

GAPS 気球実験のための Gondra 方向制御システムの開発

坂東 信尚, 福家 英之, 斎藤 芳隆, 荘司 泰弘, 坂井 真一郎
宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

1 はじめに

本稿では、GAPS 気球実験のための Gondra 方向制御システムの開発状況について報告する。GAPS 実験は宇宙線反粒子の観測によって、ダークマターの間接探索を目指す国際共同実験である [1, 2]。本実験では太陽電池を太陽方向に向けるとともに、検出器の内部発熱を放熱板より輻射放熱させるため、放熱板を太陽逆方向に方向制御する必要がある。そこで、本稿ではなるべく気球 Gondra のリソースを費やさない方法で GAPS 実験の要求を満足する方向制御システムを開発し、数値シミュレーション/地上実験によりその有効性を検証する。

GAPS 実験では南極周回気球による長時間観測を 2015 ~ 2019 年に計 3 回実施することを計画している。このように極域を飛翔することで、地磁気の影響をほとんど受けずに低エネルギー宇宙線を観測することができる。また、GAPS 実験はこのような大規模飛翔実験のため、検出器や全体システムの事前機能試験としてプロトタイプ GAPS(pGAPS) を大樹気球実験場で 2012 年の実施を計画・希望している [2]。

本稿で述べる気球 Gondra 方向制御システムは、南極極域での GAPS 実験を念頭に置いた開発を行い、pGAPS 実験によりその原理と手法の検証をフライト実験で行うものである。

2 方向制御システムの構成

2.1 全体構成

GAPS Gondra の方向制御システムの概観を Figure 1 に示す。前節で述べたように GAPS 方向制御システムの目的は Gondra に設置された太陽電池を太陽方向に向けるとともに放熱板を太陽逆方向に方向制御することであり、目標方向に対して $\pm 5[\text{deg}]$ の方向制御精度が要求される (Gondra は吊り下げ軸周りの 1 軸方向制御となる)。

検出器が搭載された気球 Gondra は、Gondra を回転させるモータユニットを介して気球から吊り下げられる。Gondra の方位は GPS コンパスを用いて決定され、同じく Gondra に搭載された機上搭載計算機 (PC/104+) によりモータ指令値が計算され、気球 Gondra の方向制御が行われる。

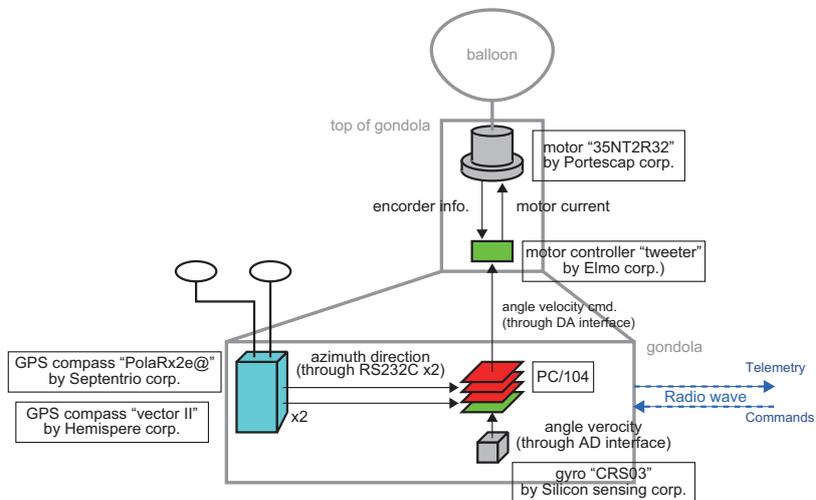
2.2 方向制御系/決定系の構成

2.2.1 方向制御系

Gondra 上部に設置したモータユニットには (Figure 2(c))、モータ (同じく (a))、モータドライバ (同じく (b))、また気球 Gondra の加重を支えるベアリング、スリップリングが内包されている。Table 1 に各コンポーネントの仕様を示す。また、モータ内の潤滑油については上空で低温となることからシリコンオイルと交換することで対策を行っている。



(a) 方向制御試験中の HK Gondra



(b) システム構成

Figure 1: GAPS 気球実験の方向制御システムの概観

Table 1: 方向制御系のコンポーネントと仕様

コンポーネント	メーカー名	型番	仕様など
ブラシレス DC モータ	Portscap	35NT2R32	最大連続トルク: 58[mNm]
ギア	Portscap	R32	ギア比: 1090:1
モータコントローラ	Elmo	Tweeter 3/60	

