

気球望遠鏡指向制御系の設計法に関する検討

中野壽彦（大分高専）

1. はじめに

天文分野では、大気の影響が最小限となり高精度観測にとって理想的な条件になる成層圏高度に、気球を使って観測用の望遠鏡を運ぶ気球望遠鏡が古くから用いられてきた。近年では、Max Planck 研究所が開発した Sunrise が極域での 5 日間の飛行実験を行い、太陽磁場観測で成果を挙げている[1]。また SouthWest 研究所と NASA は、多様なミッションに即時に対応できる汎用型の気球望遠鏡 BOPPS の開発を推進している[2]。気球を使った観測システムの利便性、有用性は広く理解され、今後も重要視されていくことが考えられる。

気球望遠鏡におけるゴンドラシステムは、他の気球実験と比較して、高度な制御技術が要求される。成層圏の理想的な観測環境を最大限に利用した高精度観測を成立させるため、搭載望遠鏡で観測対象を捕捉する際の指向精度は、通常、数十～数秒角が要求される。様々な外乱力が作用する上空において、精密な指向制御が必要となる。そのため、ゴンドラ自体を特定方向に向けて空間に対して安定化させる姿勢制御や、ゴンドラ上の望遠鏡を駆動し観測対象を捕捉・追尾するための指向制御などを実装し、駆使することになる。筆者が参加している、惑星観測を目的とした極周回気球望遠鏡「FUJIN」開発においても、搭載望遠鏡の観測性能を最大限に引き出して 1 秒角程度の高解像度撮像を行うことを目的に、指向制御系の開発が継続的に行われてきた[3]。

気球ゴンドラはその上端から吊紐によって吊り下げられており、剛体振り子系となっている。そのため、ゴンドラ鉛直軸に直交する 2 軸回りの姿勢は、本来は高い安定度を有している。しかし、気球望遠鏡のように高精度指向を行うような場合は、振り子系であることにより生じる微小な振動が外乱として指向制御に影響する。望遠鏡自体の慣性はゴンドラ全体に対してある程度の規模があるため、ゴンドラ上で望遠鏡を仰角方向に駆動するとその反トルクがゴンドラに作用し、振り子運動を生じる可能性がある。筆者が開発に携わった FUJIN ゴンドラの地上試験では、ゴンドラをクレーンで吊り下げた状態で、ダミー光源を目標にした望遠鏡指向制御の試行実験を行った際、一定の振動が継続して指向方向が収束しない現象が見られた。実験データの周波数解析を行ったところ、2つの顕著なピークが見られ、ダイナミクスモデルの解析結果と比較すると、2重剛体振り子系の振動の影響が現れている事が分かった。

気球望遠鏡において、振り子の制振のためには、ゴンドラ本体の仰角方向の姿勢制御系を実装するか、あるいは望遠鏡制御系を工夫して振動減衰の機能を持たせるか、の選択肢が考えられる。本稿ではこのうち、望遠鏡指向制御系側の設計について、検討した結果を報告する。

2. 望遠鏡指向制御時のゴンドラ振り子運動の影響[4]

ここでは、気球望遠鏡「FUJIN-1」の指向制御の地上結果を示し、ゴンドラの振り子運動の影響について説明する。この地上試験ではフライト用ゴンドラを使用し、門型クレーンを使って実際に吊紐で吊り下げた状態で指向制御を実行した。FUJIN-1 はゴンドラの方位角周りの姿勢制御、望遠鏡の 2 軸方向制御、光軸上の駆動ミラー角度制御を同時に実行して高精度指向制御を達成する制御系を持つ。地上試験では、ダミー光源を制御目標として、実際に各段階の制御を同時に実行して、制御系の動作を確認した。

地上試験を行い、制御特性について評価を行った。特に、ゴンドラ上の望遠鏡の仰角方向の指向制御において、一定振幅の振動が継続する現象が見られた。制御特性の詳細を確認するため、制御履歴に対して周波数解析を施したところ、0.29Hz と 0.87Hz の 2 点でピークが生じていることが確認された。指向制御の振動はゴンドラを設置している状態では観察されなかった。そのため、ゴンドラが吊るされていることで振り子運動が生じたことが、振動の原因であることが予想された。そこで、ゴンドラを剛体 2 重振り子系としてモデル化し[5]、地上試験時のパラメータを適用して周波数を導出した。その結果、0.32Hz と 1.06Hz の周波数が導かれ、地上試験で確認された振動の周波数とおおよそ一致した。このことから、ゴンドラの振り子運動が望遠鏡の指向制御性能に影響していたという事が判明した。

