた場合の実験結果を示す。 θ_p の振幅は、主制御トルクによる場合 $f = 0.42 \text{ Hz}$ ($\omega = 2.64 \text{ rad/sec}$) 付近、カップリング・トルクによる場合 $f = 0.43 \text{ Hz}$ ($\omega = 2.70 \text{ rad/sec}$) 付近で最大となる。表5-1に示す様に、振子(含CMG)の周期はそれぞれの場合2.369, 2.300秒であり、振動数はそれぞれ0.422Hz, 0.434Hzであるから、これは共振現象と考えられる。 θ_g についてみると、主制御トルクによる場合、 θ_p の振幅が最大になる振動数よりやや大きい $f = 0.44 \text{ Hz}$ ($\omega = 2.76 \text{ rad/sec}$) で振幅がペンレコーダのペン先の太さの程度にまで小さくなっている。しかし、カップリング・トルクによる場合にはこの現象は観られない。ここで、周波数 ω で加振された場合の、 θ_p 及び θ_g の定常振動の振幅の絶対値について調べる。

まず主制御トルクによる場合、(12), (13)式において、 $T_p(t) = 0$ として

$$\frac{\Theta_p(S)}{K_T \mathcal{L}[T_g(t)]} = \frac{(-H \cos \theta_g) S}{S \{ I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \cos^2 \theta_g) S + K_p C_g \}} \quad (33)$$

$$\frac{\Theta_g(S)}{K_T \mathcal{L}[T_g(t)]} = \frac{I_p S^2 + C_p S + K_p}{S \{ I_p I_g S^3 + (I_p C_g + I_g C_p) S^2 + (C_p C_g + K_p I_g + H^2 \cos^2 \theta_g) S + K_p C_g \}} \quad (34)$$

を得る。両式の右辺の S に $j\omega$ を代入してその絶対値を求め、 $K_T T_g / K_p$ で無次元化すると

$$A_p = \frac{\sqrt{\lambda^2 (H^2 / I_p^2) (K_p / I_p) \cos^2 \theta_g}}{\sqrt{\lambda^2 \{ (1 - \lambda^2) (K_p I_g) / I_p^2 + (C_p C_g) / I_p^2 + (H^2 / I_p^2) \cos^2 \theta_g \}^2 + (K_p / I_p) \{ (1 - \lambda^2) (C_g / I_p) - \lambda^2 (C_p I_g / I_p^2) \}^2}} \quad (35)$$

$$A_g = \frac{1}{\lambda} \frac{\sqrt{(1 - \lambda^2) (K_p^2 / I_p^2) + \lambda^2 (C_p^2 / I_p^2) (K_p / I_p)}}{\sqrt{\lambda^2 \{ (1 - \lambda^2) (K_p I_g) / I_p^2 + (C_p C_g) / I_p^2 + (H^2 / I_p^2) \cos^2 \theta_g \}^2 + (K_p / I_p) \{ (1 - \lambda^2) (C_g / I_p) - \lambda^2 (C_p I_g / I_p^2) \}^2}} \quad (36)$$

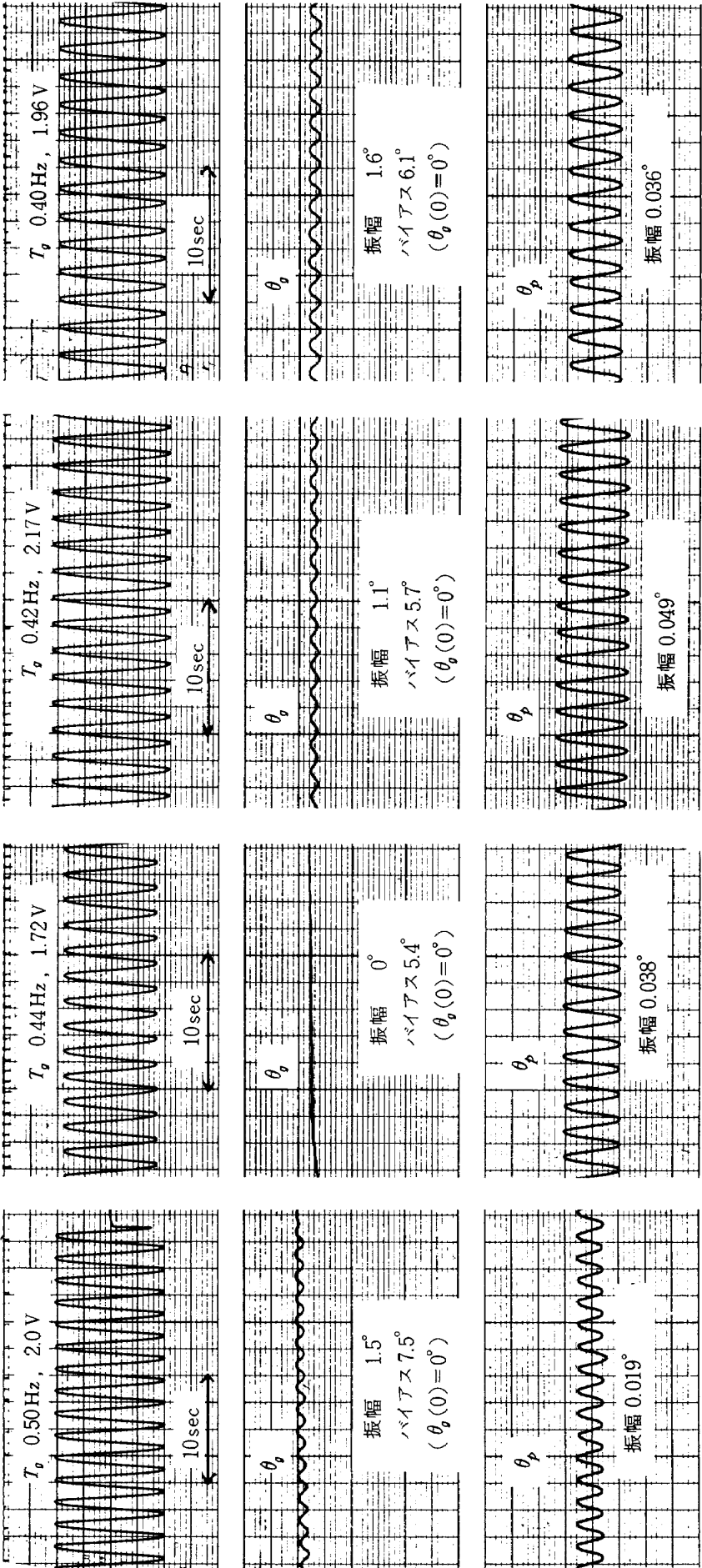


図 5-15 主制御トルクによる加振実験 (1)

