

## 気球ゴンドラの方位角制御の不安定要因とその安定化

矢島 信之\*・Drago MATKO\*\*・太田 茂雄\*・雛田 元紀\*

### Unstable Factor and Stabilization Methods of Azimuth Control of Balloon Gondola

By

Nobuyuki YAJIMA, Drago MATKO, Shigeru OHTA  
and Motoki HINADA

**Abstract:** When an azimuth angle of a balloon gondola is controlled using a geomagnetic sensor as an azimuth reference, undesirable pendulum oscillation sometimes occurs around orthogonal axes of the azimuth axis. The oscillation occasionally becomes too large to continue normal control. This paper at first describes the main factors of this unexpected phenomenon. The factors are the leakage torque from an azimuth drive actuator and cross sensitivity of the azimuth reference sensor. The combination of these two factors constructs a hidden feedback loop and the polarity of the feedback turns positive under a specific condition. Two kinds of methods to stabilize this pendulum oscillation are estimated through computer simulations and actual laboratory tests using a model gondola. Some merits and demerits of those methods are mentioned on the assumption of actual balloon applications.

#### 概 要

気球ゴンドラの方位角制御を行う場合、制御していない水平軸回りで重心点回りの回転振子運動が制御をしていない水平軸回りで発生する。時とするとその振動は制御をつづけることができないほど増大する。本論文では、その原因の一つは、方位制御用駆動装置の出力トルクが他の直交する軸回りに漏れだして振子運動を励起することにあること、かつ、方位角センサとして地磁気センサを用いた場合、方位軸以外の直交方向にも感度を持つため、振子運動を検知し、隠れたフィードバックループを構成することを明らかにした。このフィードバックループは条件によっては正帰還となって制御系全体を不安定にする。安定化方策としては、フィルタを用いる方法と振子運動センサを用いる方式が考えられる。両者につき、コンピュータシミュレーションとモデルゴンドラによる実験室での制御テストを行い、有効性を確認した。両者の機能の長短につき、実際に気球実験に適用するという視点から言及した。

---

\*<sup>1</sup>宇宙科学研究所, \*\*外国人研究員 (University of LJUBLJANA, SLOVENIA)

## 1. はじめに

気球が飛翔する高度30km から40km では、大気は地上の数百分の一となり、地上では大気に妨げられて不可能な紫外線、赤外線領域の天文観測が可能となる。搭載できる重量も数百 kg であり、その形状も観測ロケットや衛星と比べ格段に自由度が大きいため、口径が大きく光路も長い天体望遠鏡を搭載しての観測が試みられてきた。そうした観測では、ゴンドラに搭載された望遠鏡を目標の方向に正確に向ける方向制御が必要となる。こうした制御の要求にたいし、これまでに吊り紐の途中にモーターを挿入する「より戻し制御」方式<sup>1)</sup>、大型のはずみ車による反作用を用いるリアクションホイール方式<sup>2)</sup>、高速回転体の回転軸を傾ける際に派生するジャイロ効果を利用する CMG 方式<sup>3)</sup>が開発されて実用に供され、実際の天文観測等で成果をあげてきた。

しかし時とすると、方位角のみを制御している場合に、それと直交する水平面内の回転軸でゴンドラの重心回りの回転振子運動が加振され、制御が不安定となる現象が発生した。この現象は、比較的初期から制御方式の違いにかかわらず観測されていたが、同じような制御システムでも発生する場合としない場合があり、発生しても持続しない場合もあり、再現性が少なかったため、解明が進まなかった。ただし、こうした現象が発生する基盤には、吊り紐で気球からつり下げられているゴンドラが、水平軸回りに減衰特性が少ない回転振子運動モードを有することにあることは認識されていた。これまでも、水平軸回りに望遠鏡の鏡筒を制御する場合にはこの振子運動特性が問題となり、仰角制御の安定性が検討されている<sup>4)</sup>。また、方向制御装置とは別に、この振子運動を抑制する小型の装置を開発して振動の減衰を図ってもいる<sup>5)</sup>。

しかし、方向制御機能への要求制度が高まり、性能の向上が図られると共に、この不安定動作も多く発生するようになり、時には観測が継続できないほど、深刻な事態も生じるに至った。図1は1994年に三陸大気球観測所で実施した赤外線観測において見られた振動の発生例である。この場合方向制御は、方位角を周期40秒、振幅を