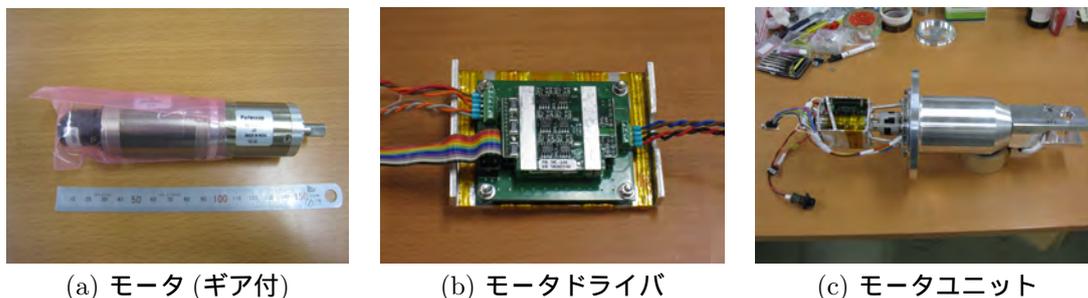


Figure 2: 方向制御系コンポーネントの概観

GAPS 実験においては、方向制御の要求精度がそれほど高くないこと、気球 gondola 内のリソース (電力、質量、体積) を使いたくないことからリアクションホイール (バー) を使わずに、より戻しモータと呼ばれていた gondola 上部に設置されたモータのみで制御を行うこととした。また、同様に従来から宇宙研大気球実験室で行われていた方法を踏襲し、機上搭載計算機からはモータ角速度指令値を与え、モータドライバがその速度指令値を実現する構成となっている (モータドライバの速度制御系は PI 制御器が使用されている)。

2.2.2 方向決定系

GAPS 実験は極域で飛行実験を行うため、磁極の近くを飛行すること、白夜の雪氷上では高アルベド (太陽光の照り返し) であることなどから、地磁場センサ、太陽センサの採用を避け、GPS コンパスによる方向決定を採用した。GPS コンパスの方向決定精度は GPS アンテナの基線長 (距離) にもよるが、基線長 1m で 0.3[deg]、基線長 3m で 0.1[deg] ほどの方向決定精度を持つ。また、冗長性の観点から 2 種類の GPS コンパスを搭載している。これらの GPS コンパスの健全性の監視、フライト時のデータ取得、GPS Lock OFF 時の方向補完のために MEMS ジャイロを搭載している。それぞれの概観を Figure 3 に示す。

2.3 ソフトウェア構成

GAPS 気球実験は日米を中心とする国際共同実験のため、サブシステムの開発は担当者が各々の場所で開発を行い、最終的に一つの計算機に全てのサブシステムを実装する開発形態になっている。このような背景から方向制御システムはなるべくシンプルになるようなソフトウェア構成を目指した。以下にその詳細を示す。

一般的なフィードバック制御のブロック線図を Figure 4(a) に示す。ここで、 θ_{ref} : 指令値、 C_{FB} : フィードバック制御器、 P : 制御対象、 θ : 観測値、 u : 制御入力をそれぞれ示す。本ソフトウェアでは Figure 4(a) 中、点線部分を考慮し、Figure 4(b) 上中にあるように、各々のパラメータを地上からのコマンドで切り替えることができる構成とした。コマンドによりパラメータを選択した一例を Figure 4(b) 下に示す。

ここで各パラメータは Table 2 のように記述されており、地上で各パラメータの内容を監視しながら方向制御の状態を変更することが可能になる。



Figure 3: 方向決定系コンポーネントの概観

Table 2: 地上からのコマンドにより変更可能なパラメータとその内容

パラメータ	選択肢	内容
Reference	reference1	時間/緯度/経度から計算される太陽方向
	reference2	現在の方向 + 0[deg]
	reference3	現在の方向 + 30[deg]
	reference4	現在の方向 - 30[deg]
Angle	angle1	主系 GPS コンパスのみで計算されるゴンドラ方向
	angle2	従系 GPS コンパスのみで計算されるゴンドラ方向
	angle3	主系 GPS コンパスとジャイロで計算されるゴンドラ方向
	angle4	従系 GPS コンパスとジャイロで計算されるゴンドラ方向
	angle5	ジャイロで計算されるある時刻からの相対ゴンドラ方向
Output	output1	フィードバック制御器で計算される制御入力
	output2	0
	output3	マニュアル操作 (停止、右回り、左周り)
Controller	controller1~4	フィードバック制御器の各々の制御ゲインパラメータ

