

超小型気球をキャリアとする

緩やかな着陸点誘導型ペイロードシステムの検討および開発

河野 紘基¹, 枝本 雅史², 平塚 丘将³, 山本 真行⁴

¹ 高知工科大学大学院, ² 九州大学大学院, ³ 高知工科大学システム工学群, ⁴ 高知工科大学

1. 目的および背景

JAXA ではこれまで、大型気球を浮揚キャリアとする大気球実験が盛んに行われてきた。これらの大気球実験はロケットや人工衛星等を用いる他の宇宙実験より格段に安価に実施が可能であり、かつペイロードを回収可能なことから萌芽の研究におけるデータ収集やサンプル・リターン解析などの実験に向いている。しかし、比較的安価とはいえ、単一の大学研究室規模で行う場合には負担が大きい側面がある。またピギー実験という性質上、多くの実験を共同で行えるメリットがある反面で実験計画の策定には多くの共同実験者との緊密な連携が必要となり、また天候の状況によってはさらに共通の実験実施条件を得ることが難しい場合が考えられる。

気球のユーザー側に視点を移すと、ユーザーは低コストおよび低リソースでの実験を高頻度で行いたいという需要があると考えられる。比較的大規模な装置やシステムを必要とする実験においては、上述の高信頼性・搭載能力を有す大気球に依然として大きなニーズが存在するが、比較的コンパクトに構成できる装置を用いる場合には実験規模にフィットした、より小型の実験システムが活用可能と考える。これらの需要を満たすべく、本研究では超小型気球をキャリアとして用いる回収型気球システムについて提案を行う。

具体的に本研究で定義する超小型気球とは、ペイロード質量を 5 kg 程度以下とし、かつキャリアに気象観測気球を用いるものである。「重いものをより高く」という発想ではなく、「軽いものを手軽かつ高効率で運用する」ということを意図したものである。ペイロード質量 5 kg とは、単独の気象観測気球で安定的に浮揚可能なペイロード質量の上限として提案するが、必ずしもこの限りではなく、安全上より軽量であるほうが望ま

しい。しかし、近年の大学小型衛星等の現状に鑑みると CubeSat と同等クラスの機器は搭載可能と考えることもできる。

本発表では、これまでに行ってきた超小型気球における実験システムの総合的な開発に加え、現在検討および開発を進めている「緩やかな着陸点誘導型ペイロードシステム」について発表する。

2. 超小型気球運用システムの開発経緯

高知工科大学では、これまでに小規模ながらも気象観測気球をキャリアとする超小型気球運用システムについて開発を行ってきた。開発当初は係留気球実験を通して基礎からのノウハウ蓄積を行ってきたが、昨年の 8 月には独自の気球運用システムを構築し、このシステム実証のために国内気球関連団体の協力のもと相乗り放球を行った¹⁾。結果としては、開発した気球側組込みシステム及び地上局ソフトウェアに多重バグが発生し、限定的な機能のみでの運用となったが、ペイロードのパラシュート降下フェーズにおいて追跡に支障のないレベルにシステムが復旧し、結果的に開発システムを用いて回収地点の特定及び回収に成功した(図 1)。後の解析により、多重発生したバグはソフトウェアの初歩的な構築ミスと GPS モジュールの予期せぬ高度制限に起因することが判明した。この実験を通して基礎的なノウハウの蓄積を行えたほか、開発機器の方向性に一定の妥当性を見出すことができた。

昨年の気球実験においては、放球前に上空の風速モデルを用いたシミュレータ²⁾を用いて、事前に飛行経路を予測した。放球直前段階では、なるべくシミュレーションに用いたパラメータ(上昇・下降速度)に近づけるため慎重な浮力の調整作業が行われた。これらの調整が奏功し、実際のペイロード着地点は予測着地点に

対して半径約 5 km の範囲内に収めることができたが、この値は天候状況に大きく左右される上、人口密集地では半径 5 km という誤差でも安全性確保の上では大きな問題となる。「無誘導ペイロードと洋上回収」に運用を限定してしまえば、安全確保に対する労力を大幅に削減することができるが、運用効率の向上にはつながらず、また万一気球が陸上に向かった場合、無誘導ペイロードでは対策する術がない。そこで技術的に解決可能と考えられる課題に対して積極的に検討を行った結果、緩やかな着陸点誘導機能を有するペイロードシステムの着想に至った。概念設計およびデバイス選定に用いる基礎的な飛行および環境試験は平成 26 年度にブレッドボードモデルを構築して行われたが³⁾、本発表ではさらに放球を意識した具体設計(エンジニアリングモデル)の詳細について紹介する。



