

気球 Gondra 方位角制御系の設計に関する検討

中野 壽彦 (大分高専)

1. はじめに

飛行中の Gondra の方位角姿勢を任意方向に規正し安定化させる方位角制御技術は、古くから検討、開発が進められてきた。近年、国内外で実施されている気球実験において、一般的に採用されている方法は (1) Gondra と吊紐の接合部のより戻し機構により、吊紐にトルクを与えこれを振り、その反トルクを用いて Gondra 姿勢を変える方法、(2) より戻し機構と合わせて、リアクションホイールやコントロールモーメントジャイロ (CMG) など制御用アクチュエータによる制御トルクを用いる方法、の 2 つである。

筆者は、惑星長期間連続観測を目的とした気球搭載望遠鏡の開発プロジェクトにおいて、Gondra 方位角制御系の開発および性能評価に関する研究を行ってきた。この Gondra システムでは、過去の気球実験で実績のある手法として、より戻し機構と CMG を併用する方式を採用した。各アクチュエータを駆動する制御則は典型的な PID フィードバック制御則を採用した。制御ゲインの具体値は、フライト Gondra をクレーンで吊り下げた地上評価試験環境を構築し、評価実験を繰り返しながらチューニングを行い決定した。この一連の手順によって制御系を開発し、地上試験環境下において要求される制御仕様を満たすことを確認した[1,2,3]。

このような試行錯誤的なアプローチによって制御ゲインを決定するような開発は、その他の気球実験の多くでも行われていると推察される。一方、地上試験で取得できたデータを厳密に解析していくと、搭載している制御用アクチュエータが本来発揮できる性能を部分的にしか活用できていないことや、応答性について改善の余地があることが見受けられた。

上述のように方位角制御技術、特にハードウェア構成の面では多くの気球実験で共通の方法が用いられている。従って制御系の動力学モデルについても共通であると考えられ、異なるのは Gondra システムの具体的仕様や運用形態、制御要求などの各種パラメータである。各種パラメータの具体値から、適切な制御ゲインを一意に導出する、モデルベースな制御ゲイン決定手法があれば、制御系開発の期間短縮や効率化、および制御の信頼性と性能の向上を図ることができると考えた。

本稿では、Gondra システムの各仕様や制御要求の具体値から、効率的に制御ゲインの最適値を導出する設計手法の検討について報告する。制御系は従来の PID 制御則を基本に構成し、動力学モデルに基づき各制御ゲインを部分的モデルマッチング法によって決定する手法について述べる。また筆者がこれまで開発してきた Gondra システムをモデルケースとし、提案手法による制御系の再設計、および数値解析による性能評価について述べる。

2. 動力学モデル定義

本節では、本稿で制御系設計に用いる動力学モデル[4]について簡潔に説明する。図 1 に示すモデルにおいて、Gondra の方位角方向の挙動は、以下の運動方程式で表現される。

$$J_g \ddot{\theta}_g = -T_r - T_f \tag{1}$$

ここで、 θ_g は Gondra 方位角、 J_g は Gondra 慣性モーメント、 T_r はより戻し機構による制御トルク、 T_f は Gondra 内部の制御アクチュエータによる制御トルクである。なお本モデルでは、空力や吊紐のねじれ減衰などの減衰力については省略している。

一方、より戻し機構のシャフトに関する運動方程式は以下で表わされる。

$$J_m \ddot{\theta}_m = T_r - k(\theta_m - \theta_b) \tag{2}$$

ここで、 θ_m はより戻し機構シャフト角、 J_m はシャフト慣性モーメント、 k は吊紐のねじりばね定数、 θ_b は気球本体尾部の方位角度である。

より戻し機構のアクチュエータとして典型的な DC モータを使用するとし、モータに加える電圧を制御入力 u_1 と定義すると、より戻し機構による制御トルク T_r は以下で表わされる。

$$T_r = n_r k_t \{u_1 - n_r k_f (\dot{\theta}_g - \dot{\theta}_m)\} / R \tag{3}$$