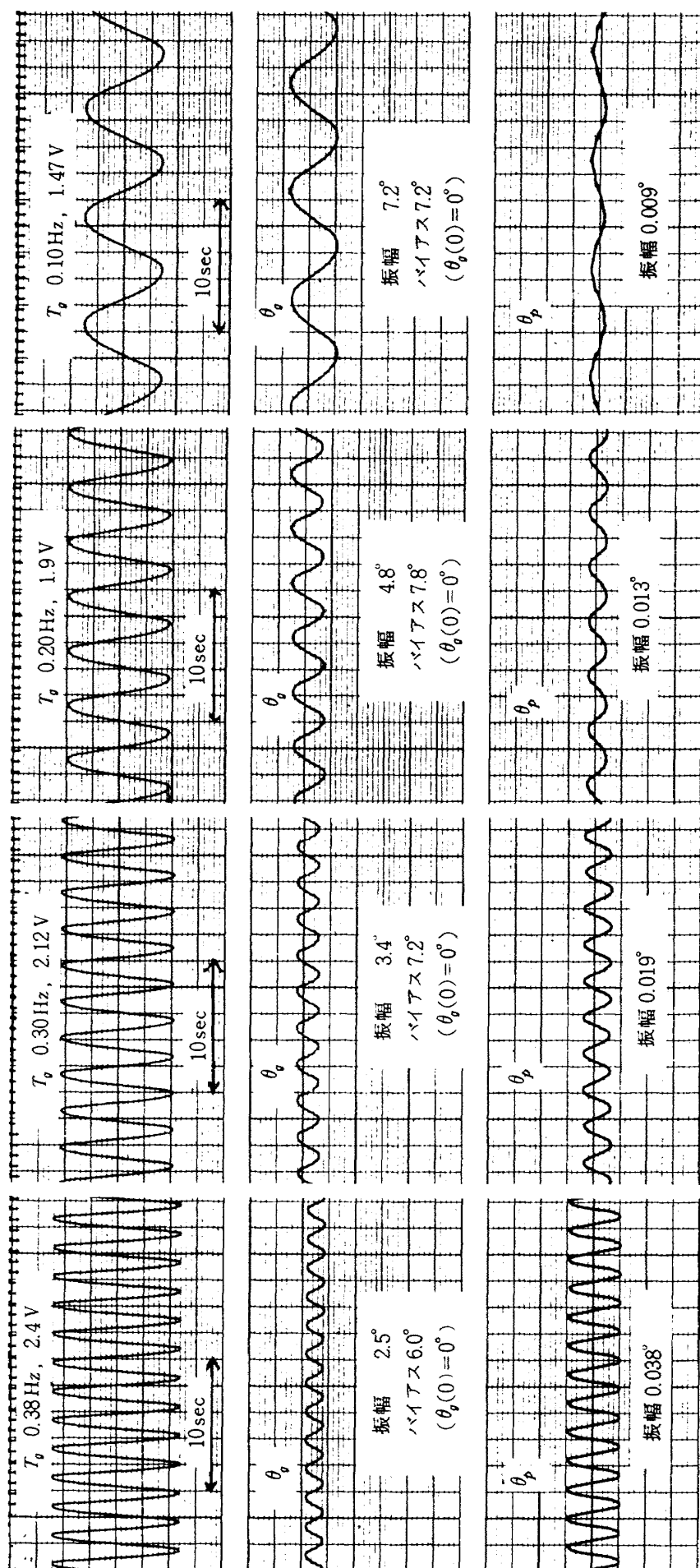


図 5-15 主制御トルクによる加振実験 (2)

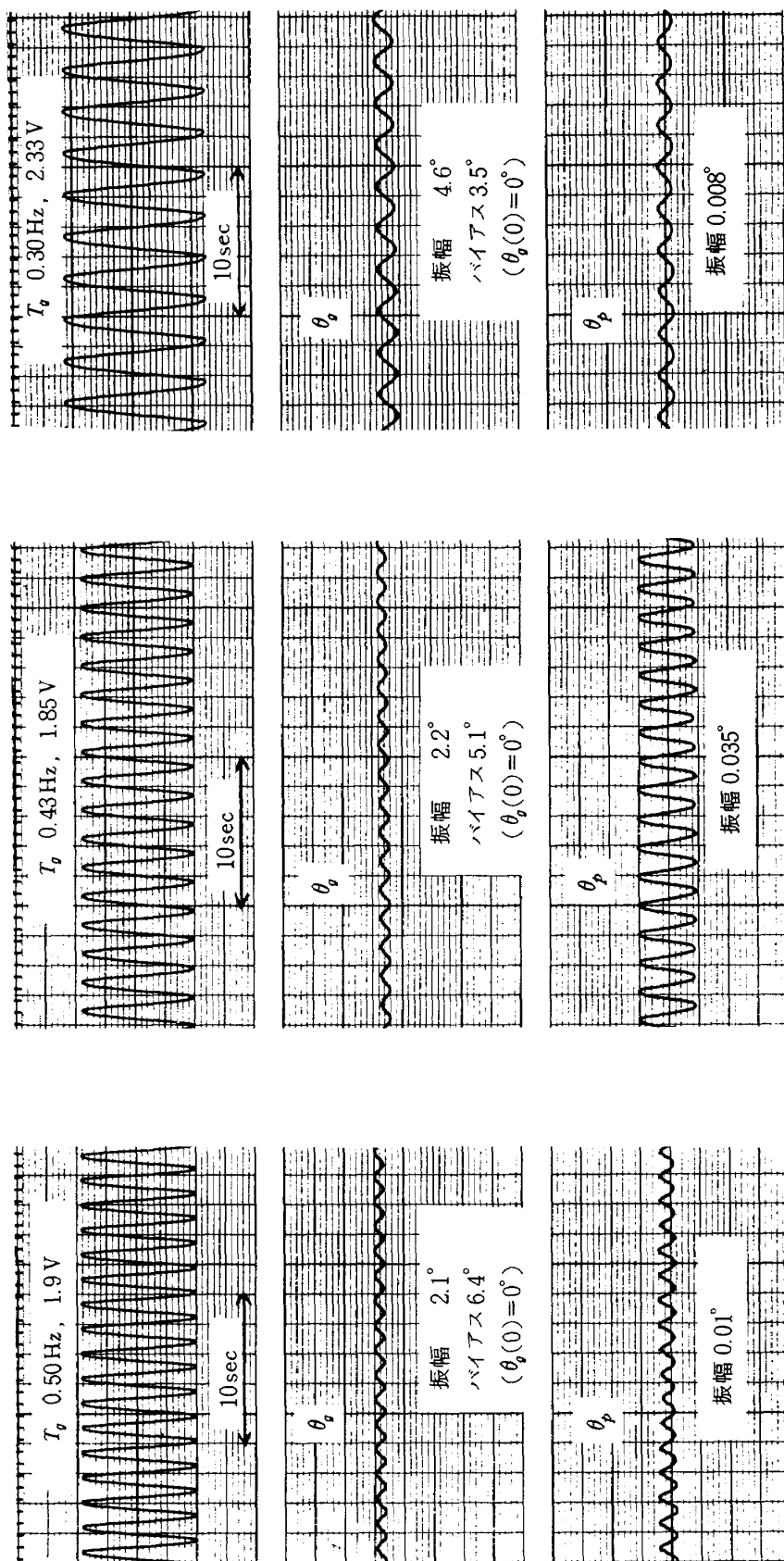


図 5-16 カップリング・トルクによる加振実験 (1)

