

超小型気球のための

準着陸誘導型ペイロードシステムの開発と検討

平塚 丘将¹, 河野 紘基², 山本 真行³¹高知工科大学大学院工学研究科基盤工学専攻, ²気球 Project, ³高知工科大学システム工学群

1. 背景及び目的

高層大気中における「その場観測」の手法として特殊高高度航空機や観測ロケット、成層圏気球等が挙げられる。この内、成層圏気球は、比較的構造が簡素であり、実験コストや搭載装置の物理的制約が少なく、化学反応エネルギーによる推進力を用いないことで周囲の大気に攪拌を起こさないという特長を持つ。このため、50 km の高高度域までの科学観測において大変有利な手法である。特に 2000 年ごろから、従来気象観測業務に利用されていた小型観測気球を、様々な高高度観測および実験に応用する事例が海外で頻繁に見受けられるようになった。小規模・低価格で実験の実施が可能な気象観測気球を用いる実験は、MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) を用いた超小型センサー技術および 3D プリンター等のラピッドプロトタイプ技術の発展により高度化が進み、様々な科学観測に応用される一因となっている。このような傾向により、単一の大学研究室レベルの軽量・小型な搭載装置を利用する場面においては、超小型気球は成層圏界面付近までの科学観測を行う有用な手段であると言える。しかし、国内の超小型気球実験は海外

と比較して普及が進んでいない。これは、主に地理的な制約により、搭載装置の回収と運用時の安全確保が小規模プロジェクトでは困難となるためである。そのため、超小型気球を定常的な気象観測以外の広汎な科学観測・実験用途に供するための技術開発研究および実証実験は盛んには行われていない。

当研究室では、上述の課題を克服する小型観測機器搭載可能な超小型気球の運用システムとして、「超小型気球のための準着陸誘導型ペイロードシステム」の構築を目的としている。

2. 現在までのシステム開発と飛行実験

高知工科大学では、超小型気球のためのパラフォイルを装備した滑空及び進行方向の制御が可能なペイロード開発に取り組んできた。2014 年 10 月から 2015 年 2 月までに通常の放球実験によるノウハウの取得および基礎開発 (BBM 構築) の位置づけとした屋内飛行試験でのパラフォイルの基本特性 (滑空比) の確認、制御アルゴリズムの検討を行った。そして 2016 年の 2 月までに EM 機体「MILVUS ALPHA」の製作と風洞試験、

