

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

平塚 丘将^{*1}, 河野 紘基^{*1}, 山本 真行^{*1}

Development and evaluation flight test results of a controlled-descent type payload system optimized for the recovery from a very small balloon

By

Takamasa Hiratsuka^{*1}, Hiroki Kono^{*1}, Masa-yuki Yamamoto^{*1}

ABSTRACT

In order to solve some difficulties on the balloon recovery system with a conventional parachute, a recovery system with a parafoil for the controlled-descent was designed and basic on-board system was developed for the real flight operation in near future. Simulating flights from small balloons, six flight tests from an aerial vehicle were carried out to evaluate its capability of the trajectory control and to measure its short term gliding ratio. Through the series of the tests, the system was validated and the averaged short term gliding ratio for about 5 s was measured to be larger than 3.

概要

従来型パラシュートを用いて回収を行う超小型気球回収システムの問題点解決のため、滑空可能なパラフォイルを用い制御降下式ペイロードによる回収システムを設計し、近い将来の実飛行運用を目指した搭載システムの基礎開発を行った。実際の小型気球からの放球・制御着陸運用を模擬して高所作業車からの6回の投下実験を行い、旋回制御能力を評価し短期間の滑空比を測定した。一連の評価試験によって、構築ペイロードモデルに一定の設計妥当性が認められ、約5秒間の短期間平均の滑空比として3以上の実験値を計測した。

1. はじめに

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、高高度気球等がある。このうち高高度気球は他の手段に比べて、簡素な構造で実現でき、実験コストや搭載装置の物理的制約が少ない、化学反応エネルギーによる推進力を用いず周囲の大気に攪拌を起こさないなどの特長を持ち、高高度域の科学観測において大変有利な手法である。特に、2000年代ごろから、従来気象観測業務に用いられてきた小型の観測気球を高高度気球のような実験に応用する事例 [1] が海外で頻繁に見受けられるようになった。

doi: 10.20637/JAXA-RR-16-008/0005

^{*} 平成 28 年 11 月 28 日受付 (Received November 28, 2016)

^{*1} 高知工科大学 (Kochi University of Technology)

気象観測気球は直径約 3 m、質量 300 g のゴム気球であり、ペイロード質量は単独の気球で 3 kg 以内となっている。これは、JAXA（宇宙航空研究開発機構）などが運用する大気球 [2] と比較してペイロード重量で 2 桁ほど軽量である。気象観測気球を用いる小規模・低価格な気球実験は超小型気球と呼ばれ、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んだことで、大学研究室レベルの実験等の大質量の装置を使用しない局面において超小型気球は成層圏界面に装置運搬ができる魅力的な手段となった。

しかし、日本国内における超小型気球を用いた観測と実験手法は、海外と比較して普及していない（例えば、2016 年の Global Space Balloon Challenge への参加チーム数では、アメリカ 183 チーム、イギリス 20 チーム、マレーシア 8 チーム、ブラジル 7 チームに対して、日本は 3 チーム [3]）。これは、主に日本の地理的な制約に依る所が大きく、特に搭載装置の回収と運用の安全確保が困難であることに起因している。通常、実験装置を搭載して放球する際、広大な国土を持つ国々の場合は、砂漠や人口密度の限りなく小さい平野等を着地点に設定することができる。一方、山間部や人口密集地の多い日本国内では小型の落下物の安全な運用と回収（図 1）が難しく、安全な着地点は海洋に設定する他にない。

さらに、気流の予測および気球の最高到達高度（破裂高度）、上昇速度およびパラシュート下降速度は誤差を必ず含むため、例えば「海上に落下させる航路予測を立てたのに、陸上に落ちてしまう」といった事例を完全に避けることは出来ず、現時点でその誤差を能動的に吸収できる機構や機能を持った気球運用システムは存在しない。また、これまで国内における超小型気球の活用はホビーや映像撮影用途等がメインであり、超小型気球をルーチンの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こなかった。