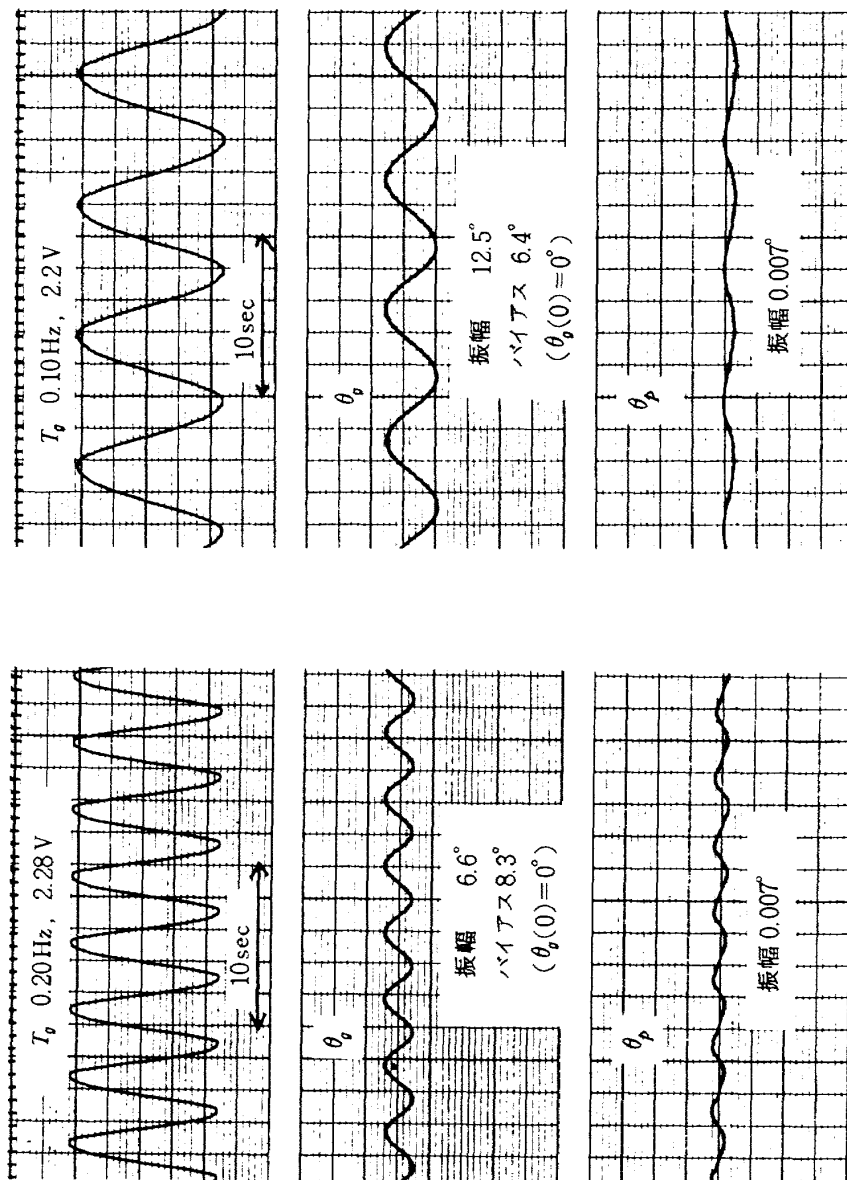


図5-16 カップリング・トルクによる加振実験 (2)

となる。但し A_p , A_g は無次元化された θ_p , θ_g の振幅の絶対値, $\lambda = \omega / \omega_p$, $\omega_p = \sqrt{K_p / I_p}$ (振子 (含 CMG) の固有円振動数)

カップリング・トルクによる場合も, (17), (18) 式から同様の式が得られる。それらはいずれも, (35), (36) 式におい

て $\cos^2 \theta_g$ を $\sin^2 \theta_g$ で置換した式となる。これらの式により, λ 即ち加振周波数を変えた時の A_p , A_g を θ_g をパラメタとして計算した値を図 5-17, 5-18 に示す。

主制御トルクによる場合 (図 5-17)

A_p は λ が大きくなるにつれて増大し, 振子 (含 CMG)

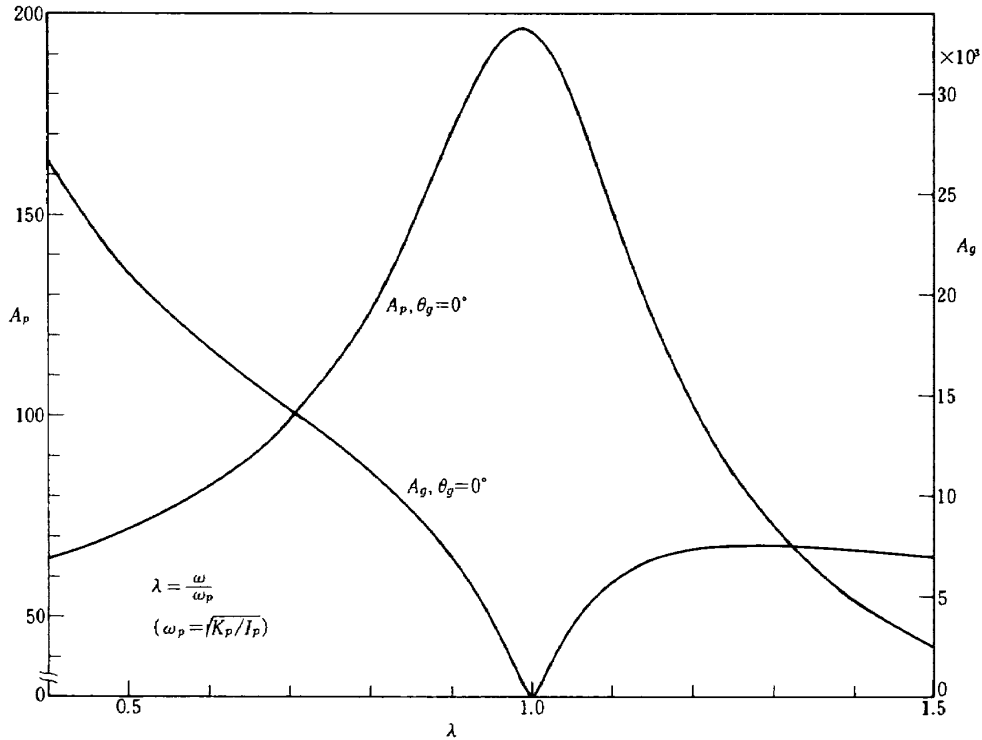


図 5-17 CMG 加振周波数 - A_p , A_g
(主制御トルクによる場合)