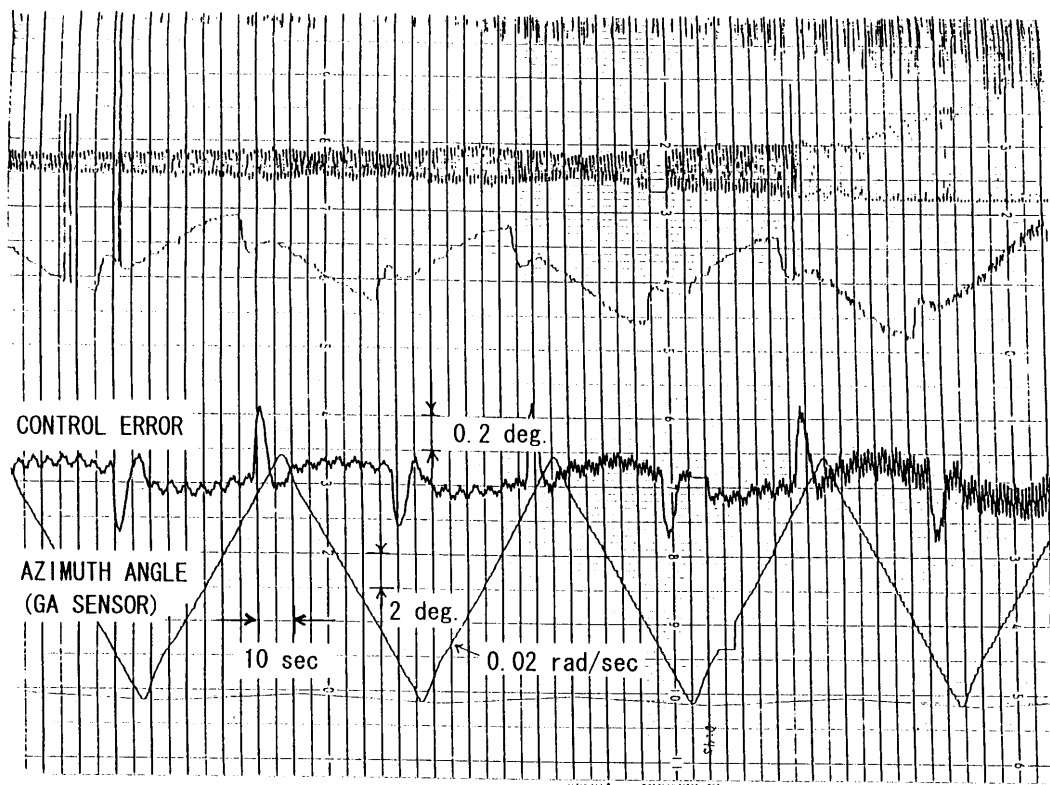


図1 方向制御での不安定振動発生例。  
(1994年、三陸大気球観測所での遠赤外線観測)

14度角幅で直線的に往復走査した。大きな過渡状態となる折り返し点では、過渡状態を走査周期の1/10程度にすることが求められており、速い応答速度が要求されたため不安定化が促進された。記録波形から制御偏差中に1秒周期の振動が発生し、徐々に増大している様子がわかる。

今後方向制御への要求精度がますます高まると予想されるので、こうした制御動作の不安定を解消する方策を総合的に検討し、有効な対策を立てる必要がある。後述するように、安定化対策には、遠隔コマンドによる基地からの操作が必要と考えられるが、この間、気球遠隔コマンドの機能向上が図られ、PCMコマンドの利用が可能になったことも機能的に高度な制御システムを考える契機となっている。

### 2. 気球ゴンドラの振子運動

気球から20から30mの吊り紐を介してつり下げられているゴンドラは、図2に示すように、2重振子を構成している。その一つは、周期が吊り紐の長さ  $L_1$  で決まる長周期の振子であり、他の一つは、ゴンドラの重心点回りで水平軸回りに回転する振子運動である<sup>6)</sup>。ゴンドラの上端から重心点までの長さを  $L_2$ 、ゴンドラの質量を  $M_B$ 、X軸回りの慣性モーメントを  $I_{B,X}$  とし、各振子運動の角度を  $\theta_1$ 、 $\theta_2$  とすれば、その運動方程式は、

$$\ddot{\theta}_2 + \omega_1^2 \cdot \theta_2 + k \cdot \ddot{\theta}_1 = 0 \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$\{1 + I_{B,X} / (M_B \cdot L_1)\} \ddot{\theta}_1 + \omega_1^2 \cdot \theta_1 + \ddot{\theta}_2 / k = T_d / (M_B \cdot L_2^2) \quad \dots\dots\dots (2)$$

である。ここで  $\omega_1^2 = g / L_1$ 、 $\omega_2^2 = g / L_2$ 、 $k = L_1 / L_2$  である。(1)、(2)式から求められる長周期振子運動の周期  $T_1$  と短周期振子運動の周期  $T_2$  は、もし吊り紐がゴンドラの長さ  $L_2$  に比して十分大きいならば、

$$T_1 = 2\pi \sqrt{I_{B,X} / (M_B \cdot g \cdot L_2)} \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$T_2 = 2\pi \sqrt{L_1 / g} \quad \dots\dots\dots (4)$$