ここで、 k_t はモータのトルク定数、 k_f はモータの逆起電力定数、 R はモータ

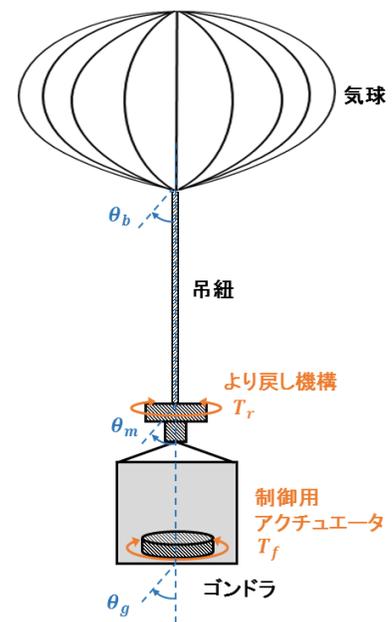


図 1 気球 Gondra システム

の電機子抵抗である。また n_r はモータ軸とより戻し機構シャフト間のギア比である。ゴンドラ内部の制御アクチュエータとしてリアクションホイールを用いる場合、制御トルク T_f は、ホイール慣性モーメント J_f 、ホイール角度 θ_f を用いて以下のように表わされる。

$$T_f = J_f \ddot{\theta}_f \tag{4}$$

ホイール駆動用アクチュエータとしてDCモータ（ここでは単純に、より戻し機構と同じモータを用いるとする）を使用するとし、モータに加える電圧を制御入力 u_2 と定義すると、

$$T_f = n_f k_t \{u_2 - n_f k_f(\dot{\theta}_f)\} / R \tag{5}$$

ここで、 n_f はモータ軸と間のギア比である。

一方、制御アクチュエータがCMG（対向する2つのホイールを用いたTwin-CMG[5]とする）の場合、制御トルク T_f は、ホイールの角運動量 H 、ジンバル角度 θ_c を用いて、以下のように表わされる。

$$T_f = 2H\dot{\theta}_c \cos \theta_c \tag{6}$$

CMGでは、(5)式のようなモータを用いてジンバル角度 θ_c を駆動することにより、(6)式に従った制御トルクを発生させることになる。ここで、(6)式の通り、CMGの発生トルクはジンバル角度 θ_c の非線形方程式となる。そこで θ_c の変を微小とし以下のように線形近似することで制御系モデルを単純化できる。

$$T_f = 2H\dot{\theta}_c \tag{7}$$

3. 制御系の設計

従来から一般的に採用されている制御手法の基本戦略は、①ゴンドラ内部の制御用アクチュエータで発生させる制御トルクによって、ゴンドラ本体を目標方向に回転させる、②より戻し機構により、ゴンドラ本体が回転することで生じる吊紐のねじれを解消するとともに、制御用アクチュエータに蓄積される角運動量を解消し飽和を防ぐためのアンローディングトルクを発生させる、である。ここでは、この戦略に基づいて制御系設計を試みる。

ゴンドラ方位角制御系はより戻し機構とCMGの独立した2つのアクチュエータを有し、制御出力としてゴンドラ方位角およびCMGジンバル角度を持つ、多入力多出力システムである。一般的に多入力多出力システムの制御系設計は、複数の入出力間の相互干渉などを考慮する必要があり複雑である。ここでは、実用性を念頭におきつつなるべく単純なプロセスで設計を進めるために、システムを1入力1出力システムに分割して、順次設計を行う。

3.1. 制御対象の諸元および制御要求仕様の定義

本稿では筆者がこれまで開発してきたFUJIN-1ゴンドラ[1,2]をモデルケースとして制御系設計を試みた。設計時に用いたゴンドラの各仕様の具体値を表1に示す。また制御系設計にあたり、設計時条件と要求仕様を以下のように定めた。

- 1)成層圏でのレベルフライト時における制御を前提に、ゴンドラはバラストなしの状態をノミナルとする。
- 2)吊紐のねじりばね定数は0.8[Nm/rad]をノミナルとする。
- 3)制御開始時におけるゴンドラ方位角と目標値との初期偏差の許容値は $\pm 30^\circ$ 以内とし、この範囲で制御可能とする。
- 4)CMGジンバル角度の許容駆動量は $\pm 70^\circ$ とする。
- 5)より戻しモータへの入力電圧の許容量は $\pm 24V$ 以内とする。
- 6)目標とする姿勢安定精度は $\pm 1.0^\circ$ 以内とする。
- 7)上述の条件を満たした上で、可能な限り制御応答を高速にする。