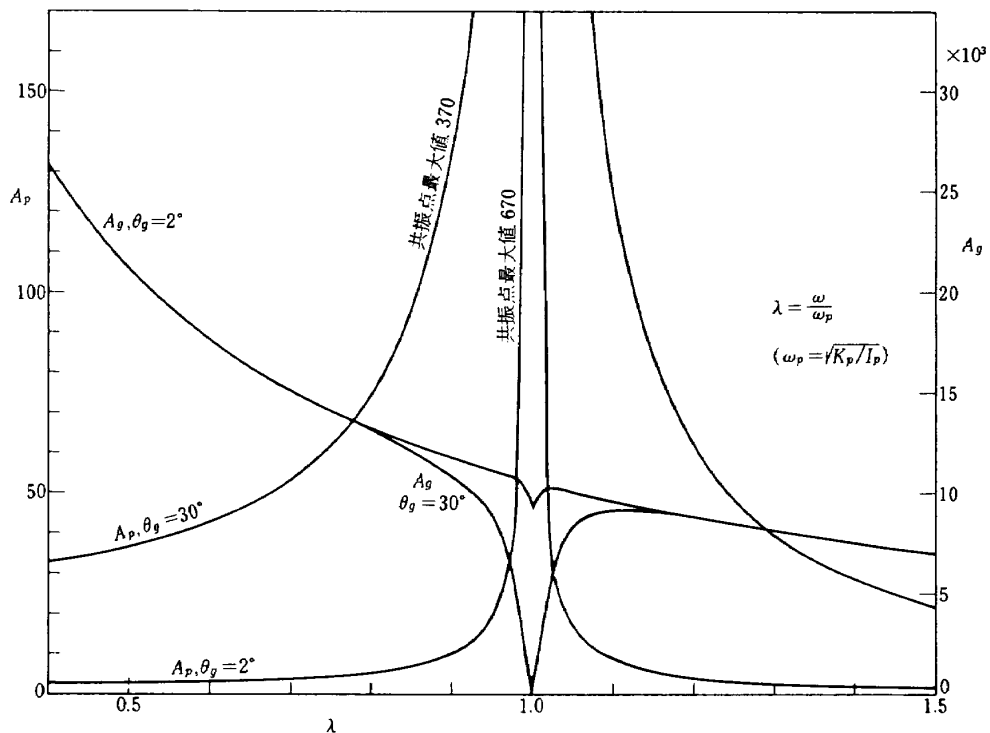


図 5-18 CMG 加振周波数 - A_p , A_g
(カップリング・トルクによる場合)

の減衰固有円振動数 $q_p (= \sqrt{1-\zeta^2} \omega_p) < \omega_p$ であるから、 $\lambda = 1$ よりやや手前で最大となり、以後減少するという共振現象を示している。一方 A_θ は、 λ が大きくなるにつれて減少し、 $\lambda = 1$ 付近、即ち A_p が最大値をとる周波数よりやや大きな周波数で非常に小さな極小値をとり、以後再び増大し、やがて又僅かに減少し始める。このことは実験結果とよく一致する。

カップリング・トルクによる場合 (図 5-18)

A_p はやはり $\lambda = 1$ 付近で共振現象を示している。 A_θ もやはり $\lambda = 1$ 付近で極小値をとる。しかし実験では図 5-16 に示す様に、 θ_0 の振幅は λ の増加に伴って一様に減少している。これは、 A_p の急激な減少が $\lambda = 1$ 付近の狭い範囲でのみ現われ、且つ極小値と付近の値との差が大きいことから、実験結果には現われなかったものと考えられる。同じく図 5-18 に $\theta_0 = 30^\circ$ として計算した場合を示す。今度は $\lambda = 1$ 付近のやや広い範囲で A_θ が減少し、且つ非常に小さな極小値をとり、主制御トルクによる場合と同様の傾向を持つことがわかる。

系の特性方程式はそれぞれ 14, 19 式であり、 S^2 の係数に主制御トルクによる場合 $H^2 \cos^2 \theta_0$ 、カップリング・トルクによる場合 $H^2 \sin^2 \theta_0$ の項がある。従って、この

現象は特性方程式の S^2 の係数の大きさに依存するものと考えられる。

図 5-15, 5-16 から、 θ_0 のバイアス項が定常振動の振幅と比較してかなり大きいことがわかる。伝達関数 30, 32 式に各数値を代入して、逆ラプラス変換して時間領域に戻して求めた単位入力に対する応答のバイアス項と定常振動の振幅の大きさを図 5-19, 5-20 に示す。

主制御トルクによる場合 (図 5-19)

加振振動数 f が大きいとバイアス項が振幅よりもかなり大きい、 f が小さくなると両者とも増大しほぼ同じ大きさになる。しかし、振幅がバイアス項より大きくなることはない。ここでも、振幅は $f = 0.42 \text{ Hz}$ 付近で極小値をとることがわかる。

カップリング・トルクによる場合 (図 5-20)

f の広い範囲で両者ともほぼ同じ大きさであり、 f が小さくなると両者とも増大する。しかし、振幅がバイアス項より大きくなることはない。

いずれの場合でも実験結果は、バイアス項と振幅の大きさの比率は計算結果とあまりよく一致していないが、バイアス項の方が大きいという傾向は示している。

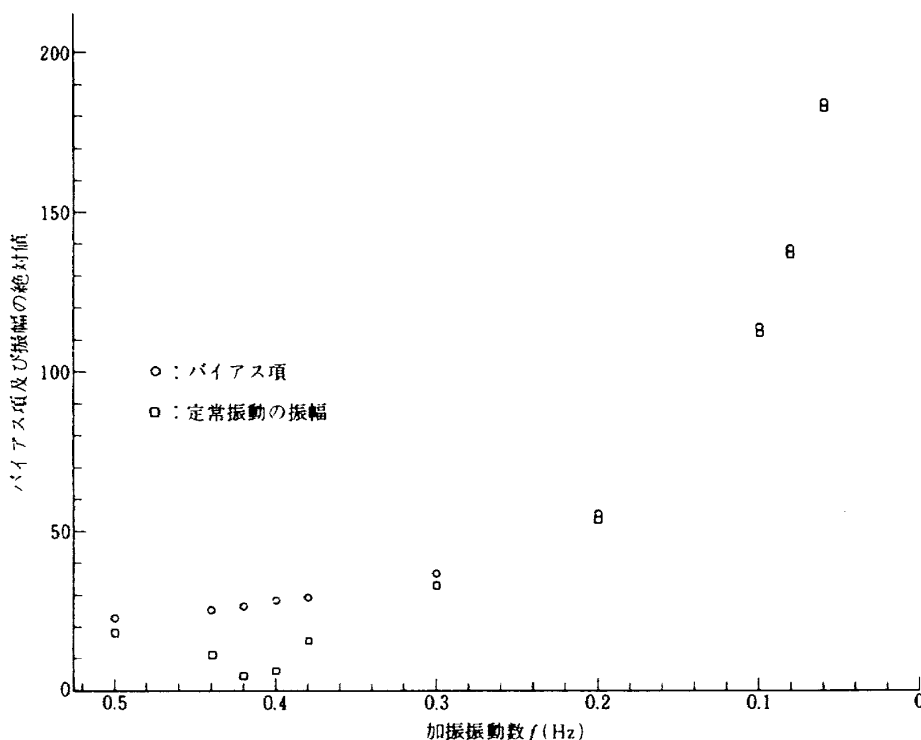


図 5-19 θ_0 のバイアス項と定常振動の振幅
 (主制御トルクによる場合)

