

pGAPS 気球実験における姿勢制御システムの概要と実験結果

坂東 信尚*, 福家 英之*, 荘司 泰弘*, P.v.Doetinchem**,
I.Mognet***, C.J.Hailey****, 中村史彦*****

* 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所
** UC Berkeley
*** UCLA
**** Columbia Univ.
***** 東海大

1 はじめに

本稿では、2012年6月に北海道大樹町で行われた pGAPS 気球実験の Gondra 方向制御システムの概要及び実験結果について報告する。pGAPS、GAPS 実験の概要は既に幾つかの論文で述べられているので、本稿では詳細を割愛する [1][2]。また、方向制御システムの概要についても既に [3][4] 等の論文で述べられているので、本稿では実際に飛翔した実験機体における方向制御システム、また制御パラメータの決定方法、実験結果などについて特に記述する。今回の気球実験で飛翔した pGAPS Gondra の概観を Figure 1(a) に示す。

2 方向制御システムの概要

2.1 全体構成

pGAPS Gondra の方向制御システムの構成を Figure 1(b) に示す。pGAPS 方向制御システムの目的は、GAPS 実験のプロトタイプモデルである本実験で方向制御システムの機能確認をすることであるが、本気球実験においても Gondra に設置された放熱板を太陽逆方向に方向制御することが求められている。その方向制御精度は目標方向に対して $\pm 5[\text{deg}]$ の精度が要求されている (Gondra は吊り下げ軸周りの 1 軸方向制御となる)。

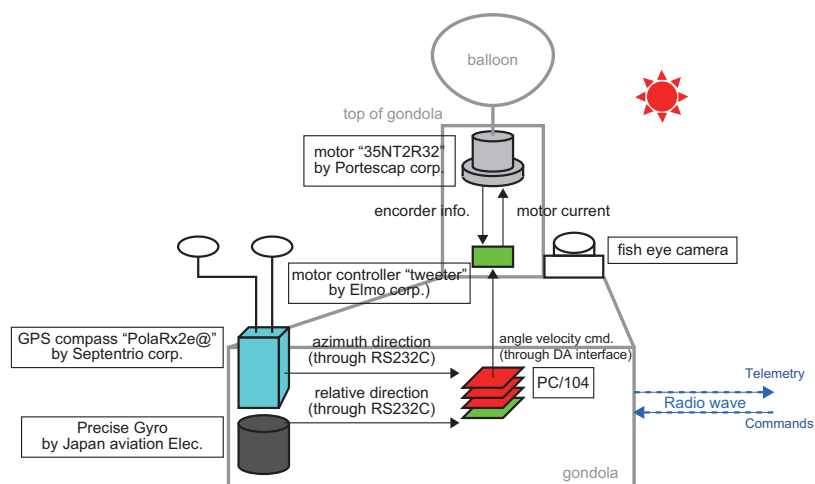
検出器が搭載された気球 Gondra は、Gondra を回転させるモータユニットを介して気球から吊り下げられる。Gondra の方位は GPS コンパス・FOG (Fiber Optical Gyro) を用いて決定され、同じく Gondra に搭載された機上搭載計算機 (PC/104+) によりモータ速度指令値が計算され、気球 Gondra の方向制御が行われる。

2.2 方向決定系の構成

pGAPS 実験ではもともと主系冗長系の GPS コンパスを搭載する予定であったが [4]、実験準備中から冗長系の GPS コンパスの感度が低かったため、冗長系の GPS コンパスを搭載せずに高精度な FOG を搭載することとした。また、pGAPS 気球実験では Gondra 上面からの太陽光入射を嫌い、Gondra 上面に太陽光反射板を取り付けたが、この反射板が GPS 信号をマスクしてしまったため、実際の飛翔実験では GPS コンパスにより方向を検出することはできず、FOG のみで Gondra の方向制御を行うことになった。その際、FOG だけでは気球 Gondra の絶対方位を検出することができないので、Gondra 上面に設置された魚眼レンズをつけたビデオカメラにより、太陽方位を検出し制御指令方向の決定を行った。