図 1 相乗り放球によるテレメトリー実証試験を行ったペイロード (オレンジ色の筐体)

3. 緩やかな着陸点誘導型ペイロードシステム

本システムは従来の超小型気球(気象観測気球)のペイロードに対して一定の落下制御性を持たせたシステムである。最も大きな特徴は従来減速装置のみに用いられていたパラシュートを滑空可能な小型のパラフォイルに置き換えた点である。このシステムでは前部にエアインテークを持ち、空気の流入によって翼形を形成するラムエア型パラフォイルを用いる。大気密度の小さい高高度ではラムエア型パラフォイルよりも、気体を密封した密閉型パラフォイルのほうが翼型を保つ上で有利であるが、入手性やそもそも高高度における制御を目指さないことからラムエア型パラフォイルで十分であると判断した。このパラフォイルは本体と機体を結ぶ吊り下げ索とパラフォイル左右後端を引き下げる役目を持つ二組の制御索によって本体と結合

され、このうち制御索を制御することで地面に対して水平面内において機首方位角を変更することが可能になる。厳密には滑空機においては横滑りが発生するため、必ずしも機首方位角を合わせる動作のみで正確に目標地点にたどり着けるわけではないが、従来のパラシュートでは不可能であった進路方向の制御を格段に行い易くなると考える。

次に現在検討及び要素技術開発中のペイロードシステムについて紹介する。本ペイロードシステムは全質量を 2 kg 程度以下とする円筒形の本体部と翼スパン 2 m の小型パラフォイルから構成される(図 2)。円筒形の本体には MCU (Main Control Unit) (図 3)、バッテリー及び電源回路、テレメトリー、緊急時パラシュート放出機構が装備されており、低温および衝撃から搭載機器を保護するために周囲を発泡スチロール製の円筒で覆っている(図 4)。通信方式にはアマチュア無線 430 MHz 帯を使用しており、AX.25 形式 1200 bps で通信を行う自作の小型モジュールを搭載する(図 5)。送信は市販のアマチュア無線機を利用し出力は 300 mW である。



図 5 AFSK モデムモジュール

一方パラフォイルは展開方式を採用せず、本体間とカーボンパイプおよびボールジョイントからなる軽量のロッドで接続され、初めから展開された状態で放球する設計とした。このロッドによって本体とパラフォイル間の距離が一定に保たれるため、外乱によって本体とパラフォイルが絡まる事態を防止することができる。またパラフォイル長手方向にもカーボンロッドが縫い付けられており、翼端の折れ曲がり・崩れを防止する。これらの設計により、パラフォイルが失速状態もしくは外乱を受けた場合にも適切な翼型を保つ事ができるので、これまでパラフォイルを使用する際に懸念のあった、展開不良や失速時の翼形維持および回復を考慮する必要が無い。また機体後方の円筒形ポッド内

には緊急時および着陸時の衝撃緩和のための予備パラシュートを内蔵している。このパラシュートは半球状で円弧の長さは 91.5 cm であり、単独で約 1.5 kg のペイロードを約 6.1 m/s で降下させる性能を持つ。実際には、パラフォイルと併用して降下させるため、より緩やかな速度で降下させることが可能と考えられる。パラシュート開放機構には空圧ピストン方式を採用した。内蔵の小型 CO₂ ガスボンベに接続されたバルブ開放サーボが MCU のコマンドを受けて回転し、圧縮ガスを導通路に送り込むとガス圧によりカーボンパイプ内の樹脂ピストンが円筒内のパラシュート底板を押し出すことでパラシュートを解放する。気球と本体を結ぶ吊り下げ紐の切り離しには、RC サーボモータを使用する回転式切り離し機構とした。熱線式の場合、吊り下げ紐のテンションがない場合に溶断部分の固着等により切断不良が生じるおそれがあるが、この切り離し機構では、回転部分の周囲に切り離し動作を補助するガイドを設けており紐にテンションがない場合でも切り離しがスムーズに行われるように配慮した。