地上試験では、ゴンドラにたいして具体的にどのような外力が加わっていたのか、試験結果からは断定が

できなかった。しかし、振動は20分以上にわたり継続していた。このことから、ゴンドラ上の望遠鏡を駆動した際の反作用トルクで継続的にゴンドラの揺れを励起していたと考えられる。実際、望遠鏡の駆動特性と、ゴンドラの振り子運動を考慮したシミュレーションを実施し、地上試験と同様の現象が確認された。

このような問題は同様の気球望遠鏡でも指摘されており、古典制御のアプローチにより根軌跡法に基づく補償器を望遠鏡制御系に追加することで、振動を減衰させる手法が提案されている[5]。ここでは、既に提案されている方法とは、別のアプローチからの指向制御系の設計法について検討したい。具体的には、現代制御の最適サーボ系の考え方を指向制御系に適用してみる。

3. 動力学モデル定義

制御系設計にあたり、ダイナミクスモデルを定義する。今回は、文献[5]で提唱されている2次元モデルを用いることとした。これはゴンドラ自体を剛体振り子系とみなし、それが気球から吊紐によって吊り下げられている、2重剛体振り子として考えるものである。実際は振り子運動に対してなんらかの減衰力が作用すると考えられるが、ここでは運動に対して与える影響が微小であるとし省略する。

ゴンドラの運動方程式はラグランジュの方程式から導くことが出来る。詳細な導出過程は文献で紹介されているので、ここでは省略し結果のみを簡潔に記述する。

図2(a)のように、二重振り子のうち、気球底部中心の吊紐の振れ角を θ_l 、ゴンドラ姿勢の空間に対する振れ角を θ_g とする。また、ゴンドラ上における望遠鏡の仰角角度を θ_t とおく。望遠鏡の仰角は経緯台により制御されるものとし、その際発生するトルクがゴンドラ本体に作用するものとする。このとき、ゴンドラの運動方程式は以下のように導出される。

$$\ddot{\theta}_l + \frac{g}{l}\theta_l + \frac{r}{l}\ddot{\theta}_g = 0 \quad (1)$$

$$\left(1 + \frac{I_g}{Mr^2}\right)\ddot{\theta}_g + \frac{g}{r}\theta_g + \frac{l}{r}\ddot{\theta}_l = -\frac{T_M}{Mr^2} \quad (2)$$

$$T_M = I_t\ddot{\theta}_t \quad (3)$$

ここで、

I_g : ゴンドラ重心回りの慣性モーメント

I_t : 望遠鏡の慣性モーメント

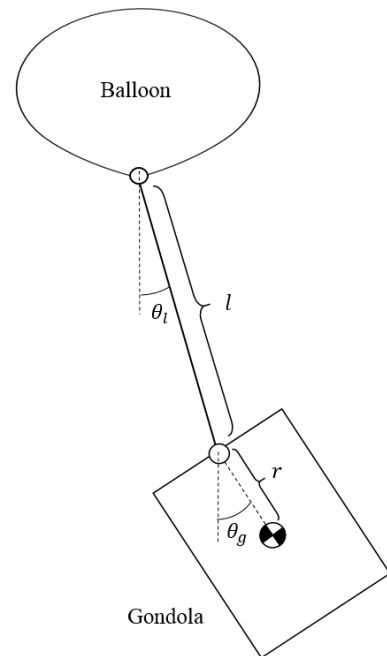
M : ゴンドラ質量

l : 吊り紐長

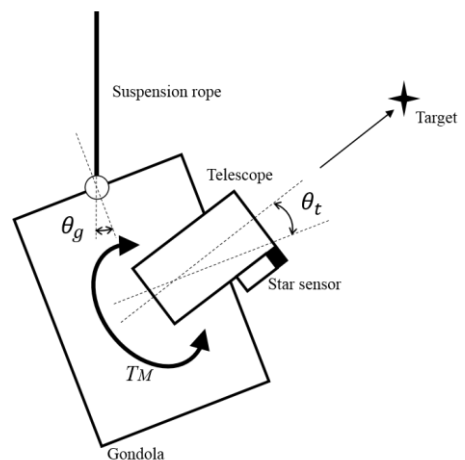
r : ゴンドラ重心距離

g : 重力加速度

望遠鏡の指向角度 $\theta_p = \theta_g + \theta_t$ を、観測目標に一致させる制御を検討する。なお、制御入力 T_M は望遠鏡を駆動するトルクと定義する。観測目標方向は、望遠鏡に設置されたスターセンサによって計測し、これに基づき望遠鏡方向を修正するフィードバック制御を行うものとする。実際のフライト条件を想定し、吊紐長 l が十分長く、 $r/l \approx 0$ 、 $g/l \approx 0$ とみなすと、ゴンドラの制御系は以下の状態方程式で表わすことができる。