とはいえ、超小型気球は、活用の仕方次第で大学研究室が使用できる小型の観測機器として飛躍的に発展する可能性を持っていると思われる。そこで本研究では、大学研究室レベルでの開発と検証が可能な超小型気球の運用システムにフォーカスし、上述した課題を克服するためのシステムの提案および基礎開発を行い、性能評価実験を通しての開発システムの妥当性および実用性の検討までを目的とする。当面の目指す性能としては、旋回半径 10 m 程度の旋回性能と、高度 3000 m からの制御でも半径 10 km 程度の目標エリア内に複数の半径 100 m 程度の着地点を設定可能なように滑空比性能を 3 程度とする。



図 1 （左）国内における超小型気球の運用フローおよび（右）高層大気風モデルを利用した飛行シミュレータ [4]

2. 制御降下式ペイロード技術実証試験機の開発

降下にパラシュートを用いるこれまでの気球システムでは、国土の限られた日本国内で装置回収の確実性および安全性を確保するには限界がある。そこで本実証機では滑空および進行方向の制御が可能なパラフォイルを装備した新たな制御降下式ペイロードシステムを提案・開発した。パラフォイルとは、パラシュートと並ぶ降下装置の一つであり、一般的にはパラグライダーの名で知られる。複数の布製セルの前面のエアインテークから空気を取り込み、全体として翼形をなすことで揚力を発生し飛行することができ、翼左右後端のブレークコードと呼ばれる制御索を引くことによって水平面内で機首方向および飛行方向を制御することができる。本システムは2014年10月から2015年2月まで基礎開発（BBM構築）が行われており、使用するパラグライダーの基本特性（滑空比）の計測や、制御アルゴリズムの検討が行われた[5]。本研究では、実際の放球運用を想定した機体（フライトモデル）の構築を行うにあたり、ファーストステップとして低高度領域（150 m 以下）における各種飛行試験（直進滑空、旋回）に供する試験機体（EM）を設計することにした。EM機体は自律制御アルゴリズムについては実装せず、地上からの遠隔操作によって機体を制御するラジコン機として設計し、手動操作にて各種の動作試験を達成することを目的として開発を行った。

本システムのようなパラフォイルを搭載する機体設計では、水平滑空を行うため、機体形状としてはある面に対して空気抵抗を受ける角形形状は避けるべきであることから円筒形状を採用した。機体設計にあたっては3DCADを使用し、すべての部品において質量パラメーター設定を行い、重心位置が円柱型の中心線に相当する機体上下中心軸よりも前方に位置するように設計した(図2)。本学設備で加工可能な安価なMDF (Medium Density Board) 材をアルミスペーサーで接続するレイヤー・モジュール構造を採用し、状況に応じ一部レイヤー・モジュールの変更または追加が容易にできるよう配慮した。外装側面部には、強度と保温性のバランスを重視して発泡倍率の低い発泡スチロールを、底面部は衝撃保護を重視し防音・防振用ゴムスポンジを使用した。構造上、パラフォイル接続索への取付強度の必要な天板および底板には2 mm 厚のアルミ板をレーザーカット外注加工したパーツを使用した。

また、横風による翼型の崩れやパラフォイルの接続索の絡まりによる制御不能状態などで墜落することを防ぐためにパラフォイルに補強用の部材を追加した。パラフォイルの翼面長手方向には2 m 長のカーボンロッド、中心短手方向にはアルミ板の桁、パラフォイル - 機体間には機体天板に固定したボールジョイントとアルミ板桁