4. 制御手法の検討

本システムでは、左右の制御索（ブレイクコード）を独立した 2 つの RC サーボによって引き下げ機首方位

表 1 運用シーケンス

放球前日まで	航行予測ツールに基づく着地域（広域）検討と複数の着地点座標（半径 500 m 程度）のプリセット
放球	電源投入・周波数調整、9 軸統合姿勢センサーのキャリブレーション、気球と本体の締結
上昇中	テレメトリー信号送出的み
目標高度到達もしくは気球の破裂	垂直降下モードに制御索を設定、気球切り離し機構作動
降下（対流圏界面以上）	垂直降下モード
降下（高度 5 km 以下）	滑空モードへ移行。PI 制御による目標機首方位角制御を開始
目標点直上（対地高度 100 m 以下）	着陸時衝撃緩和のため予備パラシュートを放出
着陸	低電力モードに移行

角の制御を行う。気球の運用シーケンスを表 1 に示す。

まず、放球直前の予測航路から得られた情報を元に落下が予測される地点を中心とする広域から安全かつ平坦な場所を複数点ピックアップし、内蔵 SD カードにプリセットとして座標及び標高を記録しておく（図 6）。



図 6 飛行経路予測に基づいた着地点候補選出のイメージ図

放球し上昇する間は制御が行えないため風まかせとなるが、目標高度到達もしくは気球の破裂を検知すると制御モードに移行する。対流圏界面以上の高高度では大気が希薄であり、かつ気流が強い領域があるので制御は行わず、制御索を大きく引き垂直落下モード（準失速状態）に設定する。この時パラフォイルはパラシュートと同等の働きをする。気流が弱まる高度 5 km 程度で徐々に迎え角を調整し、滑空モードに移行する。この時点で内蔵の 9DOF 統合姿勢ユニットと GPS による計測値、プリセット座標の情報を元に着陸地点への制御を開始する。本システムでは推進力を持たないので、直前の滑空比の記録から目標点到達に必要な滑空距離を満たさない場合には代替着陸点への変更を行う。着陸点選定後も、すべての座標において演算を継続し、突発的な風等によってパラメータが変わった場合にも対応できるようにする。最も到達可能性が高い着陸点が決定されると MCU は目標地点との方位角と統合姿勢ユニットによって得られた機首方位角の偏差を縮めるように制御索の引き下げ動作を行う。この制御には PI 制御を用いる。これらの一連の動作により目標着陸点への動力を用いない緩やかな誘導を実現する。

5. 実験計画

本システムは平成 27 年 11 月 2 日時点で実部品の作製および本体部の組み立てを終え、エンジニアリングモデルとしての機体製作を完了した。現在は、MCU お

よび電装品のソフトウェア、電気回路設計を行っている。エンジニアリングモデルの基本飛行特性および制御性能を確認するために平成 27 年度内に地上からの遠隔操作機能を実装した機体（ラジコン機）を高度 200 m 以下の低高度係留気球を用いて行う予定である。自律制御機能の実装に関しては段階的な課題解決を要することが想定されるため現段階では詳細な計画には盛り込んでいない。また将来的に、これらのシステムが完成した暁には、実際の放球実験を通じた実証実験を行いたい。多くの新規要素を含む実験的な取り組みとなることから関係省庁との調整や情報の周知などによって理解を得る必要性があり、比較的広域の安全が確保される領域での実験実施が好ましい。

6. おわりに

平成 24 年に開始した高知工科大学における超小型気球の活用に向けた技術開発の取り組みは、始まったばかりであるが、近年の MEMS（Micro Electro Mechanical Systems）技術による各種センサーの小型

化や CAM 設備の普及によって比較的予算、低リソースでのアイデアの具現化が可能となりつつある。本発表で提案するテーマは技術・法規面でクリアすべき課題を多く含んではいるが、本テーマは今後の小型気球実験の活用分野拡大にとって必要なキーテクノロジーの一つであり、本シンポジウムを通して多くの方々のご助言とご協力をいただければ幸いである。

