

アニュラ型ニューテーションダンパの地上実験

二 宮 敬 虔・原 躬 千 夫*・道 野 敏 雄**

Experiments on Annular Nutation Damper

By

Keiken NINOMIYA, Michio HARA,* and Toshio MICHINO**

Abstract: This report presents the results of an experiment to measure the damping rate of an annular nutation damper used to damp out the nutational motion of an artificial satellite. The experiment was performed by mounting the damper on a model satellite, which in turn was supported by a spherical air-bearing test stand. The annulus of the damper had the diameter of 254 mm and was filled with mercury to about one-sixth of its volume. The model satellite had a mass ratio of 1.35 and weighed about 50 kg. The initial nutation angle of about 5 degrees was observed to damp out within a matter of 10 seconds, when the spin rate was approximately 2 rps. The measured damping rate was found to agree comparatively well with the theoretical one after the effect of air resistance was excluded by using the experimental data obtained without the damper.

概 要

アニュラ型ニューテーションダンパの減衰特性を、3自由度球形エアベリング試験台を用いて測定した。直径 254 mm、水銀封入量 120 g 程度のダンパを、重量約 50 kg、マஸ்レシオ 1.35 の衛星モデルに取付けた場合、スピンの速度約 2 rps のとき、初期ニューテーション角約 5 度のニューテーションは、約 10 秒程度で減衰することが確認された。空気抵抗のニューテーション減衰効果を、ダンパ無作動時の測定結果を用いて近似的に補正すれば、減衰に関する理論値と実験結果は比較的良好に一致することが明らかになった。

1. 緒 言

一般に、スピン安定衛星は、打上げロケット最終段の推力ミスアライメントや切り離し時の衝撃によって、軌道に投入された時点において、スピン軸が慣性空間に固定されずに、ニューテーションを行なう。ニューテーションは、観測あるいは通信等のミッション遂行上有害な効果を与えるため、これを減衰させるためのダンパを衛星に搭載する必要がある。

本報告においては、科学衛星搭載用として開発したアニュラ型ニューテーションダンパの

* 日立製作所中央研究所 Central Research Laboratory, Hitachi Ltd.

** 日立製作所戸塚工場 Totsuka Works, Hitachi Ltd.

減衰特性を測定するために、3 自由度エアベアリング試験台と、ほぼ実物大の衛星モデルとを用いて行なった一連の実験結果を報告する。

第 2 章では、ニューテーションおよびその減衰に関する一般的な力学的特性を述べ、アニユラ型ダンパの減衰特性に関する理論的な解析結果を紹介する。

第 3 章では、実験に用いた試験台、測定装置、モデル衛星等を説明し、第 4 章で、代表的な実験結果を示し、空気抵抗等の影響を補正する方法を検討し、補正後の実験値と理論値の比較を行なう。

2. ニューテーションに関する一般的考察

2.1 ニューテーションの力学的特性 [1]

はじめにニューテーションの基本的な特性を明らかにする。衛星の運動を記述する運動方程式は

$$\frac{d\mathbf{L}}{dt} = \frac{d^*\mathbf{L}}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{L} = 0 \quad (1)$$

ここで、 \mathbf{L} : 角運動量ベクトル

$\boldsymbol{\Omega}$: 採用している座標系の回転ベクトル

いまの場合、 $\boldsymbol{\Omega}$ をもつ座標系としては図 1 に示す $O-x'y'z'$ 座標系を用いるものとする。衛星のスピンの軸は z' 軸方向にあり、 z 軸からの傾き角度が θ で表わされ、これが z 軸のまわりを角速度 $\dot{\varphi}$ で回転する。衛星本体は z' 軸のまわりに $O-x'y'z'$ 座標系に相対的に $\dot{\psi}$ の回転を行なっている。 $O-XYZ$ 座標系と $O-x'y'z'$ 座標系との間の座標変換は

$$\begin{pmatrix} \mathbf{x}' \\ \mathbf{y}' \\ \mathbf{z}' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \varphi, & \cos \theta \sin \varphi, & -\sin \theta \\ -\sin \varphi, & \cos \varphi, & 0 \\ \sin \theta \cos \varphi, & \sin \theta \sin \varphi, & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{X} \\ \mathbf{Y} \\ \mathbf{Z} \end{pmatrix} \quad (2)$$

ここで、 $\mathbf{x}', \mathbf{y}', \mathbf{z}'$ はそれぞれ x' 軸、 y' 軸、 z' 軸方向

の単位ベクトル、 $\mathbf{X}, \mathbf{Y}, \mathbf{Z}$ は X 軸、 Y 軸、 Z 軸方向の単位ベクトルを表わす。

衛星の角速度を $\boldsymbol{\omega}$ とすると

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega} = \dot{\varphi} \mathbf{Z} + \dot{\theta} \mathbf{y}' + \dot{\psi} \mathbf{z}' \\ \boldsymbol{\Omega} = \dot{\varphi} \mathbf{Z} + \dot{\theta} \mathbf{y}' \end{cases} \quad (3)$$

式 (2) を用いて $O-x'y'z'$ 座標系成分に書き直すと

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega} = -\dot{\varphi} \sin \theta \mathbf{x}' + \dot{\theta} \mathbf{y}' + (\dot{\varphi} \cos \theta + \dot{\psi}) \mathbf{z}' \\ \boldsymbol{\Omega} = -\dot{\varphi} \sin \theta \mathbf{x}' + \dot{\theta} \mathbf{y}' + \dot{\varphi} \cos \theta \mathbf{z}' \end{cases} \quad (4)$$