表1 ゴンドラ仕様

項目	数値	単位
質量		
ゴンドラ本体重量	490	kg
最大バラスト重量	300	kg
慣性モーメント（鉛直軸周り）		
ゴンドラ本体のみ	8.9×10^1	kgm ²
バラスト満載時	1.9×10^2	kgm ²
より戻し機構		
シャフト慣性モーメント	3.5×10^{-3}	kgm ²
モータトルク定数	5.76	Nm/A
モータ逆起電力定数	5.73	V/(rad/s)
モータ電機子抵抗	2.7	Ω
ギア比	6	
CMG		
ホイール慣性モーメント	7.6×10^{-3}	kgm ²
ホイール角速度	2.4×10^2	rad/s

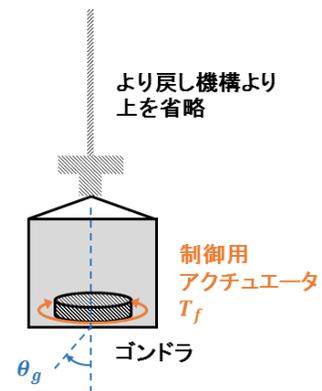


図2 CMG 制御則設計時のモデル

3.2. CMG 制御則の設計

まず CMG の制御則を設計するため、図 2 のようにより戻し機構より上部の構造を無視したモデルを考えた。これはゴンドラが人工衛星のように宙に浮いている状態で、CMG のみで方位角を制御するというモデルである。CMG は式(7)のように線形近似モデルを使い、制御入力 u_2 をジンバル角速度 $\dot{\theta}_c$ と定義した。ゴンドラ方位角 θ_g を目標値 θ_g^* に一致させるための制御入力 u_2 を導出する制御則として、以下に示す I-PD 制御系を考えた。

$$u_2 = -K_{fi} \cdot \int (\theta_g^* - \theta_g) dt - K_{fp} \cdot \theta_g - K_{fd} \cdot \frac{d\theta_g}{dt} \quad (8)$$

制御ゲイン K_{fp} , K_{fd} , K_{fi} の最適値を効率よく決定するため、ここでは部分的モデルマッチング法を用いた[6]。これは閉ループ系の応答を理想的な応答（参照モデル）と一致するように、各ゲインをシステムティックに導出する手法である。ここではよく用いられる参照モデルの一つとして、以下に示すステップ応答における制御偏差面積を最小化する ITAE 最小標準形を使用した。

$$\frac{\omega_0^3}{s^3 + 1.75\omega_0 s^2 + 2.15\omega_0^2 s + \omega_0^3} \quad (9)$$

ここで ω_0 は、応答の立ち上がり時間を決めるパラメータである。制御系の応答速度を ω_0 という 1 つの設計パラメータで指定することで、3 つの制御ゲインを自動的に導出することができるため、ゲイン調整手順を簡単化することが出来る。

この手法を用いて、 ω_0 を変化させながら制御ゲインを決定し、図 2 のモデルでシミュレーションを行いながら最適解を探った。その結果の一部を図 3 に示す。上図は目標角度を許容最大値 30° とした場合のシミュレーション結果であり、 ω_0 が増加するにつれて、応答の立ち上がりが早くなっていることがわかる。下図はゴンドラ方位角の初期値-目標値間の偏差角度と、制御を実行したときの CMG ジンバルの最大駆動角の関係を示す。ここで示す通り、初期偏差が増加するとより大きな制御トルクを必要とするため、必然的にジンバル駆動角は増加することになる。

ここでは、応答性の速さを重視し、 $\omega_0 = 0.2$ としたときのゲイン値を採用することにした。この時点では、初期偏差の許容最大値 30° でジンバル最大角度が 80° 近くに達し、前節の要求仕様 4) を満たしていないが、後述する通りより戻し機構によるアンローディング制御を適用すると、ジンバル駆動角を要求値以下に抑えられる。

3.3. より戻し機構制御則の設計

より戻し機構に対する制御入力 u_1 は DC モータへの入力電圧と定義した。より戻し機構は、CMG に対するアンローディングトルクを発生させ、CMG ジンバル角度を目標値に維持することを制御目的とする。ジンバル角度 θ_c を目標値 θ_c^* に一致させるための制御入力 u_1 を導出する制御則として、CMG の時と同様に、以下のような I-PD 制御則を定義した。

$$u_1 = -K_{ri} \cdot \int (\theta_c^* - \theta_c) dt - K_{rp} \cdot \theta_c - K_{rd} \cdot \frac{d\theta_c}{dt} \quad (10)$$