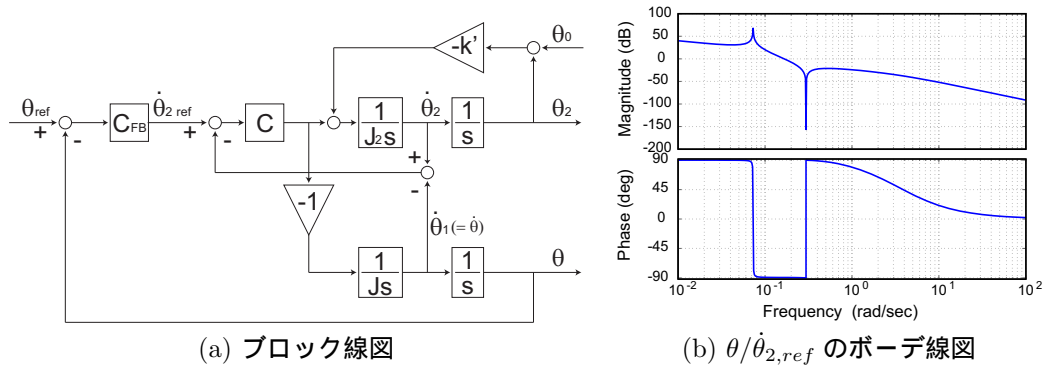


(a) 屋外での方向制御試験中の pGAPS Gondra



(b) システム構成

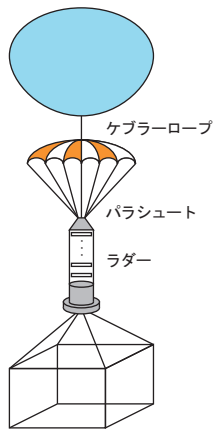
Figure 1: pGAPS 気球実験の方向制御システムの概観と構成



(a) ブロック線図

(b) $\theta/\theta_{2,ref}$ のボーデ線図

Figure 2: 方向制御システムのブロック線図とボーデ線図



(a) 実際の荷姿の模式図



(b) ゴンドラに錘を載せている様子



(c) クレーンによりゴンドラを吊るしている様子

Figure 3: 吊り紐パラメータ計測試験

3 方向制御システムの実験前検証

3.1 数値シミュレーションモデルの作成

pGAPS 実験で採用する方向制御システムの制御器設計および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た。本実験の方向制御ブロック線図は Figure 2(a) のように描くことができる [3]。また、吊り紐ねじれトルク係数がある値に仮定した場合の $\frac{\theta}{\theta_{2,ref}}$ の伝達関数のボーデ線図は Figure 2(b) のように描くことができる

ここで、プラントの伝達関数は既に文献 [4] に示す通りなのでここでは詳細を割愛するが、振動モードが存在するためフィードバック制御器 C_{FB} は以下のように、PD 制御器、ノッチフィルタ、位相進み補償器により構成することとした。ここで、 K_p : 比例ゲイン、 K_D : 微分ゲイン、 w_n : 振動周波数、 a_n, b_n : ノッチフィルタパラメータ、 K_{pl} : 位相進み補償器のゲイン、 α, T : 位相を進める周波数帯を示すパラメータをそれぞれ示す。

$$C_{PD} = K_P + s \cdot K_D \quad (1)$$

$$C_{notch} = \frac{s^2 + 2 \cdot a_n \cdot w_n s + w_n^2}{s^2 + 2 \cdot b_n \cdot w_n s + w_n^2} \quad (2)$$

$$C_{PhaseLead} = K_{pl} \frac{T \cdot s + 1}{\alpha \cdot T s + 1} \quad (3)$$

$$C_{FB} = C_{PD} \cdot C_{notch} \cdot C_{PhaseLead} \quad (4)$$

3.2 ダイナミクスパラメータの測定

気球ゴンドラのプラントには振動モードが存在するため、ノッチフィルタを用いてフィードバック制御器を構成することとしたが、ノッチフィルタは除去したい振動モードの振動周波数が必要となる。この振動周波数は基本的に Figure 2(a) にあるパラメータにより計算することができるが、吊り紐のねじれトルク係数だけは簡単に求めることができない。そこで、Figure 3 に示すように実際にクレーンを用いて気球ゴンドラを吊るして、ねじれトルク係数を計測することとした。また、吊り紐のねじれトルク係数は吊り紐の張力により変化すると考えられるので、実