衛星を回転対称形 ($I_x = I_y$) とすると、角運動量 \mathbf{L} は

$$\mathbf{L} = -I_x \dot{\varphi} \sin \theta \mathbf{x}' + I_x \dot{\theta} \mathbf{y}' + I_z (\dot{\varphi} \cos \theta + \dot{\psi}) \mathbf{z}' \quad (5)$$

ここで、 $I_x (= I_y)$; スピン軸に直角方向の軸まわりの慣性能率

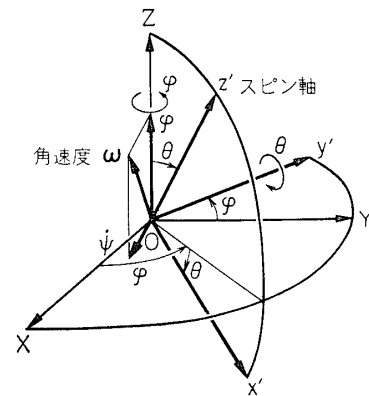


図 1 慣性座標系および衛星座標系

I_z ; スピン軸まわりの慣性能率

式 (4) および式 (5) を式 (1) に代入すると, 運動方程式は

$$\begin{cases} I_x \sin \theta \dot{\phi} + 2I_x \cos \theta \dot{\theta} \dot{\phi} - I_z \omega_s \dot{\theta} = 0 \\ I_x \ddot{\theta} - I_x \sin \theta \cos \theta \dot{\phi}^2 + I_z \omega_s \sin \theta \dot{\phi} = 0 \\ I_z \dot{\omega}_s = 0 \end{cases} \quad (6)$$

ただし

$$\omega_s = \dot{\phi} \cos \theta + \dot{\phi} \quad (7)$$

式 (6) の第 3 式から容易に

$$\omega_s = \text{const} \quad (8)$$

が得られる.

衛星に対してなんらかの擾乱が与えられた場合, 上記運動方程式で $\dot{\theta} = \dot{\phi} = 0$ とおけば定常的な首振り運動が得られる. 式 (6) の第 1 式は自然に満足され, 第 2 式から

$$\dot{\phi} = \frac{I_z \omega_s}{I_x \cos \theta} \quad (9)$$

が得られる. これを式 (7) に代入すると

$$\dot{\phi} = -\left(\frac{I_z}{I_x} - 1\right) \omega_s \quad (10)$$

となる. これらの結果から, 衛星のスピン軸 z' は z 軸のまわりを一定の角度 θ を保ちながら, 角速度 $\dot{\phi}$ で回転する運動を行なうことがわかる. これがニューテーションである. まえに述べたように, 衛星自体は z' 軸まわりに $O-x'y'z'$ 座標系に相対的に $\dot{\phi} = -(I_z/I_x - 1)\omega_s$ の回転を行なっているから, 逆に, 衛星から見ると $O-x'y'z'$ 座標系は z' 軸のまわりに正の向きに $(I_z/I_x - 1)\omega_s$ の速さでまわっている. 衛星の瞬間回転軸 ω は $O-x'y'z'$ 座標系に固定されていることがわかるから, 衛星から見ると瞬間回転軸 ω は z 軸のまわりに正の向きに $(I_z/I_x - 1)\omega_s$ の速さでまわっているように見える. すなわち, 衛星に搭載されているニューテーションダンパはこの速さで変化する力の作用を受けることになる.

2.2 ニューテーションの減衰について [2]

一般に衛星本体の質量に比べてニューテーションダンパの運動質量は小さくその運動の効果は無視できるので, 衛星をエネルギーシンクを持った剛体と仮定すると, 前節の式 (5) から角運動量の大きさは

$$L^2 = I_x^2 \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta + I_z^2 \omega_s^2 = I_x^2 \omega_{\perp}^2 + I_z^2 \omega_s^2 \quad (11)$$

ここで,

$$\omega_{\perp} = \dot{\phi} \sin \theta \quad (12)$$

は角速度 ω のスピン軸に直角方向 ($-x'$ 軸方向) の成分である. また, 運動エネルギー T は

$$T = \frac{1}{2} [I_x \omega_{\perp}^2 + I_z \omega_s^2] \quad (13)$$

図 1 の z 軸および x' 軸を含む平面内での諸ベクトルの関係を示す図 2 から明らかなように, ニューテーション角 θ は

$$\begin{cases} \sin \theta = \frac{I_x \omega_{\perp}}{L} \\ \cos \theta = \frac{I_z \omega_s}{L} \end{cases} \quad (14)$$

と表わされるから、式 (12), (13) および (14) より、 ω および ω_{\perp} を消去すると、ニューテーション角と運動エネルギーの関係として

$$\sin^2 \theta = \frac{I_x}{(I_z - I_x)L^2} (2I_z T - L^2) \quad (15)$$

を得る。上式を時間について微分し、 θ を微小角として $\sin \theta \doteq \theta$, $\cos \theta \doteq 1$ と近似すると

$$\dot{\theta} = \frac{I_x I_z}{(I_z - I_x)L^2} \dot{T} \quad (16)$$

上式からニューテーションが減衰する ($\dot{\theta} < 0$) ためには、($\dot{T} \leq 0$ であるから) $I_z > I_x$ でなければならないことがわかる。なお式 (1) から明らかなように、角運動量 L は一定であるから、式 (14), (9) および (10) より、ニューテーション角 θ が減衰するに従って、 $\omega_{\perp} \rightarrow 0$, $\omega_s \rightarrow$ 増大、 $\phi =$ 一定、 $|\dot{\phi}| \rightarrow$ 増大であることがわかる。

2.3 ニューテーションダンパの減衰特性の解析結果 [3]