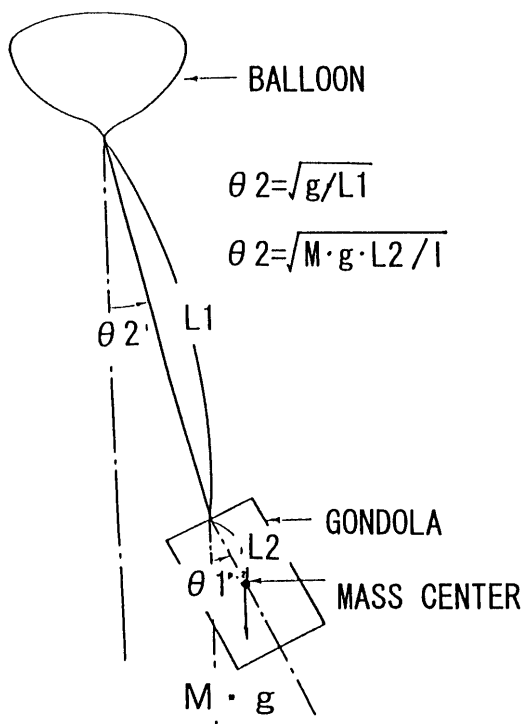


図2 気球ゴンドラの懸下システムの2重振子運動。

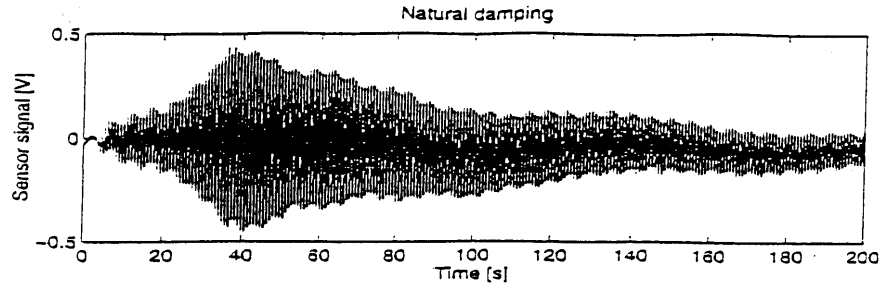


図3 短周期振子運動の自然減衰特性.

となる. ゴンドラの上端に回転中心がある物理振子の場合, 周期  $T_1$  は,

$$T_1 = 2\pi \sqrt{(I_{B,x} + M_B \cdot L_2^2) / (M_B \cdot g \cdot L_2)} \quad \dots\dots\dots (5)$$

となり,  $T_1$  には, 分母に  $M_B \cdot L_2^2$  の項がない分物理振子の周期より短く, 制御にとって好ましくない傾向となる. また, 回転中心に機械的軸受け等がない運動であるので, 減衰成分が小さい. 図3は, 実験室内で振子運動を発生させた場合の自然減衰を示したもので, 減衰係数は0.1以下である.

### 3. 方位角制御システム

#### 3.1 方向制御システムの構成

図4に, ゴンドラの方角のみを制御する場合のシステムの構成図を示す. ゴンドラを回転させる駆動力は, 吊り紐の途中に挿入したDCモータで吊り紐を振ることで発生させるか, あるいは, ゴンドラの内部にリアクションホイールやCMGを搭載して回転トルクを発生させる. 他の回転2軸(図中のX, Y軸)は制御していないとする. 方位角センサにより指令方向とゴンドラの実方位角との偏差を検出し, 補償回路を経てパワーアン

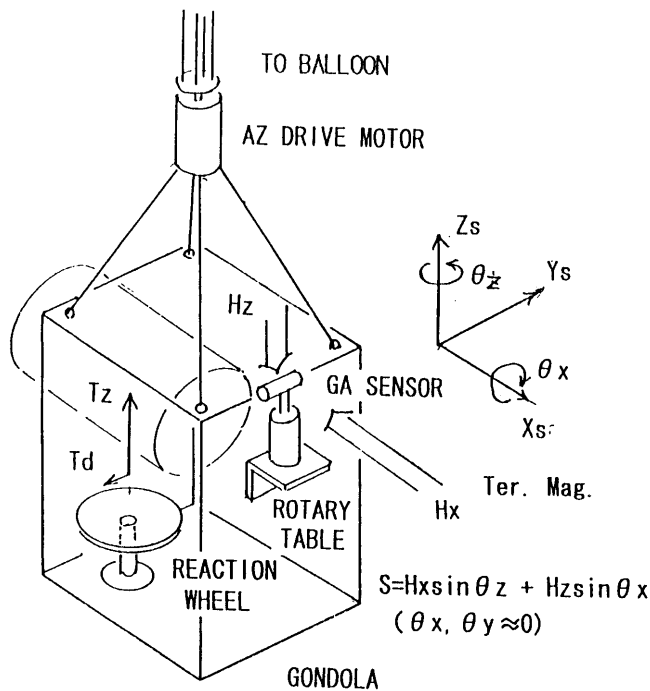


図4 気球ゴンドラの方角制御の構成図

で駆動装置を動かす。ここで、ゴンドラを方位方向に回転させる駆動装置は、鉛直軸回りにのみ出力トルクが発生するよう取付けられるべきであるが、取付け誤差やつり下げられた状態のゴンドラの傾き等により、直交する水平面内にもトルク  $T_d$  を発生する。この誤差トルクが、2. で述べたゴンドラの速い周期の回転振子運動を加振する。