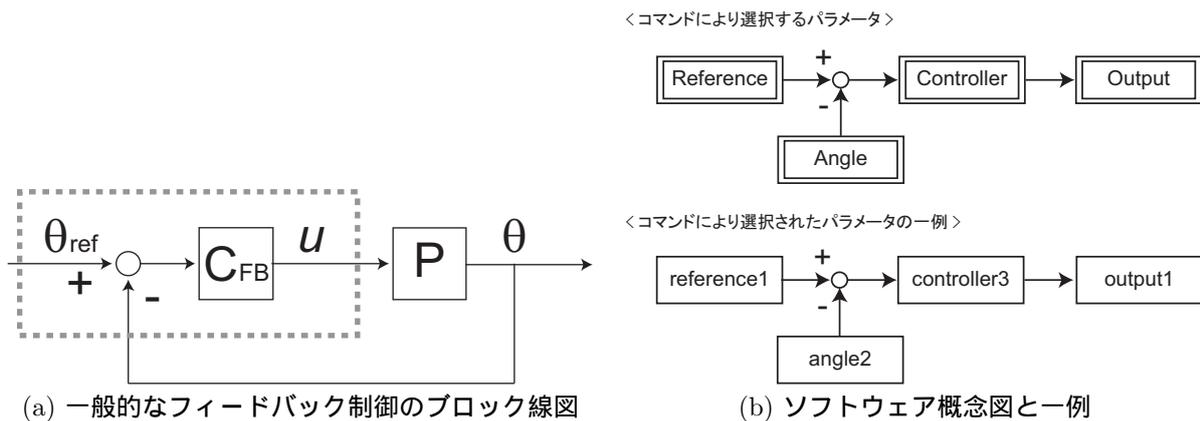


Figure 4: ソフトウェア構成の概念図

3 方向制御システムの検証方法

3.1 数値シミュレーション

GAPS 実験で採用する方向制御システムの制御性能の検証のために MATLAB/Simulink により数値シミュレーションモデルを作成し、制御器の設計、実現可能性について検証を行った。本実験の方向制御ブロック線図は Figure 5(a) のように書き表すことができる [3]。また、Figure 5(a) 中のモータ角速度指令値 $\dot{\theta}_{2,ref}$ からゴンドラ方向 θ までの伝達関数 (式 (1)) を計算し、フィードバック制御器の設計を行った。

$$\theta = -\frac{G}{J_s^2} \cdot \frac{C \cdot G}{1 + \frac{G^2 \cdot C}{J_s} + \frac{G \cdot C \cdot s}{G \cdot J_2 s^2 + k'}} \dot{\theta}_{2,ref} + \frac{G}{J_s^2} \cdot \frac{\frac{G \cdot C \cdot k' \cdot s}{G \cdot J_2 s^2 + k'}}{1 + \frac{G^2 \cdot C}{J_s} + \frac{G \cdot C \cdot s}{G \cdot J_2 s^2 + k'}} \theta_0 \quad (1)$$

ここで、 C : モータドライバ内の速度制御器、 J_2 : モータ回転子の慣性モーメント、 G : ギア比、 J : ゴンドラの慣性モーメント、 $\dot{\theta}_{2,ref}$: モータ速度指令値、 θ_0 : 気球尾部の動き、 k' : 気球尾部からモータまでの吊り紐ねじれトルク係数をそれぞれ示す。また、吊り紐ねじれトルク係数をある値に仮定した場合の $\frac{\theta}{\dot{\theta}_{2,ref}}$ までの伝達関数のポード線図は Figure 5(b) のように描くことができる。Figure 5(b) から気球尾部からモータユニットまでのねじれトルクによって振動モードが存在することがわかる。

3.2 地上試験

GAPS 実験の地上試験においては、方向決定系、方向制御系を全てフライト品で行う End-to-End 試験を行うことは、方向決定系で GPS コンパスを用いることから、室内での実施は困難である。そこで、方向制御系の検証には、GPS コンパスを用いずに同じく RS232C インターフェイスを持つジャイロセンサ (フライト品とは別のジャイロセンサ) を用いて方向制御系の試験を行った (Figure 6(a))。また、 $\dot{\theta}_{2,ref}$ を出力するフィードバック制御器 (Figure