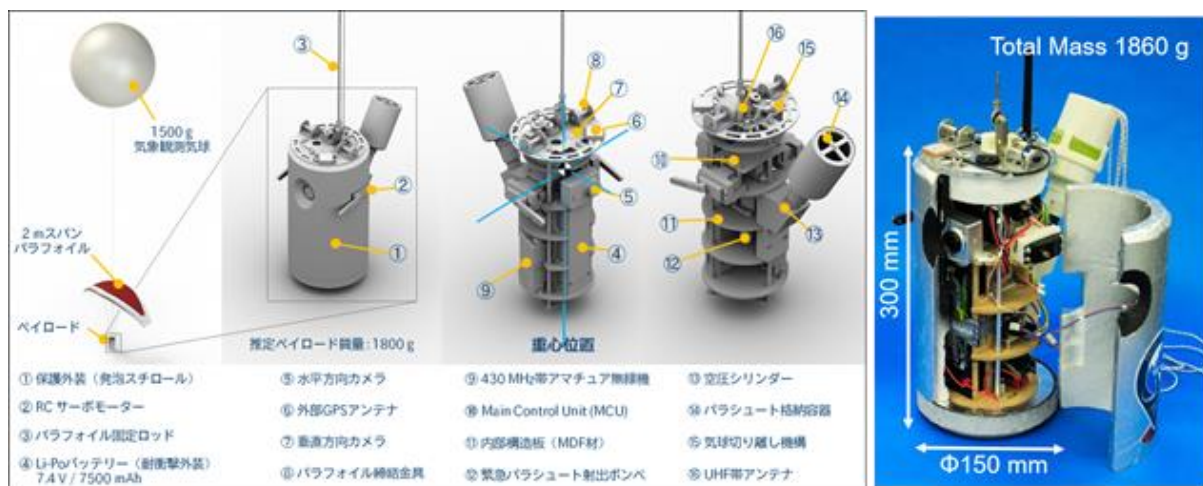


図 1 EM 機体「MILVUS ALPHA」の概要



図 2 低高度飛行試験の様子

及び低高度（30 m 程度）飛行試験を実施した。

低高度飛行試験に用いた機体は、気球からの切り離しの確実性を高めるためサーボモータを用いた機械的分離機構を採用し、横風や失速起因による復帰不可能な翼型の崩壊やパラフォイル接続索の絡まりを防止するためパラフォイルの翼面長手方向・中心短手方向・パラフォイル-機体間の3か所に一定の自由度を持つ補強用梁を設けた。機体形状は、滑空時の空気抵抗軽減と搭載装置の追加を容易にする円筒型レイヤー構造とし、非常用パラシュート放出機構等の実際の放球運用及びトラブル時のフェイルセーフを想定した機能を実装した。完成後の本体質量は1860 gとなった（図1）。この機体を用いた低高度飛行試験では、左右の制御用ブレークコードの把持位置を変更しながら高度30 m程度から計6回投下した（図2）。1・2回目は機体損傷無しで正常にロギング成功、3回目は最速距離（50 m程度）で直進滑空したが、着地時に滑空の前進速度が大きく、前転運動で補強用梁が破断した。4回目は補強用梁なしで行ったところ、投下後にパラフォイルが振動、失速に陥り墜落した。5回目飛行では照明灯金属ポールに衝突、本体に不可逆な損傷を与えた。6回目は5回目同様落下・衝突し、電装部が故障したためこの時点で実験を終了した。この試験を通して、EM機体の設計妥当性を確認し、映像からの推定値として平均滑空比3以上、旋回半径15 m程度という簡易な制御パラメータを獲得することが出来た。一方で、高度の不足によりデータ取得がごく短期間にとどまった事、着地時の衝撃対策、制御量などの詳細な制御パラメータ取得のための追加機能の必要性などの課題が残った。[1]

3. 新型機体「MILVUS Stratocaster」の開発

これまでのBBM, EM機体による実験を通して、数々の知見

と課題を獲得してきた。そこで、2016年4月から新型機体「MILVUS Stratocaster」開発に着手してきた。新型機体では、これまでの課題の解決に加えて、超小型気球での実運用が可能な機体を製作するという方針を定めた。運用を行うにあたり、開発で考慮すべき点として、

- a) 気球ペイロードとしての設計基準
- b) 冗長性の確保
- c) 安全対策

の3点に注目した。

まず、気球ペイロードの設計基準としてICAO（国際民間航空機関）の国際民間航空条約第2付属書の無人自由気球の項[2]における軽気球を目標とした。分類が重気球になる場合、トランスポンダの搭載義務や天候による放球の制限など、運用・開発に過大な負荷が発生するため、小規模プロジェクトでの運用という目的に適合しないと判断した。項内の分類基準によると、懸架するロープの最大懸架強度230 N以下で荷重重量が2 kg未満であれば確実に軽気球に分類されることから、目標設計数値として機体総重量を2 kg未満を設定した。この点から、軽量化と機体堅牢性強化のために部材はCFRP（カーボン繊維強化プラスチック）を中心に、3Dプリンター製部品、外装は保温と衝撃緩和を兼ねたCNC切削加工による発泡スチロール分割材で構成する設計とした（図3）。

次に、運用上重要な要素であるテレメトリ通信機能と制御CPUに冗長性を持たせる設計を行った。テレメトリ通信で使用するのは過去の放球実験で実績を持つ430 MHz帯アマチュア無線通信機に加え、低消費電力で比較的大容量通信かつ運用に十分な通信距離の長距離伝送が可能な920 MHz帯無線通信モジュールを採用した。CPUは制御演算とログ記録用のRaspberry Pi Zero およびセンサーや外部モジュールと送受信するデータのコントロールを行うマイコンの2つを使用し、互いに動作状況をチェックするウォッチドッグを実行させることで、運用中のソフトウェア的障害に対応可能な構成にした。

さらに、安全対策として、従来の非常用パラシュート放出機構を引き続き採用し、新たにサーボモータに連動して解放する展開脚機構を機体から4方向に配置した（図4）。この展開脚により、ハードランディングによる大きな回転運動を抑制し、周囲や機体、バッテリーへの被害を予防する。起動のタイミング