なお $\theta_c^* = 0$ とする。3 つの制御ゲイン K_{rp} , K_{rd} , K_{ri} は、CMG の場合と同様、(9)式の ITAE 最小標準形を参照モデルとする部分的モデルマッチングにより決定することにした。設計モデルは、より戻し機構より上部の構造を考慮した図 1 のモデルにおいて前節の CMG 制御則を実装したものをを用いた。制御出力をジンバル角度 θ_c としたときの伝達関数モデルが参照モデルと一致するように 3 つの制御ゲインを決定した。ここでも、参照モデルの設計パラメータ ω_0 を変化させながら制御ゲインを決定し、実際に制御シミュレーションを行いながら最適解を探った。その結果の一部を図 4 に示す。なおこのシミュレーションでは、CMG は(6)式 of 非線形モデルを使用している。また CMG とより戻し機構の制御周期は FUJIN-1 と同様、10Hz としている。

図 4 から、より戻し機構によるアンローディング制御が機能するで、CMG ジンバルの駆動量を許容値以内に抑えることができた、また、いずれの場合も制御開始時点から約 40 秒以内で目標とする姿勢精度を達成できた。過去に実施した FUJIN-1 ゴンドラによる地上試験の実績では、目標に対して $\pm 1.0^\circ$ に姿勢が安定するまでは 200 秒程度の時間を要した。本シミュレーションではセンサ分解能や、方位角運動の減衰特性、アクチュエータの詳細

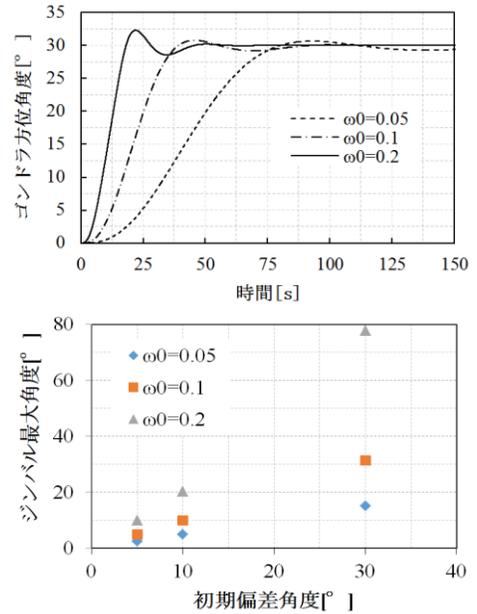


図3 CMG 制御系の設計パラメータ ω_0 に対するシミュレーションの結果

な特性など省略されているパラメータが複数あるため、地上試験の結果と単純比較はできないものの、制御系を再設計することにより制御性能を向上できる可能性は示唆できたと考えられる。

3.4. パラメータ変動に対するロバスト安定性の評価

方位制御系の設計モデルに用いるパラメータのうち、吊紐のねじりばね定数は、過去の気球実験の積み重ねから経験的にある程度合理的な数値の範囲は知られているものの、飛翔環境での具体値は未知・不定である。方位角制御系の設計時は、吊紐物性の取りうる範囲を考慮し、制御系の安定性を確保する必要がある。

ここでは、前節でより戻し機構の制御則を $\omega_0 = 0.08$ としたときの方角制御系について、吊紐のねじりばね定数のノミナル値からの変化に対する安定性を、シミュレーションで簡単に確認した。その結果を図5に示す。なおシミュレーションで用いたねじりばね定数 k の数値は文献[7]などを参考に決定した。方位角の制御応答では、ある程度の変化は見られるものの、全体を通じて安定性自体を損なうほどの影響は表れなかった。一方、CMG ジンバル角の履歴を見ると、ねじりばね定数が低くなるほど駆動量が増加している様子が見られる。一般的に対象モデルのパラメータ変動に対するロバスト性は、制御の応答性を下げることによって安定余裕が増すため、設計時に応答性を下げることによって安定性は向上可能である。一方、制御の高速化を追求する場合は、単純なPID制御則に代わる、ロバスト制御など制御理論の適用が必要と思われる。