(a) 気球・吊紐・ゴンドラのモデル



(b) ゴンドラと望遠鏡のモデル

図1 ゴンドラの運動モデル

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (4)$$

$$\mathbf{x} = [\theta_g \quad \dot{\theta}_g \quad \theta_p \quad \dot{\theta}_p]^T$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\frac{gMr^2}{rI_g} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -\frac{gMr^2}{rI_g} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{I_g} \\ 0 \\ -\frac{1}{I_g} + \frac{1}{I_t} \end{bmatrix}^T \quad (5)$$

$$\mathbf{C} = [0 \quad 0 \quad 1 \quad 0]^T$$

4. 最適サーボ制御系

上述のシステムに対し、出力 y を目標値 y^{ref} に追従させる、最適サーボ系によるコントローラを取り上げる[6]。対象とするシステムに積分要素を加えた、以下のような拡大系を考える。

$$\begin{bmatrix} \dot{\tilde{\mathbf{x}}} \\ \dot{\tilde{\omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{0} \\ -\mathbf{C} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{x}} \\ \tilde{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \tilde{u} \quad (6)$$

$$\mathbf{e} = [-\mathbf{C} \quad \mathbf{0}] \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{x}} \\ \tilde{\omega} \end{bmatrix}$$

ただし、 $\mathbf{e} = y^{ref} - y$ (制御誤差)、 $\omega = \int_0^t \mathbf{e} d\tau$ (制御誤差の積分値)、 $\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_\infty$ (\mathbf{x}_∞ は \mathbf{x} の定常値)、 $\tilde{u} = u - u_\infty$ (u_∞ は u の定常値)、 $\tilde{\omega} = \omega - \omega_\infty$ (ω_∞ は ω の定常値) である。この拡大系に対してレギュレータ制御を実現する状態フィードバックコントローラを設計すれば、サーボコントローラを実現できる。評価関数として、設計パラメータ Q_{11} , Q_{22} , R を用いた

$$J_a = \int_0^\infty (\mathbf{e}(t)^T Q_{11} \mathbf{e}(t) + \tilde{\omega}(t)^T Q_{22} \tilde{\omega}(t) + \tilde{u}(t)^T R \tilde{u}(t)) dt \quad (7)$$

を定義すると、これを最小化するコントローラ

$$\tilde{u}(t) = K_e \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{x}} \\ \tilde{\omega} \end{bmatrix} \quad (8)$$

を求める最適レギュレータ問題に帰着される。文献[6]の具体的な導出過程に沿うと、結論として

$$\mathbf{u}(t) = K\mathbf{x}(t) + G \int_0^t \mathbf{e}(t) dt + F_a y^{ref}(t) + F_b x_0$$

$$K = -R\mathbf{e}^{-1} B^T P_{11}, \quad G = -R\mathbf{e}^{-1} B^T P_{12}, \quad (9)$$

$$F_a = [-K + 2GP_{22}^{-1}P_{12}^T \quad I] \begin{bmatrix} A & B \\ C & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix}, \quad F_b = -2GP_{22}^{-1}P_{12}^T,$$

というコントローラが得られる。

5. 制御系の設計試行

ここでは、実際の気球望遠鏡の望遠鏡制御系を想定し、前述したモデルを基に、最適サーボ系によるコントローラの設計を試行する。設計対象とするゴンドラシステムのパラメータ値一覧を表1に示す。これらのパラメータはFUJIN-1の仕様を参考にして決めた。

最適サーボ系では、状態フィードバックを用いている。(5)式に示す状態量 \mathbf{x} のうち、望遠鏡のスターセンサによって θ_p は検出できる。また $\dot{\theta}_p$ は計算機で θ_p を数値微分すれば得ることが出来る。一方、ゴンドラ本体の姿勢変動である θ_g , $\dot{\theta}_g$ についても、何らかの方法で取得する必要がある。ゴンドラ本体に仰角方向の姿勢

変動を検出する姿勢センサを実装していれば、そのデータを用いることができる。しかし、指向制御の際のゴンドラの振れ角自体は微小であり、姿勢変動を正確に検出するには高性能なセンサを用いた高度な姿勢決定が必要となる。