は、底部にレーザー高度計 (LiDAR) を搭載することで対地高度を計測し、任意の地形で着陸前タイミングを判定可能とした。EM 機体による低高度飛行試験では、金属ポールへ衝突した機体へのダメージは、レイヤー構造を支えるアルミ柱より内部には直接届いていなかったため、バッテリー部にはサスペンションを追加し、中央側へ寄せることでバッテリー部へのダメージを極力回避する構造とした。さらに、低温環境に起因する電力供給の途絶によるクリティカルな機能喪失を防止するため、バッテリーケースには抵抗式の PCB ヒーターを内蔵した。

フォーカスした3点以外にも、今後の開発及び運用時のメンテナンス性・拡張性を向上させるため、フライトコントローラやバッテリーなどの頻繁な取り外しが行われる場所はスライド脱着式構造とした。制御を行うフライトコントローラはモジュール化し、各種 CPU、GNSS モジュール、9 軸センサー、温湿度気圧センサー、920MHz 無線通信モジュール、各部供給用電源回路、電力計を内蔵して外部との接続をコネクタに集約することで、内部構成の仕様変更や外部機器の拡張性を確保した (図5)。

低高度飛行試験での課題であった詳細な制御パラメータ取得については、制御時の周辺環境を計測するために底部に機体水平方向 2 軸の超音波風速計を搭載した。映像については、EM 機体による低高度飛行試験時と同様に、機体の状況の変化を記録するために機体進行方向と上方に向けたカメラ (アクションカム) を搭載するとともに、高高度飛行時の進行方向の確認用に 5 GHz の映像送信機を搭載することで飛行時の進行方向の状況をリアルタイムで確認可能にし、初回運用までの動作チェックを行う。

4. 今後の実験計画

現在、新型機体試作機のフレームが完成し、質量は 1213 g (バッテリー・電装・保温外装無し) となっている。新規に追加した展開脚機構は 3D プリンターの寸法誤差と機構のバネの種類に修正点があるため、CAD データの再調整とバネの再選定をしていく。また、次回の試験に向けて発泡スチロールの外装の製

作を行う予定である。電装側は、現在までに要素の単独動作テスト、低温低圧環境下の動作確認による部品の選定、フライトコントローラとその周辺の回路設計が完了し、今年末までにパターン設計、動作確認へと移行していく。

今後の実験計画は、2018 年 3 月までに長期間の飛行時のデータ取得と新型機体の動作確認を目的として、ドローンを用いて 100 m 程度上空から投下する飛行試験を直近の目標としている。この実験までに、低高度飛行実験と同等の機能実装を行う予定である。

将来的には、地上局と web アプリケーションとの連携を行い、超小型気球を用いた安全で効率の良い小規模高高度観測システムの構築をしていく。

当研究室では、2017 年 10 月にスウェーデン学生チームと共同の BEXUS 大気球実験を実施した。同実験で用いた将来の火星探査を想定した小型インフラサウンドマイクの性能試験や、中間圏で発生するスプライト現象の観測用小型ループアンテナの搭載など、現状規模であれば提案システムにおいて更に低価格・高効率な実験が高頻度に行うことができる可能性のある研究候補が幾つか存在する。このことから、提案システムが完成することで高高度域の観測において一定の需要があると推測し、今後も積極的な活動を行う所存である。一方で、多くの新規要素が盛り込まれた実験的取り組みであることから研究室単独の活動では限界があるため、引き続き開発とプロジェクトの周知を行っていくことで関係する方面や省庁の方々の理解や協力を得て、今後必要な実験の安全な実現を図っていきたい。

参考文献

- [1] 平塚 丘将, 河野 紘基, 山本 真行, 超小型気球の回収に最適化された制御降下式ペイロードシステムの開発と飛行試験結果の評価, JAXA-RR, 2017.
- [2] International Civil Aviation Organization (ICAO), "Convention on International Civil Aviation Annex 2 Appendix 4. Unmanned free balloons", ICAO UNITING AVIATION Document archive, 2005.