### 3.2 姿勢センサの検出特性

ゴンドラの方位角を検出するセンサとしては、地磁気センサ、太陽センサ、スターセンサ、ジャイロ等目的によって種々用いられる。地磁気センサは検出範囲が広く、取り扱いも容易であるため、簡便な方向制御システムや複雑なシステムでは最初に目標近傍にゴンドラを向ける場合に用いられる。以後ここでは地磁気センサを用いる場合を想定する。

地磁気センサは図4に示すように、その検出軸を横切る磁束密度に比例した出力を出す。地磁気は地球上で異なる伏角、すなわち水平成分  $H_x$  と垂直成分  $H_z$  を持つ。このため、水平成分により方位角を検出するが、同時に鉛直成分によりゴンドラの水平面内の軸回りの回転運動（図では X 軸回りの回転）が検出される。両者は、一つの出力信号の中に和となって含まれているため、方位角制御システムには、水平面内の振子運動も方位方向の角度として入力される。三陸大気球観測所付近の伏角は約53度であるので、地磁気センサの2方向の感度はほぼ同一であり、制御にとって無視できない量である。

### 3.3 不安定化をもたらす制御ループ

前項、3.1と3.2で述べた二つの要因、ゴンドラ駆動装置から漏れ出る水平面内トルクと地磁気センサの方位角と直交する軸回りの感度が結び付き、制御システムの中に隠れたマイナーループを形成する。図5がより戻し方式による、方向制御のブロック図であり、不安定化の要因である短周期振子を点線で囲いその運動によるマイナーループを太線で示した。また、後述する安定化のために加えるフィルタと振子センサも一点鎖線で図の中に記している。

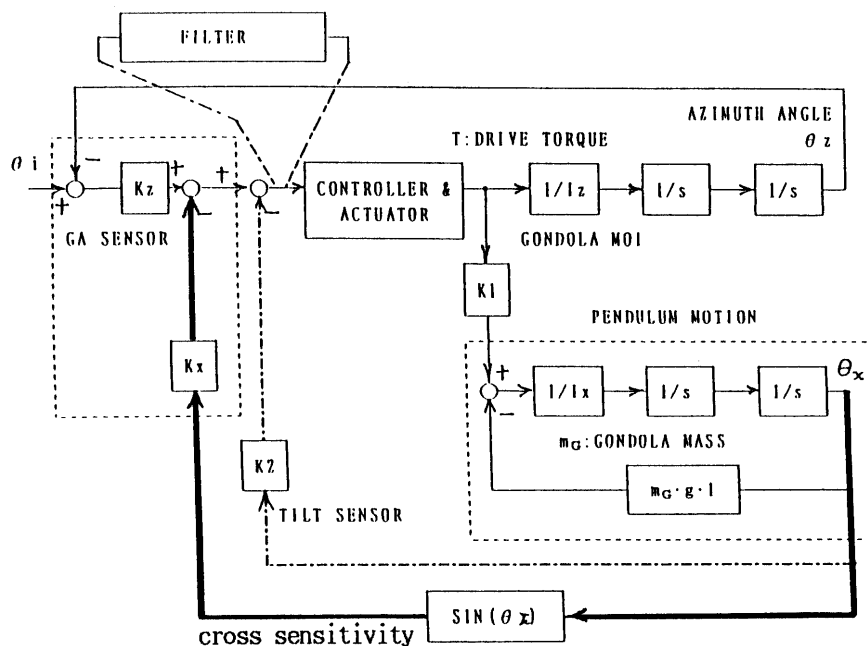


図5 方位角制御システムのブロック図。  
(太線が不安定要因のマイナーループ、一点鎖線が安定化のための補償回路。)