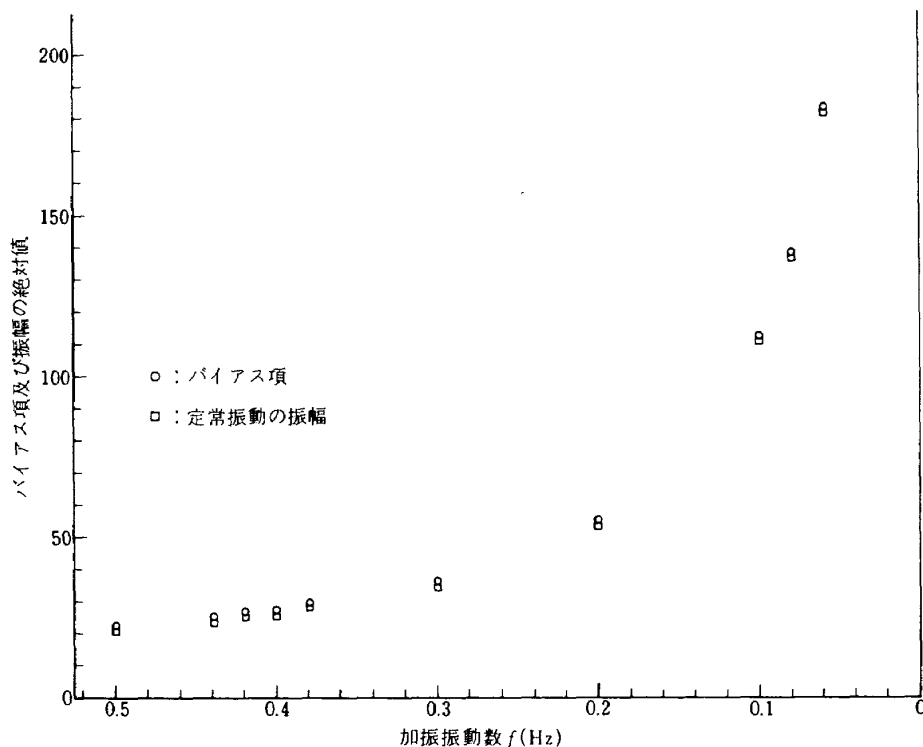


図 5-20 θ_g のバイアス項と定常振動の振幅
(カップリング・トルクによる場合)

6. あとがき

1 自由度 CMG 及びその駆動用制御エレクトロニクス装置を我国で初めて試作した。

両者が共に正常で作動することを確認した後に組み合わせ試験を行ない、周波数応答とスレッシュ・ホールド・レベルを測定した。 $\theta_g = 0^\circ$ 付近での stiction が姿勢制御にリミット・サイクルを惹起することが指摘されている。しかし、スレッシュ・ホールド・レベルについては、各種文献にも具体的数値がほとんど記載されておらず、今回実測したことの意義は大きいと思われる。

次に CMG による制御実験を行なった。CMG や MW の様な角運動量交換型アクチュエータによる実験では、空気軸受等を用いるのが一般的である。しかし今回は、ナイフ・エッジで支持された極めて簡単な振子装置に CMG を搭載し、振子との連成振動による加振（能動制御）、制振（準受動制御）実験を行なった。それにより、CMG の基本的特性を得、その性能を確認することができた。

制振実験では、外乱トルクにより惹起された振子の振動が、CMG により減衰すること、即ち、CMG を搭載したことにより、センサから θ_p や $\dot{\theta}_p$ などの信号を人為的にフィードバックしなくても、振子の回転軸まわりの安定性が増大することを確認した。減衰率は、主制御ト

ルク ($H \cdot \cos \theta_g$ 項) 及びカップリング・トルク ($H \cdot \sin \theta_g$ 項) による場合かなり異なるが、いずれも重力傾度トルクと CMG を組合せた地球指向姿勢安定を目的とする準受動制御系に相当する。

加振実験では、CMG に正弦波信号を入力すると振子が加振されること、即ち、姿勢マヌーバに相当する CMG の能動制御性能を確認した。主制御トルク、カップリング・トルクいずれによる場合も、加振周波数 ω が振子（含 CMG）の減衰固有円振動数 q_p に近い値をとると共振現象を起こし、 θ_p の振幅は最大となる。他方 θ_g は、主制御トルクによる場合、共振現象とはほぼ同時に、振幅が極めて小さくなり、カップリング・トルクによる場合はこの現象は観られなかった。解析の結果、 q_p よりやや大きな ω で θ_g の振幅の絶対値 A_g に極小値が現われること、そしてその極小値の大小及びその付近での A_g の減少の様子が、系の特性方程式（4 次）の S^2 の係数の大きさに大きく影響を受けることがわかった。 S^2 の係数には、それぞれ $H^2 \cos^2 \theta_g$ 、 $H^2 \sin^2 \theta_g$ の項があるので、 $\theta_g \approx 0^\circ$ では、主制御トルクによる場合は係数が大きく、カップリング・トルクによる場合は係数が小さい。係数が大きいと非常に小さな極小値をとるので、主制御トルクによる場合は、 θ_g の振幅の減少が実験結果から観察できた。一方、係数が小さいと極小値がそれほど小さな

値とはならないので、カップリング・トルクによる場合は、実験結果からは確認できなかったのである。カップリング・トルクによる場合でも、 $\theta_g = 30^\circ$ とすると係数が大きくなり、非常に小さな極小値をとることが計算により確かめられた。

今回試作、実験したのは1自由度CMGであったが、今後は2自由度CMGのハードウェアの研究が必要であろう。又、それらの配列、制御則などソフトウェアの研究も、実機への搭載要求の高まりに伴って必要となろう。

その際、今回の試作、実験により得られた経験、データが役立つものと考えられる。

予備試作、試作に当って御協力戴いた三菱プレジジョン(株)の関係者に謝意を表したい。

尚、最近国内における新たなCMGの試作が報告されている。²³⁾型式はTwin CMGで、角運動量 $8.6 \times 10^7 \text{ gr} \cdot \text{cm}^2 \text{ s}^{-1}$ (3000 rpm) $\times 2$ 、ホイール外径15 cm、消費電力25 W、全重量24 kgと大型である。目的は、人工衛星搭載ではなく、気球に搭載された宇宙観測用天体望遠鏡(口径30 cm)の方位角を制御することにある。この様に大型のCMGとなったのは、必要な制御トルク及び外乱トルクのレベルが宇宙空間と異なりかなり大きい為と考えられる。