Table 1: 測定されたねじれトルク係数

	回転周期	推定されるねじれトルク係数
ラダー (22m)	22 ~ 25(s)	6.1 ~ 7.9[Nm/rad]
ラダー (4m)	15 ~ 16(s)	15 ~ 17[Nm/rad]
パラシュート (28m)	32 ~ 35(s)	3.1 ~ 3.7[Nm/rad]
ケブラーロープ (1.5m)	80 ~ 90(s)	0.47 ~ 0.60[Nm/rad]
ラダー (4m) + パラシュート + ケブラーロープ	45 ~ 70(s)	0.78 ~ 1.90[Nm/rad]



(a) 屋外での End-to-End 試験



(b) 屋内での挙動確認試験



Figure 5: 魚眼レンズをつけたビデオカメラで撮像された太陽方向の様子

Figure 4: 屋外での End-to-End 試験と屋内での挙動確認試験の様子

際の pGAPS ゴンドラとほぼ同等の重量分の錘 (400kg の錘を合わせて 527kg) を載せて、ねじれトルク係数の計測を行った。測定された吊り紐のねじれトルク係数を Table1 に示す。

また、計測に使用するクレーンの揚程の高さから全ての荷姿を吊り下げた測定試験は出来ないため、実際に使用する 22m のラダーに加え 4m のラダーを用意し、それぞれ単体の測定を行い、荷姿全体を組み合わせた吊り紐のねじれトルク係数測定には 4m のラダーを用いた。

3.3 フィードバック制御器の設計

フィードバック制御器で使用するノッチフィルタは振動モードの振動周波数を使用するが、振動周波数はゴンドラの吊り紐のねじれトルク係数に依るところが大きく、またこのねじれ係数は温度により大きく値が変わることが予想される。一方、pGAPS 実験は日米共同実験であり、方向制御システムの開発を行う日本チームのソフトウェアをアメリカチームに引き渡し、アメリカチームで開発している pGAPS システムに telemetry/command を含めて移植する必要がある。そのため、方向制御システムのソフトウェアは移植後のデバッグを考慮し、なるべくシンプルな構成にすることが求められていた。

以上のような背景から、pGAPS の方向制御システムは文献 [4] で書いているように、command によりフィードバック制御器を切り替えるように設計を行った。また、前節で述べたねじれトルク係数の計測から、ゴンドラの荷姿全体としてはそれぞれのねじれトルク係数を合成したものが予想され、さらに上空で低温となることから、ねじれトルク係数は計測値よりも大きくなることが予想される。そのため、それぞれの制御器は吊り紐のねじれトルク係数 k' が 0.4 ~ 4.0 まで変化しても方向制御が破綻しないようなパラメータを設計した。

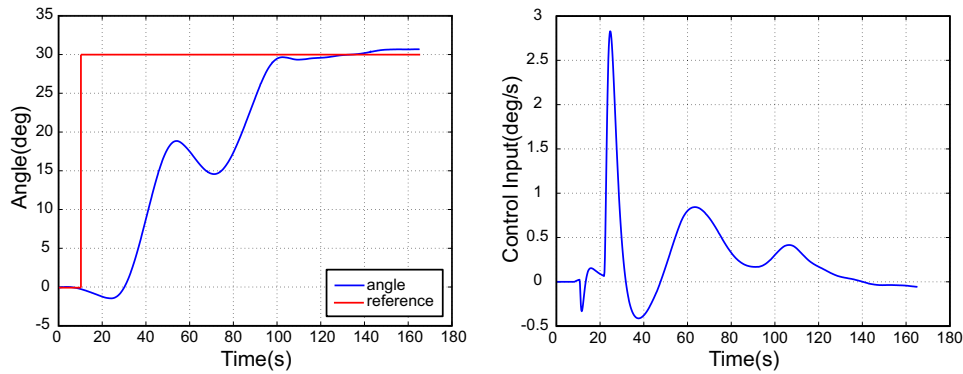
3.4 屋外での End-to-End 試験

上述してきた制御器設計・ソフトウェアの移植後に、大樹航空宇宙実験場で実際の pGAPS システムにより方向制御の試験を行った。この際、方向決定系に GPS コンパスを使うことから屋外で試験を行う必要があったが、地上風によりゴンドラが振れてしまうこと、またゴンドラ電源のケーブルによりゴンドラの挙動が乱されてしまうことから、ゴンドラの挙動を確認するのではなく、フィードバック制御器の制御誤差に対する制御入力極性により屋外の End-to-End 試験を行った。屋外での End-to-End 試験の様子を Figure4(a) に示す。