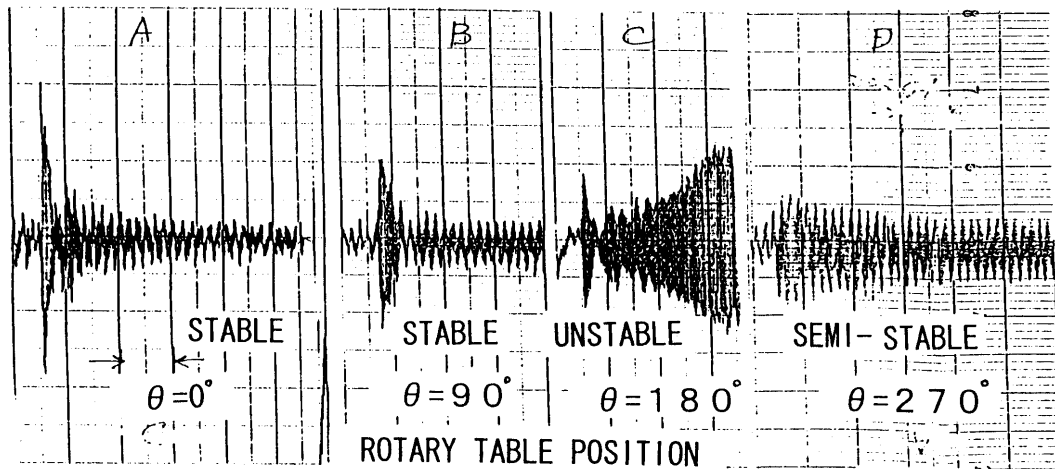


図6 地磁気センサの Gondola 上の取付け角を変えた場合の方位角制御の安定性.

Gondola 駆動装置からの漏れトルクの水平面内での方向は駆動装置の取付け状態によって変わる。地磁気センサの Gondola 上での取付け方向も、観測対象の方向によって異なる。対象の位置が時間とともに変化したり、異なる方向にある複数の観測対象に Gondola を順次向ける場合には、地磁気センサを回転テーブルに乗せて方向を変えるか、あるいは電子的に同等の操作を行う。この漏れトルクの方向と磁気センサの方向との相対角度を  $\theta$  とすると、 $\theta$  が変わると地磁気センサが振子運動を検出する位相が変化することとなり、条件によっては正帰還となり、振子運動は加振され、制御システムは不安定となる。

図6は、Gondola 上で地磁気センサの取付け角  $\theta$  を90度単位で回転させ、方向制御を行った地上実験例である。記録は地磁気センサの出力であって、制御の偏差である。センサを180度方向に向けた場合は、明らかに不安定となり、周期約1秒の速い振子運動が発散している。180度反対の0度方向ではこの振子運動は、制御開始時には増大しているが、時間と共に減衰し、安定な制御となっている。その他の方向では、安定性は中間の状態であることが分かる。

#### 4. 安定化補償方式

方位角と直交する軸回りの振り子運動による不安定化を防ぐ方式には、図5に記したように、適当な周波数特性を持つフィルタを制御回路の前向き伝達関数の中に加える方式と、振り子運動をセンサで検出し、その信号を制御回路に加えて安定化を図る方式が考えられる。前者の方式については、筆者の一人 (D. Matko) が詳しく報告している<sup>7)</sup>、その結論の紹介と若干の補足的検討を記し、後者の方式についてはあらたにここで詳しく検討する。

##### 4.1 フィルタ方式

###### (1) 動作例

安定化のための補償回路としては、制御偏差信号中の振子運動の周期の成分を取除くノッチフィルタ (バンドリジェクトフィルタ) を用いる方法と、振子運動の周期の前後で位相特性を180度変化させるフィルタ (通常バターワースフィルタ) を用いる方法が通例である。ノッチフィルタは単に対象となる信号成分を除去するだけであるので、いったん発生した振子運動は自然減衰するのみである。これにたいし、バターワースフィルタでは、振子運動による周波数成分の位相を逆転させるため、加振する位相関係にあったものは、強制的減衰に変わる。これらのフィルタの効果を示したものが図7である。データは重量約150kg、サイズ約1m角のテスト用 Gondola