一般的に、状態フィードバック制御を施す際、すべての状態量を直接観測できない場合は、取得できる状態量を用いて、残りの状態量を推定するオブザーバを実装して対処する。ここでは、スターセンサにより取得できる状態量を用いて、残りの状態量を推定するオブザーバを適用して、状態フィードバック制御を行うこととする。

表1のパラメータを用いた式(6)の拡大系に対して、式(7)の評価関数にしたがってサーボコントローラを設計した。評価関数のパラメータは複数回の試行錯誤の結果、 $Q_{11} = 20$, $Q_{22} = 200$, $Re = 1$ とした。観測出力はスターセンサにより得られる θ_p とし、残りの状態量を推定する同次元オブザーバを設計した[7]。

設計したコントローラによるシミュレーション結果を図2に示す。目標指向角度を 0.3° としている。またコントローラとオブザーバは離散化しており、サンプリング周期を $0.05s$ としている。シミュレーション結果を見ると、指向角度に振り子運動の影響による振動は生じず、目標値に正常に収束していることが分かる。目標値に収束するまで多少時間が掛かっているが、これはコントローラとオブザーバのサンプリング周期に影響する。サンプリング周期が遅くなると、制御が不安定になる傾向があり、実システムへの適用にあたっては注意が必要である。一方、制御モデルのモデル化誤差の影響を考え、表1の設計値から $\pm 15\%$ 程度の誤差を、それぞれのパラメータに加えつつある制御シミュレーションを実行したが、制御特性への影響は軽微であり、モデル化誤差に対しては比較的ロバストであることが確認された。

以上、気球望遠鏡指向制御の設計手法として、最適サーボコントローラ適用の試行結果について報告した。現状、数値シミュレーションによる検証のみであり、実システムへの適用性について十分な検証が必要である。仰角方向の指向制御の安定化は重要な技術的課題であるため、引き続き検討を進めていく。

表1 ゴンドラ仕様

項目	数値	単位
ゴンドラ質量	478.5	kg
ゴンドラ慣性モーメント	309.1	kgm ²
望遠鏡慣性モーメント	1.2	kgm ²
吊紐長	80	m
ゴンドラ重心距離	1.17	m

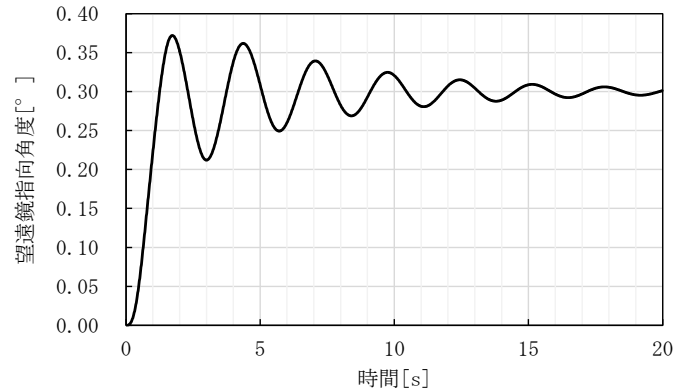


図2 最適サーボコントローラによる指向制御シミュレーション

参考文献

- [1] A. Lecinski, et.al. “The Design and Performance of the Gondola Pointing System for the Sunrise II Balloon-Borne Stratospheric Solar Observatory”, Journal of Astronomical Instrumentation, vol.06, Issue 02, 2017
- [2] J.Diller, et.al. “Design and performance of the BOPPS UVVis fine pointing system”, Aerospace Conference, 2015 IEEE,
- [3] Y.Shoji, et.al. “FUJIN-2 Balloon borne Telescope for Optical Observations of Planets”, Trans. JSASS. Aerospace Technology Japan, vol.14, No.ists30, p.Pk_95-Pk_102, 2016
- [4] T.Nakano, et al. “Characteristics Evaluation and Performance Improvement Method of Balloon-Borne Telescope Pointing Control System”, roc. ISTS2017, 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-m-06, 2017
- [5] 矢島 他, “気球搭載望遠鏡の仰角制御”, 東大宇宙航空研究所報告第16巻2号, pp1015-1031, 1980
- [6] 池田 他 “積分型最適サーボ系の構成”, 計測自動制御学会論文集, vol.24, No.1, pp40-46, 1988
- [7] 川田 昌克 “MATLAB/Simulinkによる現代制御入門”, 森北出版, 2011