参 考 文 献

- 1) John S. White and Q. Marion Hansen; Study of a Satellite Attitude Control System using Integrating Gyro as Torque Sources, NASA TND-1073, July 1961.
- 2) E. D. Scott; Control Moment Gyro Gravity Stabilization, AIAA Paper No. 63-324, August 1963.
- 3) H. B. Kennedy; A Gyro Momentum Exchange Device for Space Vehicle Attitude Control, AIAA J. Vol. 1, No. 5, May 1963, pp. 1110-1118.
- 4) J. E. DeLisle, E. G. Ogletree and B. M. Hildebrant; Applications of Gyrostabilizers to Satellite Attitude Control, AIAA Paper No. 63-325, August 1963.
- 5) Jerry R. Havill and Jack W. Ratcliff; A Twin-Gyro Attitude Control System for Space Vehicles, NASA TND-2419, April 1964.
- 6) Richard A. Campbell; Performance of Twin Gyro Attitude Control System including Passive Compensation and Nonlinear Control Law, NASA TND-5868, August 1970.
- 7) A. Dean Jacot and Donald J. Liska; Control Moment Gyros in Attitude Control, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 3, No. 9, September 1966, pp. 1313-1320.
- 8) Donald J. Liska; A Two-Degree-of-Freedom Control Moment Gyro for High Accuracy Attitude Control, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 5, No. 1, January 1968, pp. 74-83.
- 9) 東口 實, 中谷一郎; CMGによる歳差運動の減衰, 電子通信学会全国大会, No.231, 昭和46年4月.
- 10) 山中龍夫, 吉村庄市; 電気推進による静止衛星への遷移に必要な姿勢制御, 宇宙航行の力学シンポジウム予稿集, 1971年11月, pp.105-112.
- 11) 中谷一郎, 東口 實; CMGの宇宙飛行体への応用, 電子通信学会宇宙・航行エレクトロニクス研究会資料, SANE 71-30 (1972-03), 1972年3月.
- 12) Ichiro Nakatani; Spinning Satellite Attitude Control using Control Moment Gyro, Proceedings of XIIth International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, Japan, May 1977.
- 13) G. F. Auclair and R. C. Wells; Control Moment Gyro Selection and Design Criteria, AIAA Paper, No. 70-976, August 1970.
- 14) W. B. Chubb, D. N. Shultz, and S. M. Seltzer; Attitude Control and Precision Pointing of Apollo Telescope Mount, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 5, No. 8, August 1968, pp. 896-903.
- 15) W. B. Chubb and S. M. Seltzer; Skylab Attitude and Pointing Control System, NASA TND-6068, February 1971.
- 16) Major C. E. Whitsett, Jr. and P. S. Cramer; An Experimental Investigation of Attitude Control Systems for Astronaut Maneuvering Units, AIAA Paper, No. 73-250, January 1973.
- 17) T. B. Murtagh, Major C. E. Whitsett, M. A. Goodwin, and J. E. Greenlee; Automatic Control of the Skylab Astronaut Maneuvering Research Vehicle, AIAA Paper No. 73-857, August 1973.
- 18) W. R. Kerslake, D. C. Byers, and J. F. Staggs; SERT-II: Mission and Experiments, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 7, No. 1, January 1970, pp. 4-6.
- 19) W. R. Kerslake, R. G. Goldman, and W. C.

Nieberding; SERT-II: Mission, Thruster Performance, and In-Flight Thrust Measurements, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 18, No. 3, March 1971, pp. 213-217.

- 20) 高橋安人；自動制御理論 改訂版，岩波全書 199 (1967)，pp.57-59, 岩波書店.
- 21) 亘理 厚；機械振動，（昭和 41）pp.81, 118 丸善.
- 22) 守屋富次郎，鷲津久一郎；力学概論 改訂版，（昭和 43）pp.145, 培風館.
- 23) 矢島信之，小鍛治 繁，橋野 賢；宇宙観測における精密追尾制御－気球搭載望遠鏡の場合－，計測と制御 Vo.18, No.11, 昭和 54 年 11 月.

付録 1. 1 自由度 CMG を搭載した剛体の運動方程式

まず、座標系を定義する。

剛体固定座標系 ($\mathbf{i}_b, \mathbf{j}_b, \mathbf{k}_b$) : 剛体の質量中心を原点 O_b とし、慣性主軸の向きに右手直交座標系をなす。この座標系の、ある基準座標系に対する角速度ベクトルを

$$\boldsymbol{\omega}_b = p\mathbf{i}_b + q\mathbf{j}_b + r\mathbf{k}_b \quad (\text{A-1})$$

とする。

ジンバル固定座標系 ($\mathbf{i}_G, \mathbf{j}_G, \mathbf{k}_G$) : ホイールを含めたジンバル部の質量中心を原点 O_G とし、その慣性主軸の向きに右手直交座標系をなす。プリセッションは \mathbf{i}_G まわりに右ねじの方向を正とし、ジンバル角度 θ_g もそれに応じて正方向を定義する。この座標系の剛体固定座標系に対する角速度ベクトルを

$$\boldsymbol{\omega}_G = \dot{\theta}_g \mathbf{i}_G \quad (\text{A-2})$$

とする。

ホイール固定座標系 ($\mathbf{i}_W, \mathbf{j}_W, \mathbf{k}_W$) : ホイールの質量中心を原点 O_W とし、その慣性主軸の向きに右手直交座標系をなす。 \mathbf{k}_W はスピン軸の向きにとり、 $\mathbf{i}_W, \mathbf{j}_W$ は回転面内にとる。

尚、以下の仮定をおく。

1. 基準座標系の、慣性座標系に対する角速度ベクトル $\boldsymbol{\omega}_r$ は無視する。
2. 各座標系の原点 O_b, O_G, O_W は一致する。
3. ジンバル部とホイールの慣性主軸の向きは一致し、 \mathbf{k}_G と \mathbf{k}_W は常に一致する。

従って、ホイール固定座標系の、ジンバル固定座標系に対する角速度ベクトルは、

$$\boldsymbol{\omega}_W = \Omega \mathbf{k}_G \quad (\text{A-3})$$

となる。但し、 Ω はホイールのスピン角速度

剛体、ホイールの主慣性モーメントを、それぞれ I_X, I_Y, I_Z, A, A, C とすると、それぞれの慣性モーメント・テンソルは次の様に表示できる。

$$I = I_X \mathbf{i}_b \mathbf{i}_b + I_Y \mathbf{j}_b \mathbf{j}_b + I_Z \mathbf{k}_b \mathbf{k}_b \quad (\text{A-4})$$

$$J = A \mathbf{i}_W \mathbf{i}_W + A \mathbf{j}_W \mathbf{j}_W + C \mathbf{k}_W \mathbf{k}_W \quad (\text{A-5})$$

全システムの角運動量ベクトルは、剛体、ジンバル部の角運動量ベクトルをそれぞれ $\mathbf{H}_b, \mathbf{H}_G$ とすると、

$$\mathbf{H}_T = \mathbf{H}_b + \mathbf{H}_G \quad (\text{A-6})$$

であり、慣性モーメント・テンソル I, J を用いて、

$$\mathbf{H}_T = I \cdot \boldsymbol{\omega}_b + J \cdot (\boldsymbol{\omega}_W + \boldsymbol{\omega}_G + \boldsymbol{\omega}_b)$$

$$= (I + J) \cdot \boldsymbol{\omega}_b + J \cdot (\boldsymbol{\omega}_W + \boldsymbol{\omega}_G) \quad (\text{A-7})$$