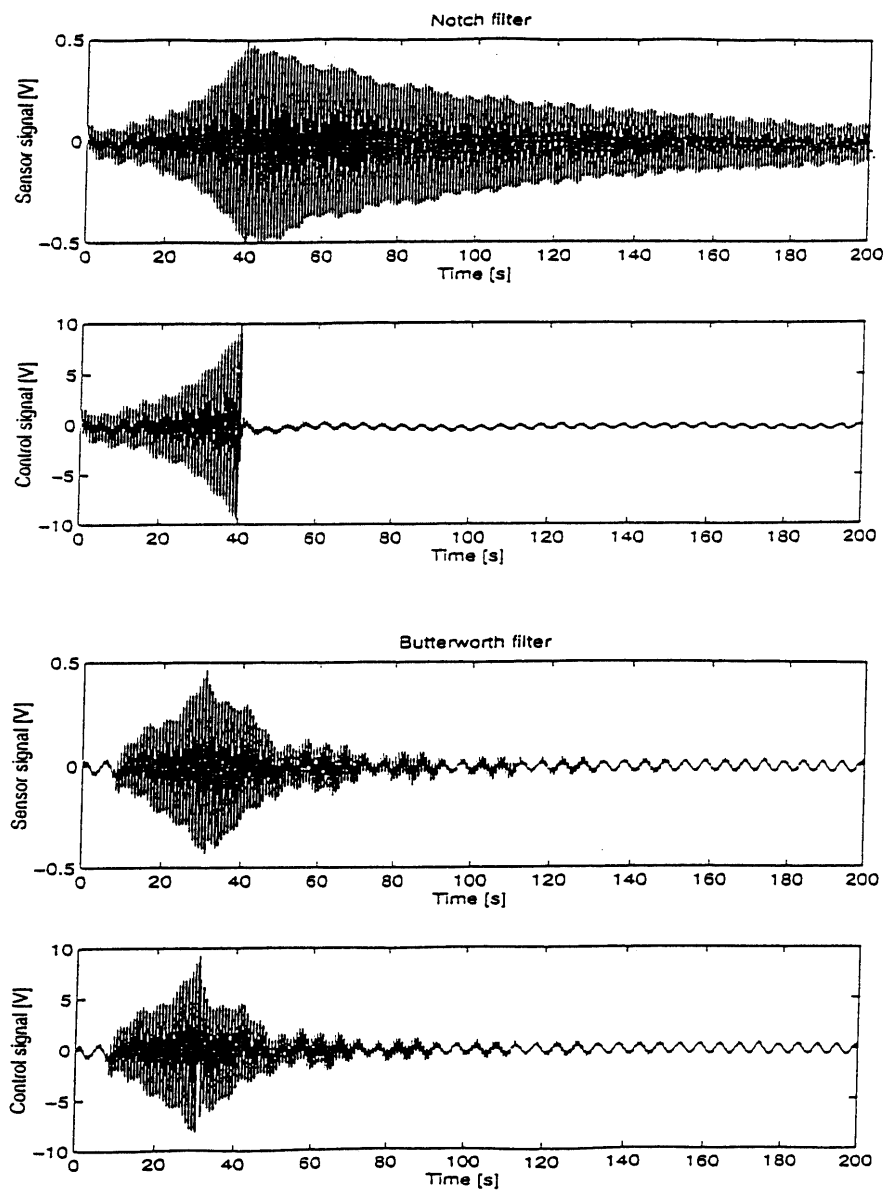


図7 フィルタを用いた制御の安定化。  
(上段：Notch Filter, 下段：Butterworth Filter)

ラを用い、実験室内でクレーンにより5mほどつり下げた試験システムで取得した。

#### (2) 中心周波数のずれの影響

ゴンドラの振子運動特性はあらかじめ地上実験で正確に得られない場合が多い。気球つり紐の長さが20m以上であり、かつ放球前日にゴンドラに取り付けられる装置もあり、重量や慣性モーメントも変わる。図8は、ノッチフィルタの中心周波数と振子運動周波数が僅かにずれた場合の影響を示したものであって、2から3%以内で合っていないなければならないことを示している。

#### 4.2 振子運動センサ方式

もし他のセンサで短周期振子運動のみを検出し、その信号を入力にフィードバックすることにより、地磁気センサによるフィードバックの効果を打ち消すことができれば、不安定性を解消することが可能となる。センサと

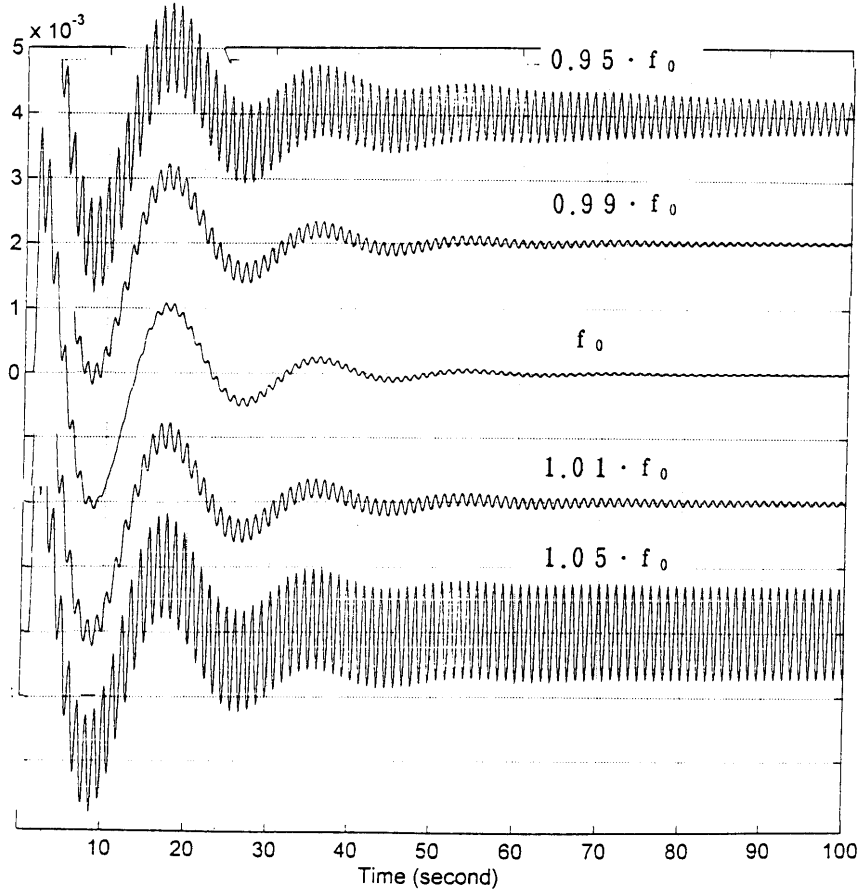


図8 Notch Filter の中心周波数が振子運動の周波数  $f_0$  からずれた場合の効果。

しては、高感度で応答の早い傾斜センサやレートジャイロが利用可能である。レートジャイロは出力信号を積分して角度に変換する。いずれのセンサも出力に DC オフセット電圧を含むと、方位角の誤差となるため直流成分をカットして入力にフィードバックする必要がある。