図 3 に示すように、部分的に流体を満たした環状のチューブをスピンの軸上におく型のニューテーションダンパについて Carrier と Miles がその減衰特性を解析しているので、以下に簡単に要点のみを紹介する。ダンパの流体の運動によって、ニューテーションの運動エネルギーが粘性摩擦により熱エネルギーに変換されるが、ニューテーション角の大きさによって、チューブ内の流体の流動状態が異なるので、以下に記すように二つのケースにわけて解析されている。いずれの場合も、水銀の過渡的運動は無視して準定常的な運動とみなして解析を進めている。

(1) ニューテーション角が大きい場合

チューブ内の流体はチューブの一方に集まり全体として一様な速度で流動しており、管壁には層流境界層が発生していると仮定する。境界層は一様流中におかれた平板にそってできる場合と同じように、先端から遠ざかるほど厚みを増す。運動エネルギーの消散の速さは、結果のみを記すと

$$-\dot{T} = 2|\dot{\phi}|^{5/2} R^3 \rho \nu^{1/2} P \theta^{1/2} \quad (17)$$

ここで、 ρ : 流体の密度

ν : 流体の動粘係数

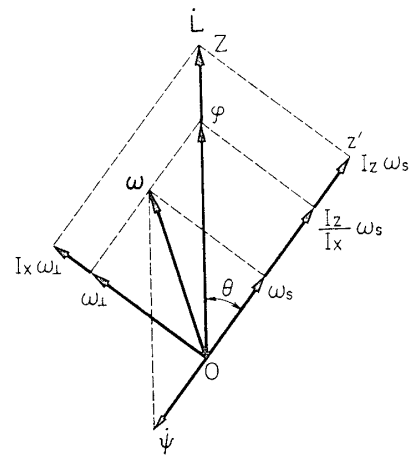


図 2 各種ベクトル間の関係

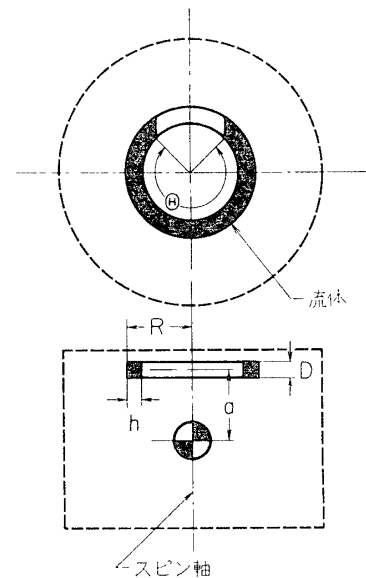


図 3 アニュラー型ニューテーションダンパ

R : ダンパの外半径

P : チューブ断面の周囲長

Θ : 流体の満たしている部分の中心角

となる. 式 (17) を式 (16) に代入し積分すると (ω_s = 一定と仮定)

$$\theta = \sqrt{\theta_0^2 - \frac{4\omega_s^{1/2}\alpha^{3/2}R^3\rho\nu^{1/2}P\Theta^{1/2}}{I_x}t} \quad (18)$$

ここで,

$$\alpha = \frac{I_z}{I_x} - 1 \quad (19)$$

θ_0 は初期ニューテーション角である.

(2) ニューテーション角が小さい場合

この場合は流体が外周壁に押しやられ全周にわたって内側に自由表面ができる. この場合も管壁に層流境界層が発生していると仮定して, 粘性によるエネルギーの消散率を計算すると

$$-\dot{T} = \frac{2^{3/2}\pi DR^2\rho(\dot{\phi}a\theta)^2|\dot{\phi}|m^2|\lambda|}{|\Delta|^2} \quad (20)$$

ただし

$$\begin{cases} \Delta = (m-n)\lambda + (m+n) \\ m = (1+\alpha)^2(1-\beta)^2, & n = 1+2\alpha-\alpha^2 \\ \beta = h/R, & |\lambda| = (\dot{\phi}R^2/\nu)^{1/2} \end{cases} \quad (21)$$

ここで, a : 衛星重心からダンパ中心までの距離

D : チューブ断面の厚さ

h : 流体の深さ

式 (20) を式 (16) に代入して積分すると

$$\theta = \theta_0 \exp\left(-\frac{2^{3/2}\pi a^2 DR^3 \rho I_x \alpha^{1/2} m^2 \omega_s^{3/2}}{I_x^2 |\Delta| \nu^{1/2}}t\right) \quad (22)$$

となる.

3. 実験装置

3.1 球形エアベアリング回転試験台

宇宙空間における衛星の重心まわりの運動を地上において模擬するために, 球形エアベアリングを用いた低摩擦の 3 自由度回転試験台 (日立納め) を使用した. 本試験台の軸受部は真球度 10μ 以下の $250\text{ mm}\phi$ の球と受皿からなり, 受皿の下面中央部に圧縮空気の供給口を設けてある. 供給圧約 1.5 kg/cm^2 で 100 kg の重量を約 80μ 浮上させ, 誤差トルクは $50\text{ g}\cdot\text{cm}$ 以下である.