引用文献

- 1) H. Kono, et al, Development of a Mobile Operational System for High-Altitude Balloons Evaluated by a Collaborative Flight Experiment, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015
- 2) habhub, CUSF Landing Predictor, <http://habhub.org/>, 2015/11/01 閲覧.
- 3) 枝本 雅史, パラfoilを用いた小型飛行体自律誘導システムの基礎開発, 平成 26 年度高知工科大学卒業論文, 2015

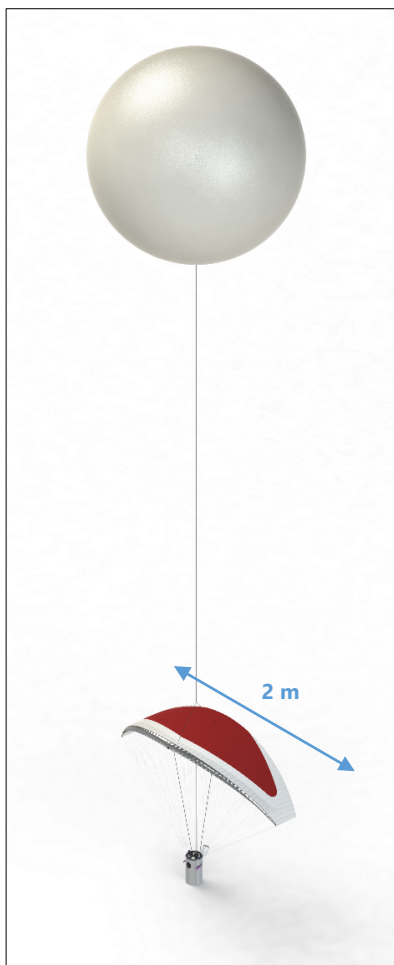


図 2 全体外観のイメージ

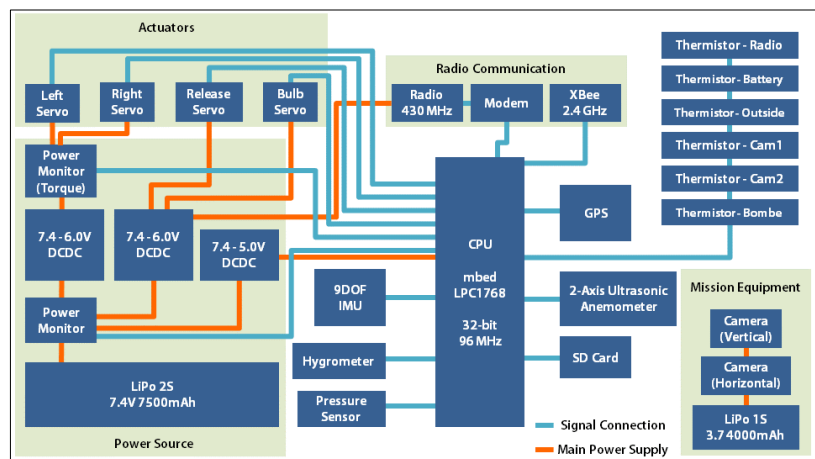


図 3 ペイロードブロック図

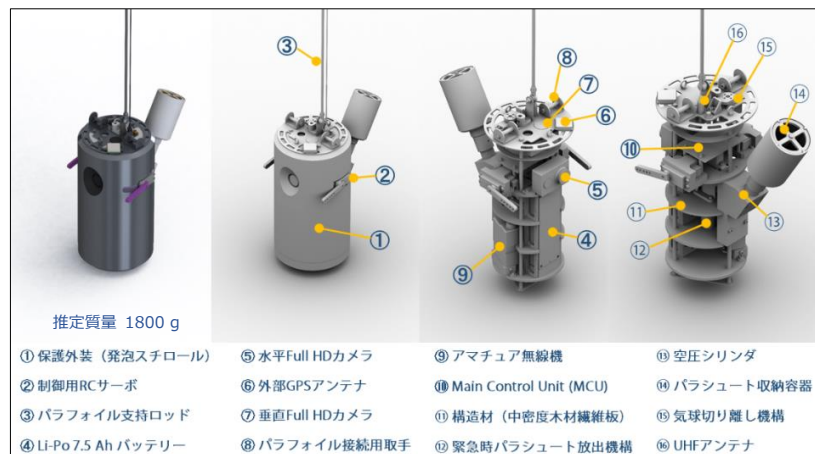


図 4 ペイロードエンジニアリングモデルのイメージ