図 3 新型機体「MILVUS Stratocaster」外観とスケール

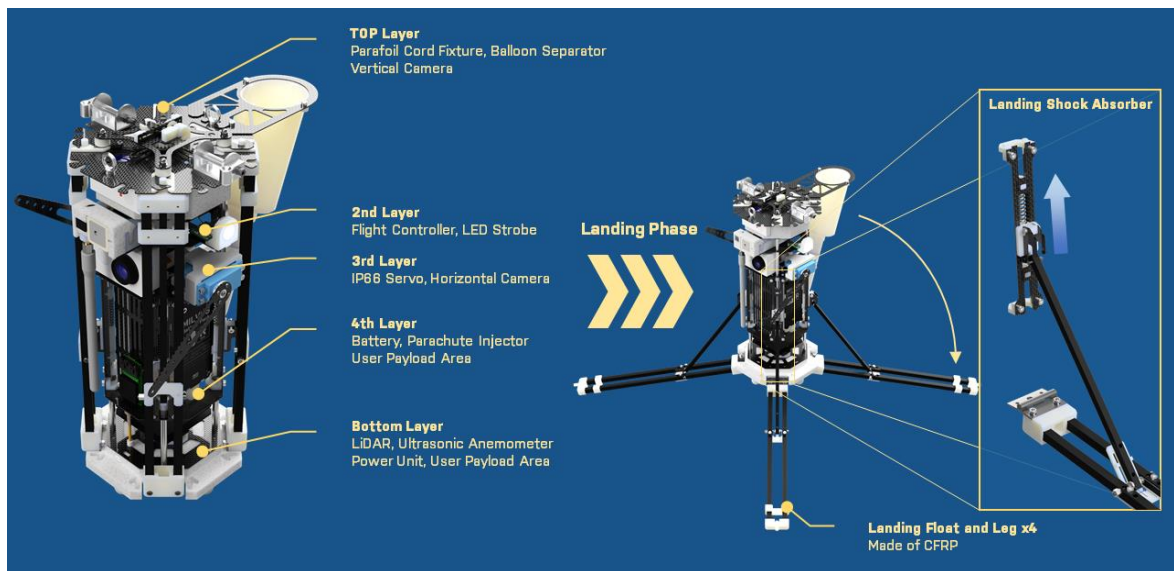


図 4 機体内部構造と展開脚機構

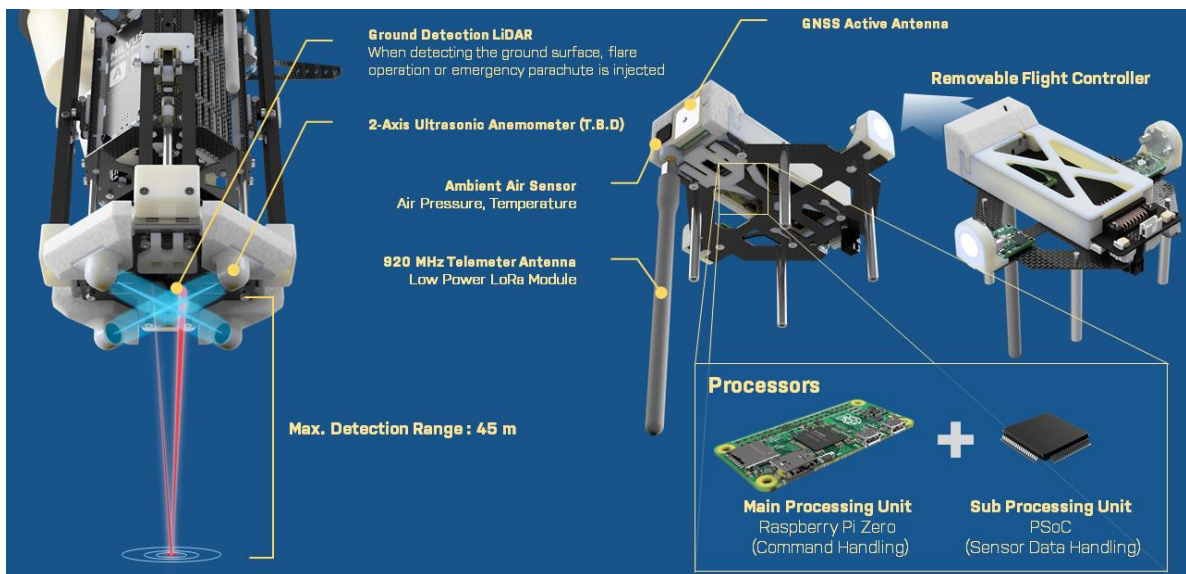


図 5 フライトコントローラの外観と搭載方法