図9に、コンピュータシミュレーションによりこの安定化方策の効果を調べた結果を示す。ここで、方位角駆動装置の出力トルクの10%が水平面に漏れ出しているとする。また方位角およびそれと直交する軸回りの角度の検出感度は同一であるとする。図は入力に6度角のステップ入力を加えた場合の短周期振子運動の振幅であって、最下段は振子センサからのフィードバックがない場合で、振動は発散している。中段は地磁気センサで検出された短周期振子運動成分と同じ量をフィードバックして相殺した場合であって、振動は自然減衰で減少していてノッチフィルタを挿入した応答と同一となる。最上段は、フィードバック量を5倍に増大させた場合であって、短周期振子運動は強制的に抑圧され、急速に減衰している。

(3.3) で述べたように、振子運動成分の地磁気センサへの出力分と振子センサの出力への出力分と位相関係は、両者の Gondola への取付け角度差  $\theta_a$  に依存する。したがって、もし Gondola の方位角を変更するため地磁気センサの取付け角度を変更する場合には、振子センサの取付け方向も同時に変更する必要がある。そのためには、振子センサを回転台座に乗せて回すか、あるいは水平面内で2個を直交して配置し、2軸方向の成分を検出する。後者の場合には、各々の出力を  $\sin(\omega t)$ 、 $\cos(\omega t)$  とすれば、目標回転角を  $\alpha$  とすれば、その  $\sin$ 、 $\cos$  による以下の演算によって、任意の方向にセンサを取付た場合の出力を得ることができる。



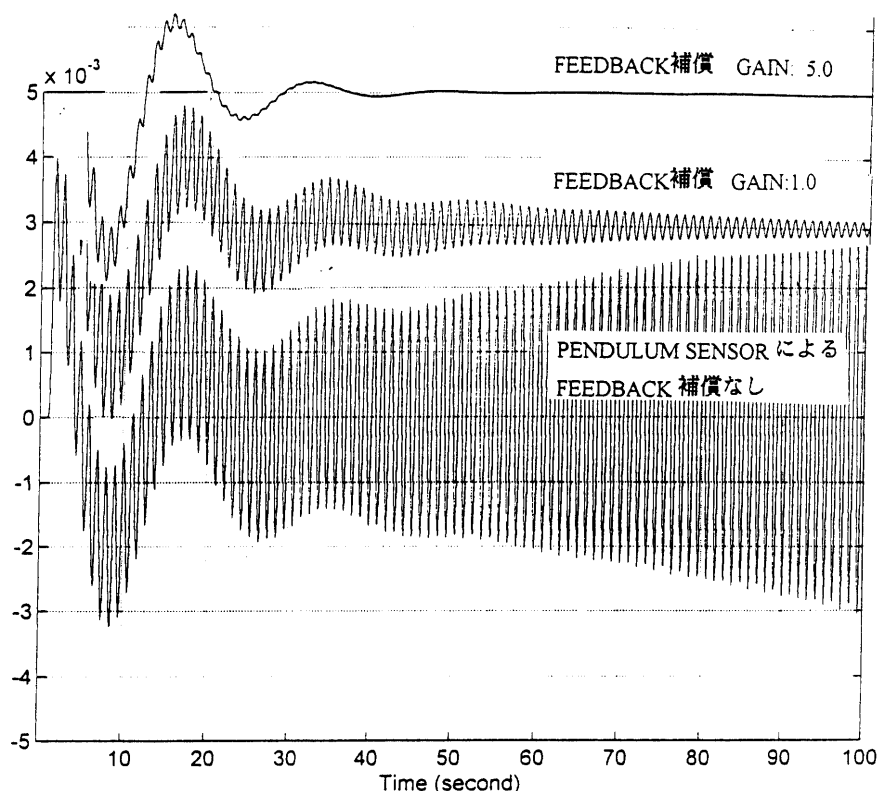


図9 振りセンサを用いたフィードバックによる安定化の効果.

$$\sin(\omega t) \cdot \cos(\alpha) + \cos(\omega t) \cdot \sin(\alpha) = \sin(\omega t - \alpha)$$