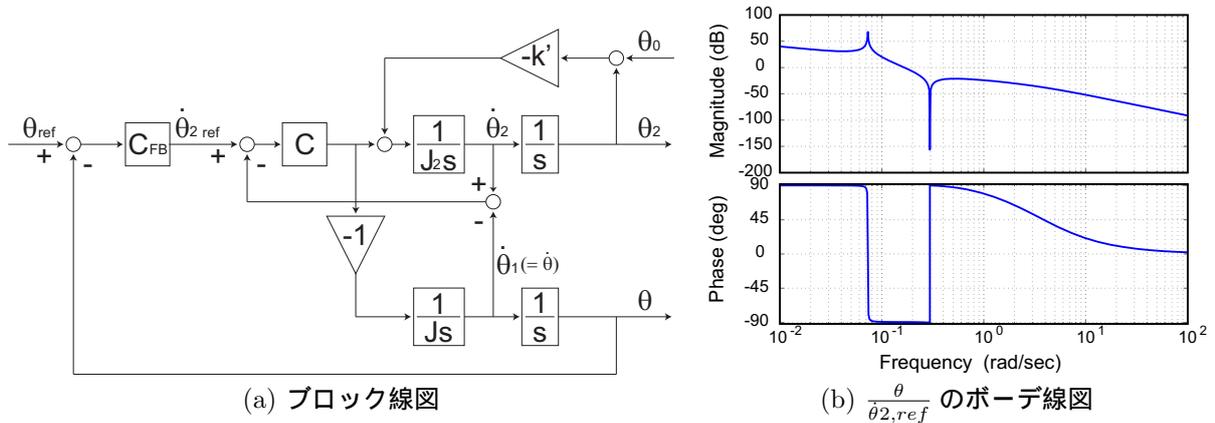


Figure 5: 方向制御システムのブロック線図とボーデ線図

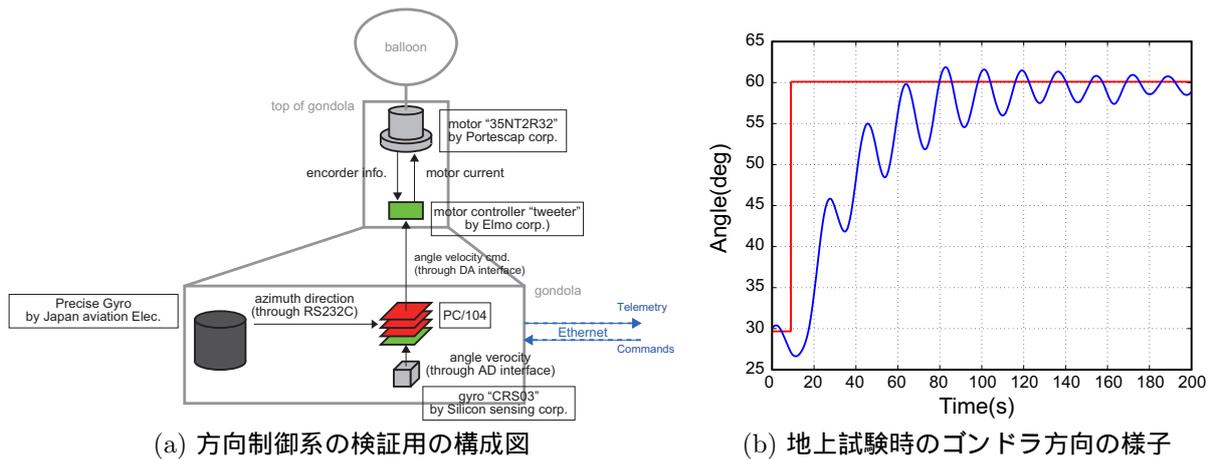


Figure 6: 方向制御系検証の地上試験構成図とその試験結果

5(a) 中の C_{FB} には単純な PD 制御器を使用した場合の Gondola 方向制御試験の様子を Figure 6(b) に示す。Figure 6(b) は Gondola 方向を 30[deg] から 60[deg] に方向変更指令した場合のステップ応答になっている。

前節で述べたように、気球尾部からモータユニットまでのねじれトルクによって、Gondola 方向が振動していることがわかる。これは数値シミュレーションでも同様の結果が出ており、GAPS 実験の方向制御の精度要求を満たしているが、今後フィードバック制御器の再設計を行うことによって、さらに改善を目指していく予定である [4]。また、方向決定系については、単独で方向決定値の取得を行っており、今後 End-to-End 試験を行う予定であるが、大きな問題はないと考えている。

4 おわりに

本稿では、GAPS 気球実験のための Gondola 方向制御システムの開発状況について報告した。方向制御系/方向決定系、ソフトウェアともに準備が完了しているが、さらに改良の余地がある部分については対応を行い、来春の pGAPS 実験に備える予定である。

また、気球 Gondola を吊るした状態で方向決定系、方向制御系の End-to-End 試験を行うための門型クレーンの手配も完了している。今後、他の改良部分が完了次第、屋外で GPS 信号を受信しての End-to-End 試験についても試験を行う予定である。

References

- [1] 福家 英之 他: "宇宙線反粒子探索計画 GAPS のプロトタイプ気球実験計画", 大気球シンポジウム 平成 22 年度, 2010.
- [2] 福家 英之 他: "GAPS プロトタイプ気球実験計画の全体報告", 本シンポジウム抄録, 2011.
- [3] 坂東 信尚 他: "より戻しモータを用いた気球 Gondola の方向制御の一検討", 大気球シンポジウム 平成 22 年度, 2010.
- [4] 真鍋 舜治: "係数図法 制御系設計の理論と応用", <http://www.cityfujisawa.ne.jp/~manabe/>.