3.2 姿勢測定装置 [4]

本姿勢測定装置の原理は, 図 4 に示すように, スピン軸 z' を YZ 平面および XZ 平面に投影したときの Z 軸とのなす角度 θ_x および θ_y を測定して, 次式の関係

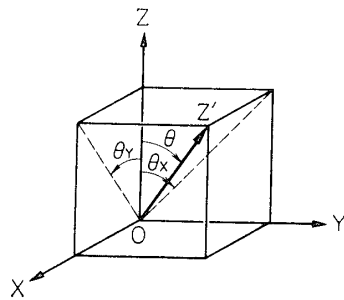


図 4 ニューテーション角
測定原理

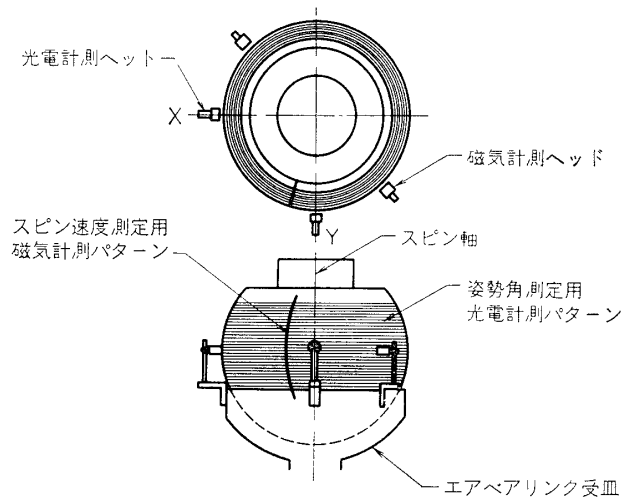


図 5 姿勢測定装置

$$\cos \theta = \frac{\cos \theta_Y}{\sqrt{1 + \cos^2 \theta_Y \cdot \tan^2 \theta_X}} \quad (23)$$

を用いてニューテーション角 θ を算出するものである。 θ_X および θ_Y の計測は、図 5 に示すように、球形エアベアリングの球面に緯度線状に白黒の光電計測パターンを設け（幅 0.44 mm 間隔）、 X 軸および Y 軸上に設置した光電計測ヘッドによって通過する線数をカウント

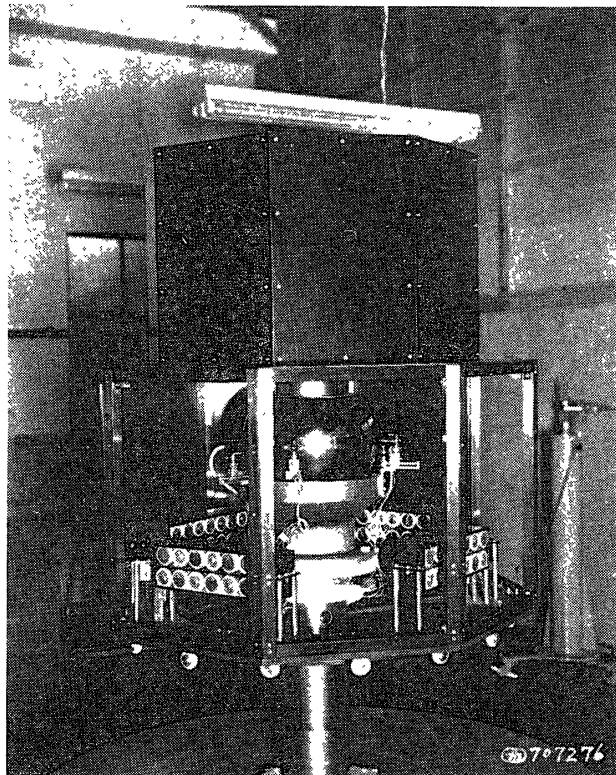


図 6 当初衛星モデル

する方式を採用している。

一方、スピン速度の測定は、球面に経度線状に 1 本の白金コバルトマグネット線を埋設し、これを XY 平面上に設置した一つないし複数個の磁束応答型磁気ヘッドで検出し、その通過時間間隔をカウンタで計測する方式をとっている。ニューテーション角 θ が小さいときはほぼ ω_s を測定していることになる。

測定精度は、スピン軸の傾き角が θ_x, θ_y で 0.1 度、スピン速度は 1% である。

3.3 衛星モデル

衛星モデルはその中心部に球型ベアリングを装着し全体の重心位置が球の中心と一致するように調整する。モデル内部には、姿勢制御用塔載機器に対する動作指令を受信するためのコマンド受信機、モデル上で測定したデータを地上に送信するためテレメータ送信機、蓄電池等が搭載されており、バランスウエイトにより全体の釣り合いをとる。

当初使用したモデルは、図 6 に示すように、硬質アルミを主体とした正 6 角柱の 2 段構造のものであったが、実験の結果スピン軸の方向が周期的に突然不安定になる現象が見られたので、バランス調整および空気抵抗の点で形状的、構造的により適切であると考えられる図 7 に示すような 8 角柱型のモデルに変更した。同時にニューテーションの減衰を大きくする