4. 結言

本稿では、気球ゴンドラ方位角制御系の設計において、ゴンドラシステム仕様の具体値を使い、最適な制御系を効率よく設計するための手法について検討した。フィードバック制御系のゲインチューニングを、部分モデルマッチング法で効率化する設計手順を検討した。FUJIN-1 ゴンドラをモデルケースとした制御系設計を行い、数値シミュレーションで制御特性の評価を行った。その結果、本手法で制御系を設計することにより、制御系本来の性能を十分活用し、高度な制御性能を実現し易くできるということが示された。

参考文献

- [1] T.Nakano, et al, "Performance Evaluation for Pointing Control System of the Balloon-Borne Telescope", Advances in the Astronautical Sciences, vol.146, pp308-391, 2013
- [2] 莊司 他, " 惑星観測用成層圏望遠鏡 FUJIN-1の開発とポインティング制御系の性能評価", 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-13-011, pp.87-105, 2014
- [3] Y.Shoji, et al, "FUJIN-2 : Balloon borne Telescope for Optical Observations of Planets", Proc.30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-k-01, 2015
- [4] A.O.Chinguanco, et al, " Modeling and Control of a Balloon Borne Stabilized Platform", Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, vol.112(4), pp703-710, 1990
- [5] 矢島 他, "宇宙観測における精密追尾制御", 計測と制御, Vol.18, No.11, pp939-946, 1979
- [6] 須田信英 他, "PID制御(システム制御ライブラリー6)", システム制御情報学会編, 朝倉書店, 1992.
- [7] 坂東 他, "より戻しモータのみを用いた気球ゴンドラ方向制御とGAPS実験への適用", 航空宇宙技術, vol.14, pp59-65, 2015

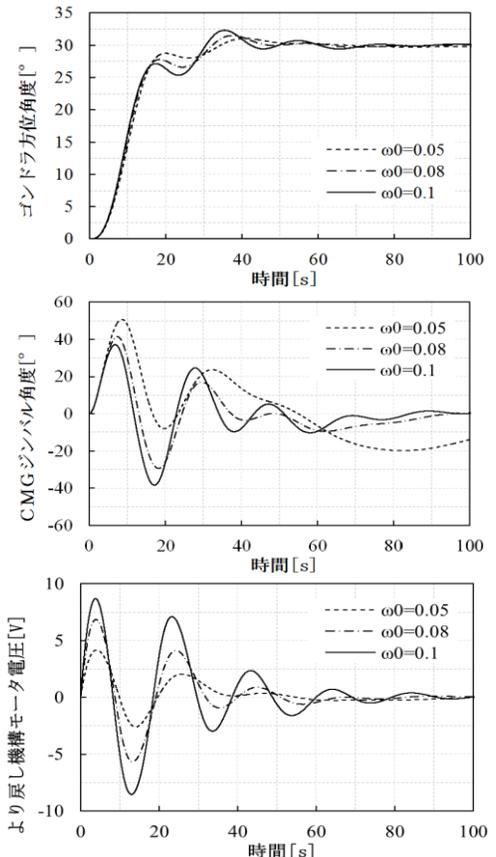


図4 よりもどし機構制御系の設計パラメータ ω_0 に対するシミュレーションの結果

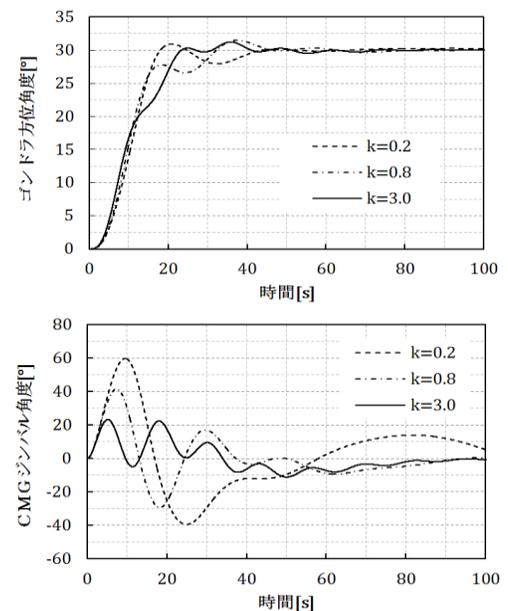


図5 吊紐ねじりばね定数 k を変化させた場合の方角制御シミュレーション結果