こうした、位相合わせの操作は、ゴンドラ上で自動的に行うか、あるいは地上で制御動作をモニタしつつ、コマンドによる遠隔操作で行う必要がある。

#### 4.3 2方式の比較

これまでに、制御軸と直交方向の振り運動の存在により不安定化する制御システムを安定化する2つの方式、フィルタ方式と振りセンサ方式、を検討し、いずれも原理的に同等の機能を持つことが明らかになった。実際にも、どちらを適用しても良いと考えられが、その際の特長と長所、短所について一応検討しておく。

フィルタ方式は、アナログ方式であれば全て電子回路で構成でき、デジタル方式でもマイクロコンピュータとソフトウェアで構成可能である。すなわち制御システムとして何ら外部に新たな機器を取付ける必要がない。フィルタの特性は制御対象、とりわけ短周期振り運動の特性に合わせて設計される必要がある。遠隔コマンドによりフィルタの特性を変更する場合にも、電子回路のみの構成であれば、比較的容易に実行できる。とくにデジタル方式では、ソフトウェア上のパラメータの変更のみであるから、こうした制御システムには適している。

振りセンサ方式は、短周期振り運動を直接検出するので、その周期等のパラメータを事前に正確に測定できていなくても問題がない。この点からは、制御対象の特性に影響されることのより少ない方式である。振りセンサのフィードバック量を増大させると短周期振り運動自体を減衰させることができる。しかも、その取りうるゲインの幅は広い。センサの取付け方向（検出方向）は、姿勢センサの検出方向に合わせる必要があり、このために遠隔コマンドによる操作が必要である点はフィルタ方式と差異はない。ただし、方位方向の角度調整のみであるので、フィルタの特性を遠隔に調整する場合より、簡単となる。

## 5. おわりに

気球ゴンドラの方角を制御する際、他の制御されない2軸回りに振子運動が発生し制御を不安定にする現象が時として発生した。かなり以前から観測されていた現象ではあったが、再現することも容易ではなかったため、解明が遅れていた。しかし、制御の性能を向上させるには、基本的に制御ゲインとバンド幅を広げる必要があり、いずれも不安定化を促進するよう作用する。今後方向制御の性能を向上させるには、この振子運動による不安定化は解決しておかねばならない問題となった。

本論文では、まず不安定化の要因を検討し、それが方位角駆動装置から他の軸方向に漏れだすトルクと方位角センサの直交軸回りの感度が結合して起こることを実験的にも確認した。そして、安定化対策として、フィルタを制御装置の前向き補償回路として挿入する方式と、振子運動を直接センサで検出し制御回路の入力にフィードバックする方式を検討しその有効性をコンピュータシミュレーションとモデルシステムによる実際の制御実験で確認した。いずれの方式も一長一短があるが制御を安定化させる上で有効である。ただし、いずれも、制御パラメータを機上で自動的に調整するか、ないしはコマンドにより地上からマニュアルで調整する必要がある。飛翔中の全期間にわたりコマンドを通じ細かい操作が可能な気球実験ではコマンドで地上から操作する方式の方がシステムを不必要に複雑にせず、融通性のある制御システムが構築できると考える。なお、ここでは、方位角センサとして地磁気センサのみを取り上げた。主方向と直交する方向の検出感度が大きいことが不安定化の要因の一つだからである。もし他のセンサ、たとえば検出器としてジャイロを用いるならば、この問題は当面解決することも知れない。しかし、その場合でも目標の初期補足等で地磁気センサを使えば、システム構成は容易になる。また、たとえジャイロを用いても、それ自体の検出特性あるいは取付け時の傾き等から直交する方向に感度を持つことが十分考えられる。今後、方向制御をより高性能化しようとするれば、制御ゲインやバンド幅を広くしなければならず、ジャイロを用いても不安定化する可能性がある。本論で述べたように、制御していない軸回りに減衰の少ない強い共振特性があれば、そこに制御エネルギーが流れ込んで蓄積され、制御系全体を不安定化する可能性は内在しており、何らかの対策は常に必要である。

## 参考文献

- [1] 西村 純, 他, 「よりもどし方式による方向規制」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第5巻第1号, 1969.
- [2] 狛 豊, 他, 「リアクションホイールによる姿勢制御」, 宇宙科学研究所報告, 特集第11号, 1984.
- [3] N. Yajima et al. "Pointing Control System for a Balloon-Borne Telescope", Proc. of the 13th ISTS, 1982.
- [4] 矢島信之, 他, 「気球搭載望遠鏡の仰角制御」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第16巻第2号, 1980.
- [5] 矢島信之, 淵山央樹, 「気球ゴンドラの振子運動ダンパ」, 大気球シンポジウム集録, 1990.
- [6] 矢島信之, 他, 「気球搭載望遠鏡の方向制御に関する研究」, 機械技術研究所報告第135号, 1986.
- [7] Drago MATKO et al. "Adaptive Balloon Azimuth Control using a Simple DC Motor Actuator", ISAS report No. 665, 1996.