しかし、一般に $J \ll I$ であるから、(A-7) 式は

$$\mathbf{H}_T = I \cdot \boldsymbol{\omega}_b + J \cdot (\boldsymbol{\omega}_W + \boldsymbol{\omega}_G) \quad (\text{A-8})$$

と近似できる。

剛体に外部から作用するトルクを

$$\mathbf{L}_b = L_{bx} \mathbf{i}_b + L_{by} \mathbf{j}_b + L_{bz} \mathbf{k}_b \quad (\text{A-9})$$

とすると、剛体の運動方程式はよく知られている様に

$$\frac{d}{dt} [I \cdot \boldsymbol{\omega}_b] + \frac{d}{dt} [J \cdot (\boldsymbol{\omega}_W + \boldsymbol{\omega}_G)] = \mathbf{L}_b \quad (\text{A-10})$$

となる。²²⁾

上式の左辺第 1 項は

$$\frac{d}{dt} [I \cdot \boldsymbol{\omega}_b] = I \cdot \left(\frac{d\boldsymbol{\omega}_b}{dt} \right)_b + \boldsymbol{\omega}_b \times (I \cdot \boldsymbol{\omega}_b) \quad (\text{A-11})$$

となる。但し $\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}_b}{dt} \right)_b = \dot{p}\mathbf{i}_b + \dot{q}\mathbf{j}_b + \dot{r}\mathbf{k}_b$

(A-11) 式に (A-4) 式を代入すると

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} [I \cdot \boldsymbol{\omega}_b] &= [I \times \dot{p} + q r (I_Z - I_Y)] \mathbf{i}_b \\ &+ [I_Y \dot{q} + p r (I_X - I_Z)] \mathbf{j}_b \\ &+ [I_Z \dot{r} + p q (I_Y - I_X)] \mathbf{k}_b \end{aligned} \quad (\text{A-12})$$

を得る。

(A-10) 式の左辺第 2 項は、

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} [J \cdot (\boldsymbol{\omega}_W + \boldsymbol{\omega}_G)] &= J \cdot \left[\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}_W}{dt} \right)_G + \left(\frac{d\boldsymbol{\omega}_G}{dt} \right)_G \right] \\ &+ (\boldsymbol{\omega}_G + \boldsymbol{\omega}_b) \times [J \cdot (\boldsymbol{\omega}_W + \boldsymbol{\omega}_G)] \end{aligned} \quad (\text{A-13})$$

となる。但し $\left(\frac{d\boldsymbol{\omega}_W}{dt} \right)_G = \dot{\Omega} \mathbf{k}_G, \left(\frac{d\boldsymbol{\omega}_G}{dt} \right)_G = \ddot{\theta}_g \mathbf{i}_G$

(A-12) 式と同様の結果を得るには、CMG の剛体への取付け位置、即ち $\mathbf{i}_b, \mathbf{j}_b, \mathbf{k}_b$ と $\mathbf{i}_G, \mathbf{j}_G, \mathbf{k}_G$ の関係を定義しなければならない。

今、図 A-1 に示す様に、 $\theta_g = 0^\circ$ の時に \mathbf{k}_G が \mathbf{k}_b と一致する様に取付けるものとする、座標変換マトリックスは次の様になる。

$$\begin{pmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\cos \theta_g & 0 & \sin \theta_g \\ \sin \theta_g & 0 & \cos \theta_g \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{pmatrix} \quad (\text{A-14})$$

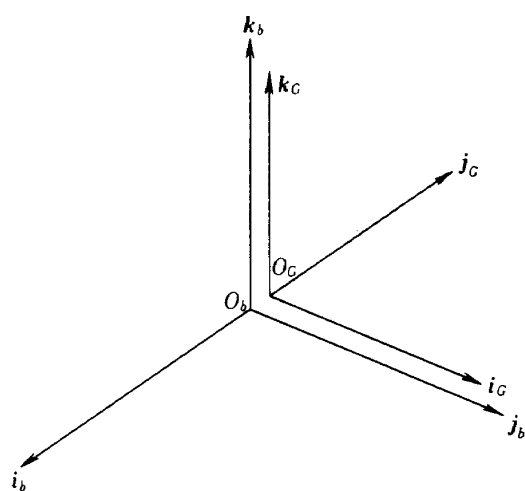


図 A-1

$$\begin{pmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & -\cos\theta_g & \sin\theta_g \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin\theta_g & \cos\theta_g \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{pmatrix} \quad (\text{A-15})$$

まず, ω_b を (A-14) 式を用いてジンバル固定座標系で表示すると

$$\begin{aligned} \omega_b = & q i_G + (-p \cos\theta_g + r \sin\theta_g) j_G \\ & + (p \sin\theta_g + r \cos\theta_g) k_G \end{aligned} \quad (\text{A-16})$$

これを (A-13) 式に代入すると

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} [J \cdot (\omega_W + \omega_G)] &= [A\ddot{\theta}_g - C\dot{\varrho}(p \cos\theta_g - r \sin\theta_g)] i_G \\ &+ [A\dot{\theta}_g(p \sin\theta_g + r \cos\theta_g) - C\dot{\varrho}(\dot{\theta}_g + q)] j_G \\ &+ [C\dot{\varrho} + A\dot{\theta}_g(p \cos\theta_g - r \sin\theta_g)] k_G \end{aligned} \quad (\text{A-17})$$

を得る。これを, (A-15) 式を用いて剛体固定座標系で表示すると,

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} [J \cdot (\omega_W + \omega_G)] &= [C\dot{\varrho} \cos\theta_g(\dot{\theta}_g + q) + C\dot{\varrho} \sin\theta_g - A\dot{\theta}_g r] i_b \\ &+ [A\dot{\theta}_g - C\dot{\varrho}(p \cos\theta_g - r \sin\theta_g)] j_b \\ &+ [-C\dot{\varrho} \sin\theta_g(\dot{\theta}_g + q) + C\dot{\varrho} \cos\theta_g + A\dot{\theta}_g p] k_b \end{aligned} \quad (\text{A-18})$$

となる。上式の右边を $-M_Z$ とすれば, M_Z が CMG により剛体に作用するジャイロ・モーメントである。

従って, (A-10) 式に (A-12), (A-18) 式を代入すると, 剛体の運動方程式が得られる。即ち,

i_b まわりに

$$\begin{aligned} I_X \dot{p} + qr(I_Z - I_Y) &= L_{bX} - [C\dot{\varrho} \cos\theta_g(\dot{\theta}_g + q) + C\dot{\varrho} \sin\theta_g - A\dot{\theta}_g r] \end{aligned} \quad (\text{A-19})$$

j_b まわりに

$$\begin{aligned} I_Y \dot{q} + pr(I_X - I_Z) &= L_{bY} - [A\ddot{\theta}_g - C\dot{\varrho}(p \cos\theta_g - r \sin\theta_g)] \end{aligned} \quad (\text{A-20})$$

k_b まわりに

$$\begin{aligned} I_Z \dot{r} + pq(I_Y - I_X) &= L_{bZ} - [-C\dot{\varrho} \sin\theta_g(\dot{\theta}_g + q) + C\dot{\varrho} \cos\theta_g + A\dot{\theta}_g p] \end{aligned} \quad (\text{A-21})$$