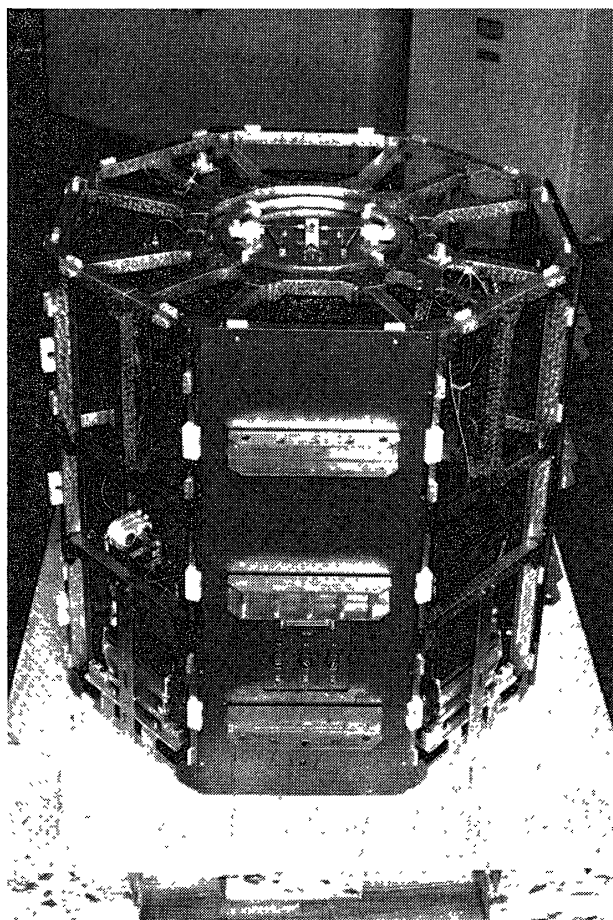


図 7 改良した衛星モデル

ため、 I_z/I_x の値を 1.05 程度から 1.35 程度まで上げた。その結果上記の不安定現象は完全に除去された（この現象に対する解析は別の機会に進めたい）。

新しいモデルの主要諸元は次のとおりである。スピン軸まわりの慣性能率の大きさは実際の衛星の約 7 割である。

重量 約 50 kg

高さ 700 mm

外接円径 740 mm ϕ

スピン軸まわりの慣性能率 $I_z=0.336 \text{ kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$

スピン軸に直角な軸まわりの慣性能率 $I_x=0.248 \text{ kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2 \left(=\frac{0.241+0.255}{2}\right)$

$$\frac{I_z}{I_x}=\frac{0.336}{0.248}=1.35$$

最後に、実験装置の全体構成図を図 8 に示す。

3.4 ニューテーションダンパ

実際の衛星に搭載するダンパそのものを実験に用いた（図 9）。主要諸元は

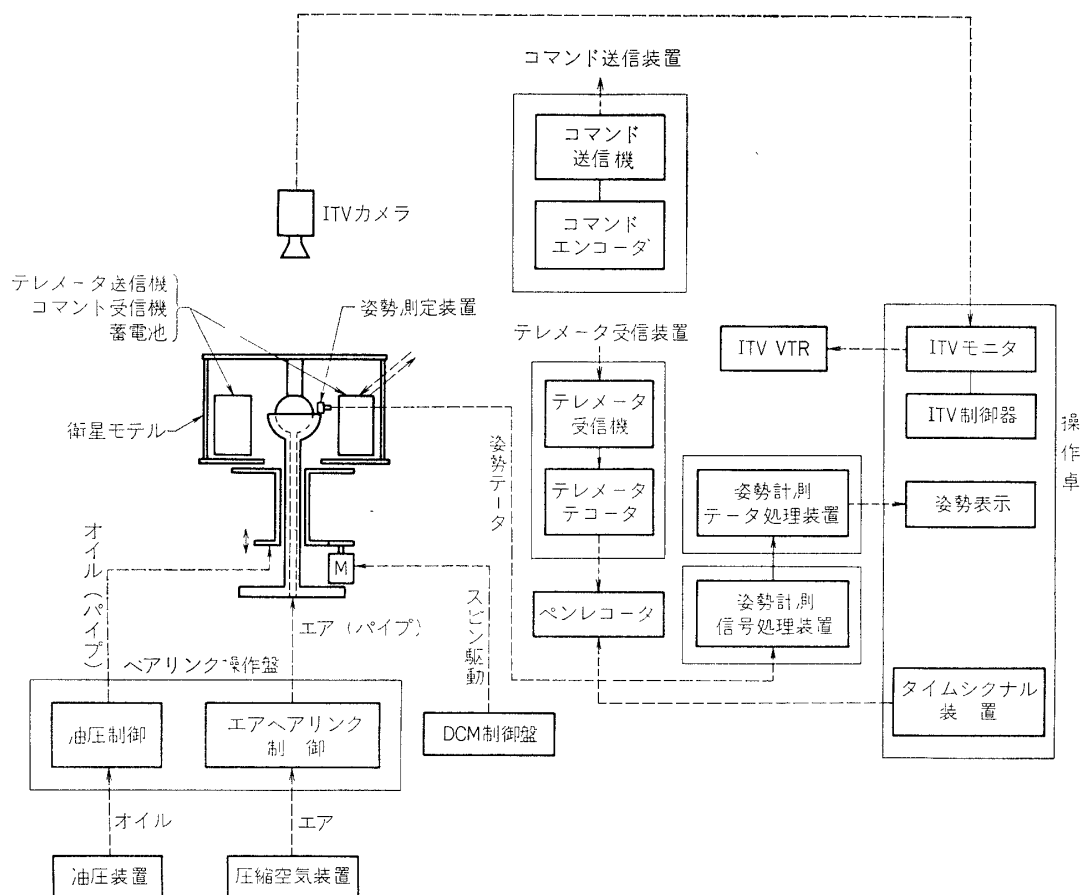


図 8 実験装置構成図

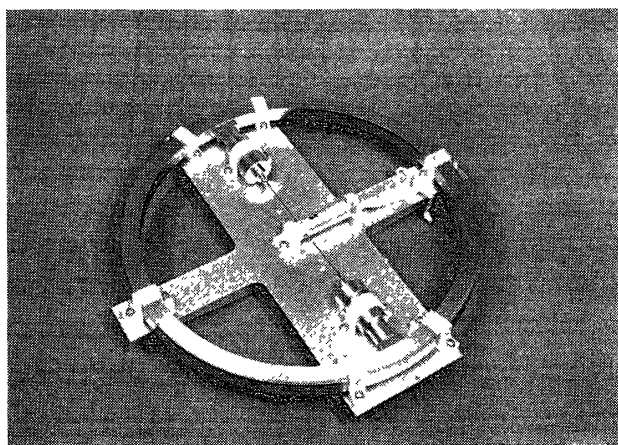


図 9 アニュラ型ダンパ

ダンパ断面周囲長 $P = 32 \text{ mm}$ ($= 8 \text{ mm} \times 4$)