また、実際に搭載されたフィードバック制御器でゴンドラがどのような挙動を示すかは、Figure4(b) のように屋内で錘を使った試験により確認を行った。この際、方向決定系には GPS コンパスを使用することができないことから、本稿の 2.2 節で述べた FOG により相対方向を検知し、姿勢変更の挙動を検証した。地上での方向制御挙動試験の結果を Figure6 に示す。

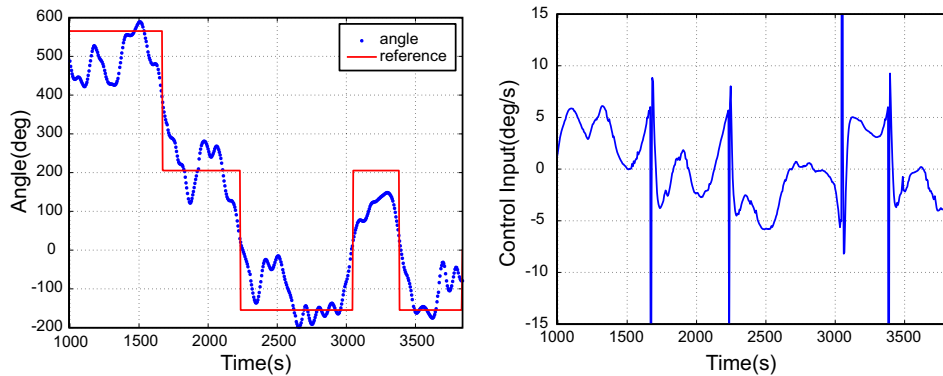
4 方向制御の実験結果

pGAPS の飛翔実験では、レベルフライトに入った後にモータが動かなくなり、残念ながらゴンドラの方向制御の検証を行うことができなくなってしまった。本稿では、気球がレベルフライトに入る前のブーメラン飛翔中に方向制御を試験した結果があるので、その結果を示す。また、Figure5 に魚眼レンズをつけたビデオカメラで太陽方



(a) ゴンドラ方向の時系列 (b) モータへの指令角速度の時系列

Figure 6: 地上試験におけるゴンドラ方向制御の実験結果



(a) ゴンドラ方向の時系列 (b) モータへの指令角速度の時系列

Figure 7: レベルフライト前のゴンドラ方向制御の実験結果

向を撮像した様子を示す。これにより、太陽方向を検知し放熱板を反太陽方向に向ける指令値を選択するように地上からコマンドを送った。

Figure 7(a) にゴンドラ方向の時系列、(b) にモータへの指令角速度の時系列をそれぞれ示す。先に述べたように、pGAPS 実験では GPS コンパスを使用することができなくなってしまったので、角度データは FOG から得られたものであり、絶対方位を表すものではない。また、レベルフライト前は気圧が薄くないことから気球が風により回転させられてしまうため、方向制御システムには多大な外乱が加わってしまう。したがって、角度が収束した後も外乱により挙動が乱れてしまうことがわかる。一方、ゴンドラ方向とモータへの指令角速度を比較することによって、方向制御の角度誤差によりモータへの指令値が変化しており、方向制御がうまく働いていることがわかる。

5 おわりに

pGAPS 気球実験では、残念ながら高高度での方向制御システムの検証を行うことができなかった。しかし、地上試験・上昇中の方向制御試験により、幾つかの機能を確認することができた。レベルフライト中にモータが動かなくなった原因としてはオペレーションミスによって過大なトルク負荷をモータに与えてしまいモータを損傷させてしまったことを有力視しているが、今後詳細に原因究明を行い、万全の準備を経て GAPS 実験に望みたい。

本研究開発は pGAPS 以外の気球実験にも応用できるものである。ISAS 大気球実験室では気球ゴンドラの方向制御システムに関する汎用的なガイドライン作りを計画しており、本研究開発との連携を深めていきたい。また、本実験においては、大気球実験室の皆様にも多大なサポートをいただき、飛翔実験を成功させることができました。ここに感謝申し上げます。

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", 大気球シンポジウム 平成 23 年度, 2011.
- [3] 坂東 信尚 他: "より戻しモータを用いた気球ゴンドラ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] 坂東 信尚 他: "GAPS 気球実験のためのゴンドラ方向制御システムの開発", 大気球シンポジウム 平成 23 年度, 2011.