となる。

さて, CMG のジンバル部に外部から作用するトルクを

$$L_G = L_{GX} i_G + L_{GY} j_G + L_{GZ} k_G \quad (\text{A-22})$$

とすると, ジンバル部の運動方程式は, 剛体の場合と同様,

$$\frac{d}{dt} [J \cdot (\omega_W + \omega_G + \omega_b)] = L_G \quad (\text{A-23})$$

となる。しかし, ジンバル部は i_G まわりにのみ自由度をもっている。

i_G まわりの運動方程式は,

$$\begin{aligned} A(\ddot{\theta}_g + \dot{q}) - C\dot{\varrho}(p \cos\theta_g - r \sin\theta_g) &+ O(p^2, q^2, r^2) = L_{GX} \end{aligned} \quad (\text{A-24})$$

となる。但し $O(p^2, q^2, r^2)$ は p, q, r の 2 次以上の微小項

従って

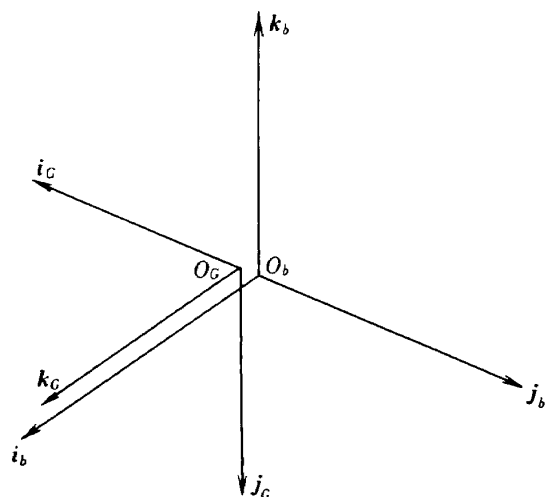


図 A-2

$$A(\ddot{\theta}_g + \dot{q}) - C\mathcal{Q}(p\cos\theta_g - r\sin\theta_g) = L_{GX} \quad (\text{A-25})$$

と近似できる。

次に、図A-2に示す様に取付け位置を変更した場合を考える。プリセッション軸 i_G は $-j_b$ 方向であり、 $\theta_g = 0^\circ$ の時、スピン軸 k_G は i_b に一致する。

座標変換マトリックスは

$$\begin{pmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & -1 & 0 \\ \sin\theta_g & 0 & -\cos\theta_g \\ \cos\theta_g & 0 & \sin\theta_g \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{pmatrix} \quad (\text{A-26})$$

$$\begin{pmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \sin\theta_g & \cos\theta_g \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -\cos\theta_g & \sin\theta_g \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{pmatrix} \quad (\text{A-27})$$

である。 ω_b のジンバル固定座標系での表示は、

$$\begin{aligned} \omega_b = & -q i_G + (p\sin\theta_g - r\cos\theta_g) j_G \\ & + (p\cos\theta_g + r\sin\theta_g) k_G \end{aligned} \quad (\text{A-28})$$

となる。

前と同様に、剛体の運動方程式は、

i_b まわりに

$$\begin{aligned} I_X \dot{p} + qr(I_Z - I_Y) \\ = L_{bX} - [A\dot{\theta}_g r - C\mathcal{Q}\sin\theta_g(\dot{\theta}_g - q) + C\dot{\mathcal{Q}}\cos\theta_g] \end{aligned} \quad (\text{A-29})$$

j_b まわりに

$$\begin{aligned} I_Y \dot{q} + pr(I_X - I_Z) \\ = L_{bY} - [-A\ddot{\theta}_b - C\mathcal{Q}(p\sin\theta_g - r\cos\theta_g)] \end{aligned} \quad (\text{A-30})$$

k_b まわりに

$$\begin{aligned} I_Z r + pq(I_Y - I_X) \\ = L_{bZ} - [-A\dot{\theta}_g p + C\mathcal{Q}\cos\theta_g(\dot{\theta}_g - q) + C\dot{\mathcal{Q}}\sin\theta_g] \end{aligned} \quad (\text{A-31})$$

となる。

ジンバル部の i_G まわりの運動方程式は、

$$A(\ddot{\theta}_g - \dot{q}) + C\mathcal{Q}(p\sin\theta_g - r\cos\theta_g) = L_{GX} \quad (\text{A-32})$$

である。

付録2. 1自由度CMGを搭載した振子の運動方程式

振子に固定した座標系 (i_p, j_p, k_p) は、図5-4に定義してある。振子は i_p まわりにのみ自由度を持つから、その基準座標系に対する角速度ベクトルは

$$\omega_p = \dot{\theta}_p i_p \quad (\text{B-1})$$

である。又、振子の i_p まわり、CMGのジンバル軸 (i_G) まわりに外部から作用するトルクは、次の様になる。

$$L_{pX} = -C_p \dot{\theta}_p - K_p \theta_p + T_p \quad (\text{B-2})$$

$$L_{GX} = -C_g \dot{\theta}_g + K_T T_g \quad (\text{B-3})$$

但し C_p, C_g は、振子、ジンバル部の減衰係数、 K_p は振子のバネ係数、 T_p は外乱トルク、 K_T は (トルカ・アンプのゲイン) \times (トルカのスケール・ファクタ)、 T_g はトルカ・アンプへの入力信号、又、CMGは一般に $\dot{\mathcal{Q}} = 0$ であるから、その一定の角運動量を $H (= C\mathcal{Q})$ とする。

主制御トルク ($H \cdot \cos\theta_g$ 項) により実験を行なう場合

図5-5に示した取付け位置、即ち i_p, j_p, k_p と i_G, j_G, k_G 各軸との関係は、図A-1に示す i_b, j_b, k_b と i_G, j_G, k_G の関係と一致する。従って、振子の i_p まわり、CMGのジンバル軸 (i_G) まわりの運動方程式は、(A-19)、(A-25)式から得られ、次の様になる。

$$I_p \ddot{\theta}_p = -C_p \dot{\theta}_p - K_p \theta_p - (H \cos\theta_g) \dot{\theta}_g + T_p \quad (\text{B-4})$$

$$I_g \ddot{\theta}_g = -C_g \dot{\theta}_g + (H \cos\theta_g) \dot{\theta}_p + K_T T_g \quad (\text{B-5})$$

但し I_g は、ジンバル軸まわりの慣性モーメント

カップリング・トルク ($H \cdot \sin\theta_g$ 項) により実験を行なう場合

主制御トルクの場合と同様にして、(A-29)、(A-32)式から得られ、次の様になる。

$$I_p \ddot{\theta}_p = -C_p \dot{\theta}_p - K_p \theta_p + (H \sin\theta_g) \dot{\theta}_g + T_p \quad (\text{B-6})$$

$$I_g \ddot{\theta}_g = -C_g \dot{\theta}_g - (H \sin\theta_g) \dot{\theta}_p + K_T T_g \quad (\text{B-7})$$

航空宇宙技術研究所報告 641号

昭和55年11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 東京プレス
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12