ダンパ外半径 $R = 127 \text{ mm}$

モデル重心からの距離 $a = 225 \text{ mm}$

である。内部に満たす流体は水銀を用いる。水銀はあらかじめダンパ円環の内側部にある水銀だめに入れておき、地上からのコマンド指令によって流出コックを開けると、遠心力によって水銀は円環部へ流出しダンパとしての作用を開始する（ただし実験では最初から円環部へ出しておいた）。

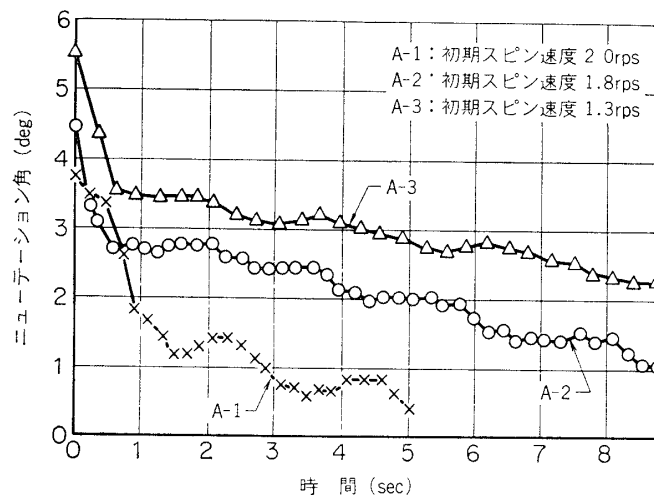
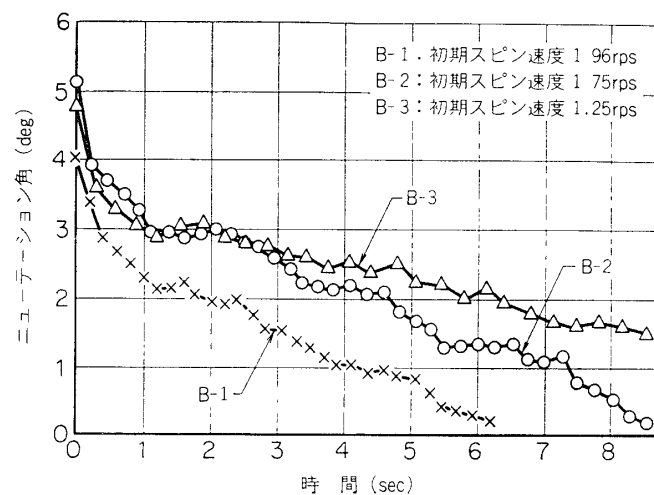
4. 実験結果の検討

モデル衛星に初期ニューテーションを与える方法としては、スピントーブルとモデル衛星の間にくさび（非剛体）をかませ、モデルのスピン軸を鉛直方向のスピン駆動軸と傾斜して取付け、そのままの状態 で一定の回転速度を与えた後急激にくさびを取除くという方法をとった。

代表的な実験結果を図 10 および図 11 に示す。図 10 は水銀量 118 g ($\theta = 63$ 度) の場合、図 11 は 256 g ($\theta = 138$ 度) の場合の結果である。これらの結果において特徴的なことは、最初の 0.5 秒程度の間に急激にニューテーション角が減少することである。

今回の実験はすべて空気中で行なっているから、空気抵抗のニューテーション減衰効果（エアベアリングの減衰効果、重力の影響等も含む）を考慮に入れる必要がある。そのため、水銀を入れない場合のニューテーション減衰特性を測定すると図 12 のような結果を得る。この結果においても、最初の 0.5 秒程度の間に急激にニューテーションが減少することがわかる。そのあとは、ほぼ指数関数的に減衰していく（減衰時定数 $\tau \approx 45$ 秒）。

最初に急激にニューテーション角が減少する現象は、本実験で用いた試験台とは別の小型試験台で小型モデルを使って予備実験した際には認められず、この原因は初期ニューテーションの与え方にあるように推定される。この小型試験台では、モデル衛星の回転対称軸に対してあらかじめ一定の角度をとって取付けてあるボッチを、試験台のドライブ軸（鉛直方

図 10 実験結果 (水銀 118 g, $\theta=63^\circ$)図 11 実験結果 (水銀 256 g, $\theta=138^\circ$)

向) の下端に取付けてあるチャックでつかみ, 一定の回転速度を与えた後急激に切り離すことによって, ニューテーションを与えていた。

図 12 の結果から, 空気抵抗等によるニューテーション減衰効果を指数関数的と考えることができるから, 第 2.3 節に示したように, ニューテーション角が小さい場合のダンパの減衰特性に関する結果 (式 (22) および式 (20) 参照) を用いて, 空気抵抗等による運動エネルギーの消散率 \dot{T} は

$$\dot{T} = -A\theta^2 \quad (24)$$

と表わせる。ここで, A は図 12 の減衰特性に一致するように適当に定めるべき定数である。

したがって, ダンパそのものの減衰効果と空気抵抗等によるものとを同時に含めたときの減衰曲線は, ダンパ自体の減衰効果として θ が大きい場合のモードを考えると, 式 (16) お

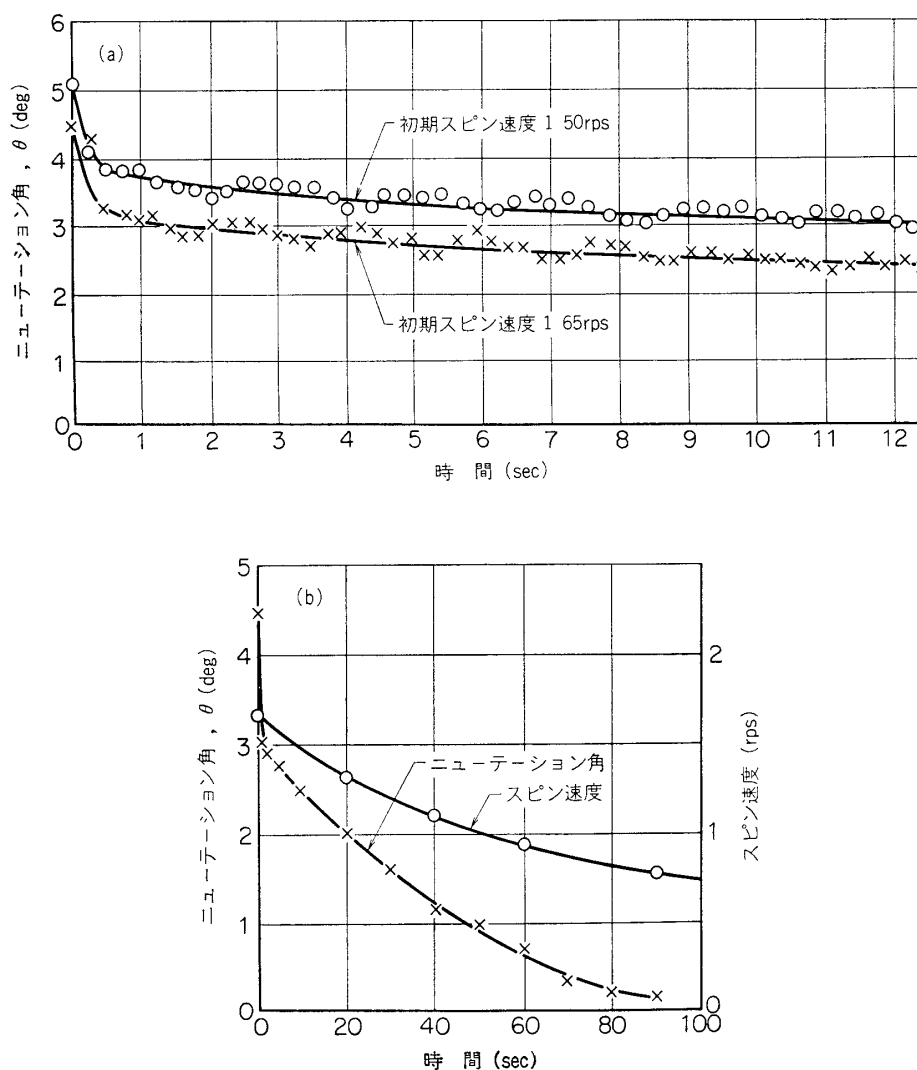


図 12 実験結果 (水銀なし)

よび式 (17) より得られる次式

$$\dot{\theta} = B \frac{\dot{T}}{\theta} = B \frac{-A_D - A\theta^2}{\theta} \quad (25)$$

を解いて求めることができる。ただし、上式において

$$\begin{cases} B = \frac{I_x I_z}{(I_z - I_x) L^2} \\ A_D = 2 |\dot{\phi}|^{5/2} R^3 \rho \nu^{1/2} P \theta^{1/2} \end{cases} \quad (26)$$

である。スピンの速度 ω_s は一定であると仮定して、式 (25) を解くと、厳密解として

$$\theta = \sqrt{-\frac{A_D}{A} + \left(\frac{A_D}{A} + \theta_0^2\right) e^{-2ABt}} \quad (27)$$

を得る。

この厳密解を t に関して 2 乗の項まで展開すると、近似解として

$$\begin{aligned}\theta &\doteq \theta_0 - \left(\frac{A_D B}{\theta_0} + AB\theta_0 \right) t - \left(\frac{A_D^2 B^2}{2\theta_0^3} - \frac{A^2 B^2 \theta_0}{2} \right) t^2 \\ &= \left(\theta_0 - \frac{A_D B}{\theta_0} t - \frac{A_D^2 B^2}{2\theta_0^3} t^2 \right) + \left(-AB\theta_0 t + \frac{A^2 B^2 \theta_0}{2} t \right)\end{aligned}\quad (28)$$

を得るが、容易に確かめられるように、上式の右辺前 3 項がアニュラダンパ単独作用時の厳密解 (18) を展開したものを表わし、後 2 項が空気抵抗単独作用時の厳密解を展開したものを表わしている (空気抵抗等の効果を指数関数以外の関数形を仮定しても上記と同様の議論は成り立つ)。近似解の精度を、一例として、実験番号 A-2 の場合について計算してみると、 $AB=1/45$ として、 $t=10$ 秒における近似解と厳密解の差は 0.09 度 (3.7%)、空気抵抗等に関する項の差は 0.001 度である。

以上の結果から、空気抵抗等の効果は、近似的にはダンパ使用時の実測値に対して、ダンパなしの図 12 の減衰量を単純に加えることによって補正できることがわかる。図 13 および図 14 は、それぞれ図 10 および図 11 の過渡応答の補正後の実験値および理論値を示したものである。これらの理論値は、ニューテーション角が大きい場合の結果 (式 (18)) を用いて計算したものである。実験値と理論値は比較的良好に一致していることがわかる。

十分よく一致しない原因は、理論値に関しては、ニューテーション角が大きい場合の結果として導かれた式 (18) のみを用いること (小さい場合との境界領域は明らかでないが)、また、式 (18) 自体も完全な 2 次元的な流れを仮定して導かれていることなどが考えられる。また、実験結果については、水銀が 118 g および 265 g の場合、ダンパを満たす部分の中心角 θ がそれぞれ 63 度および 138 度であり、重力下において 2 rps 程度のスピンの速度と 5 度以下のニューテーション角で、図 3 に示すような流れが完全に実現されていないと推測されること、初期ニューテーション角の与え方等実験方法の不備等が考えられる。

以上行なった一連の実験結果から、ダンパの減衰効果および減衰特性が明らかになり、開

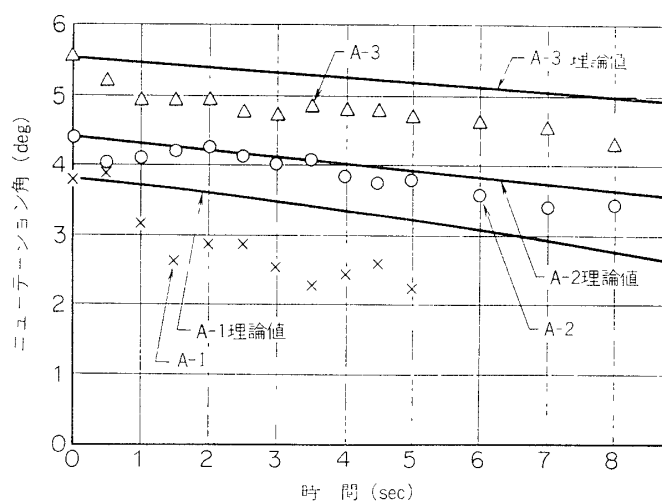


図 13 補正後の実験値と理論値の比較 (水銀 118 g の場合)

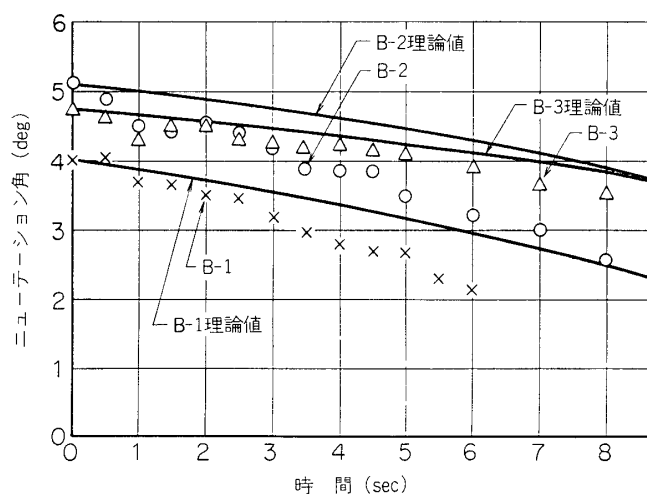


図 14 補正後の実験値と理論値の比較 (水銀 256 g の場合)

発したダンパの実用性が確認された。

5. 結 言

科学衛星搭載用として開発したアニュラ型ニューテーションダンパの減衰効果の確認と、その特性の測定を行なうため、3自由度球形エアベアリング試験台を用いて地上実験を行なった。使用した衛星モデルのスピンの軸まわりの慣性能率は、実際に打上げる科学衛星の約7割大であり、スピン軸まわりの慣性能率とスピン軸に直角な軸まわりの慣性能率との比、すなわちマスレシオは、第1号および第2号科学衛星の場合約1.05程度であるのに対し、モデルでの減衰を早めるため1.35とした。

この程度のマスレシオを採用し、同時にバランス調整および空気抵抗の点で有利な対称型形状・構造のモデル衛星を使用すれば、スピン速度約2 rpsのとき、初期角約5度程度のニューテーションは、約10秒程度で減衰することがわかり、開発したアニュラ型ダンパの減衰効果が明確に確認された。

また、空気抵抗等のニューテーション減衰効果を、ダンパ無作動時の測定値を用いて近似的に補正すれば、減衰に関する理論値と実験値は比較的良好に一致することが明らかになった。これらの結果から、開発したアニュラ型ダンパの実用性が確認された。

今後の課題としては、ダンパ内の水銀の運動を明らかにし、その運動の状態とニューテーションの減衰との関係を検討していくこと、また、実際の衛星打上げ時の測定データから減衰特性の検討を試みるなどが挙げられる。

最後に、日頃御指導いただいている斎藤成文、野村民也、林 友直教授、ならびに本実験の準備および実施に終始熱心にあたられた日豊通信の熊坂武雄主任に対して衷心より感謝の意を表わす。

1972 年 12 月 1 日 新設部 (工学部)

参 考 文 献

- [1] 東大応物理学教室編, 「力学」, 東京大学出版会, 昭和 35 年
- [2] G. S. Reiter and W. T. Thomson, “Rotational Motion of Passive Space Vehicles”, Torques and Attitude Sensing in Earth Satellites, pp. 1~11, Academic Press, 1964
- [3] G. F. Carrier and J. M. Miles, “On the Annular Damper for a Freely Precessing Gyroscope, Trans. of the ASME, J. of Applied Mechanics, Vol. 27, No. 6, pp. 237~240, June, 1960
- [4] 林, 東口, 鴨井, 道野, “球面アングルエンコーダ”, 第 13 回自動制御連合講演会講演集, pp. 329~330, 昭和 45 年 10 月