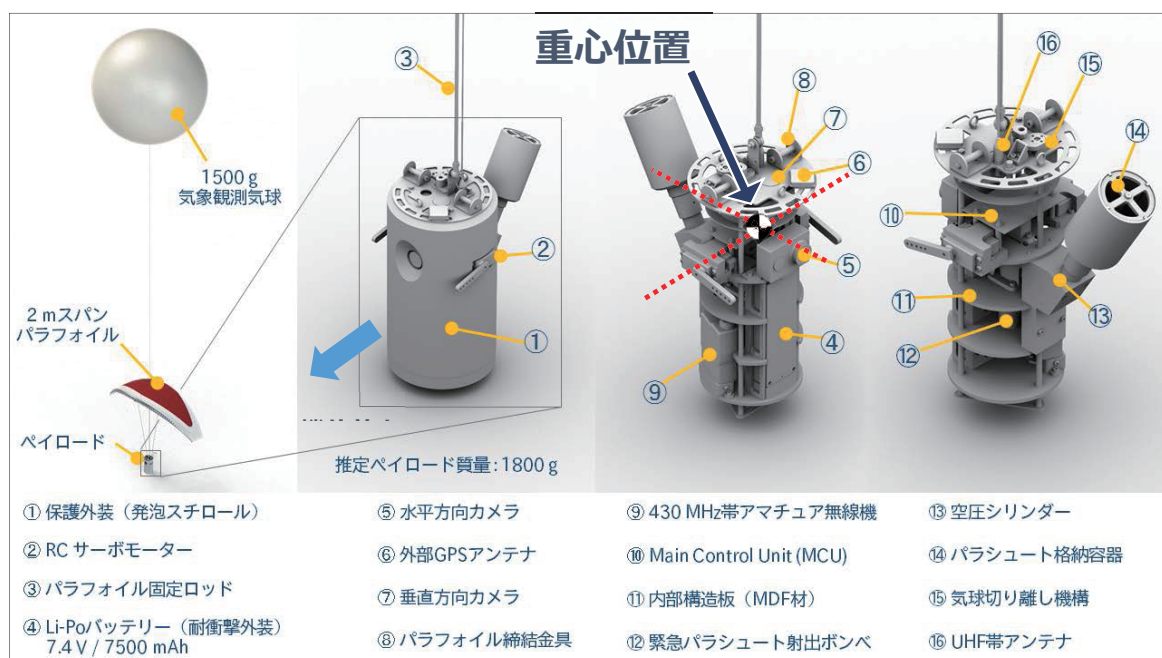


図2 3DCAD上で設計された機体イメージ

との間にパラfoil接続ロッドを取り付けた。この設計により、従来のパラfoilとしての自由度を持ちながら、前述の問題を予防して形状を保つ設計とした。

本実証機は、気球に吊り下げられた状態で上昇するため、気球が最高高度到達後に降下を始める際、もしくは気圧差により気球が膨張し破裂した際には、気球を切り離す動作が必要である。従来、超小型気球の分離には、ニクロム線式熱溶断機構を用いるのが代表的であるが、本実証機のような滑空式ペイロードでは、溶断タイムラグ発生が起因となる吊紐の伸びによる投下姿勢の不安定化、上昇時の振動によるニクロム線の断線、吊紐の張力喪失時に熱したニクロム線と吊紐との融着などの事態が発生する。

そのため、機体天板上にサーボモーターを設置し、CNC 切削加工した自己潤滑樹脂ポリアセタール製の摺動回転板と吊紐切り離し補助用ガイドにより構成される気球切り離し機構を開発し搭載した（図3上）。気球からの吊紐を進行方向の前後2本に分岐し、先端に固定用リングを取り付ける。2本の吊紐をそれぞれパラfoilアルミ桁・天板の前後にあるガイド用アイボルトに通し（図3下①）、天板中心の摺動回転板付近で対向して入ってくるリングを重ね合わせる（図3下②）。重ね合わせた部分を回転板でロックすることで固定し吊り下げる（図3下③）。分離の際には摺動回転板が回転することで2つのリングが同時に外れ、ガイド用アイボルトから抜けていくことで気球を切り離す事ができる（図3下④）。

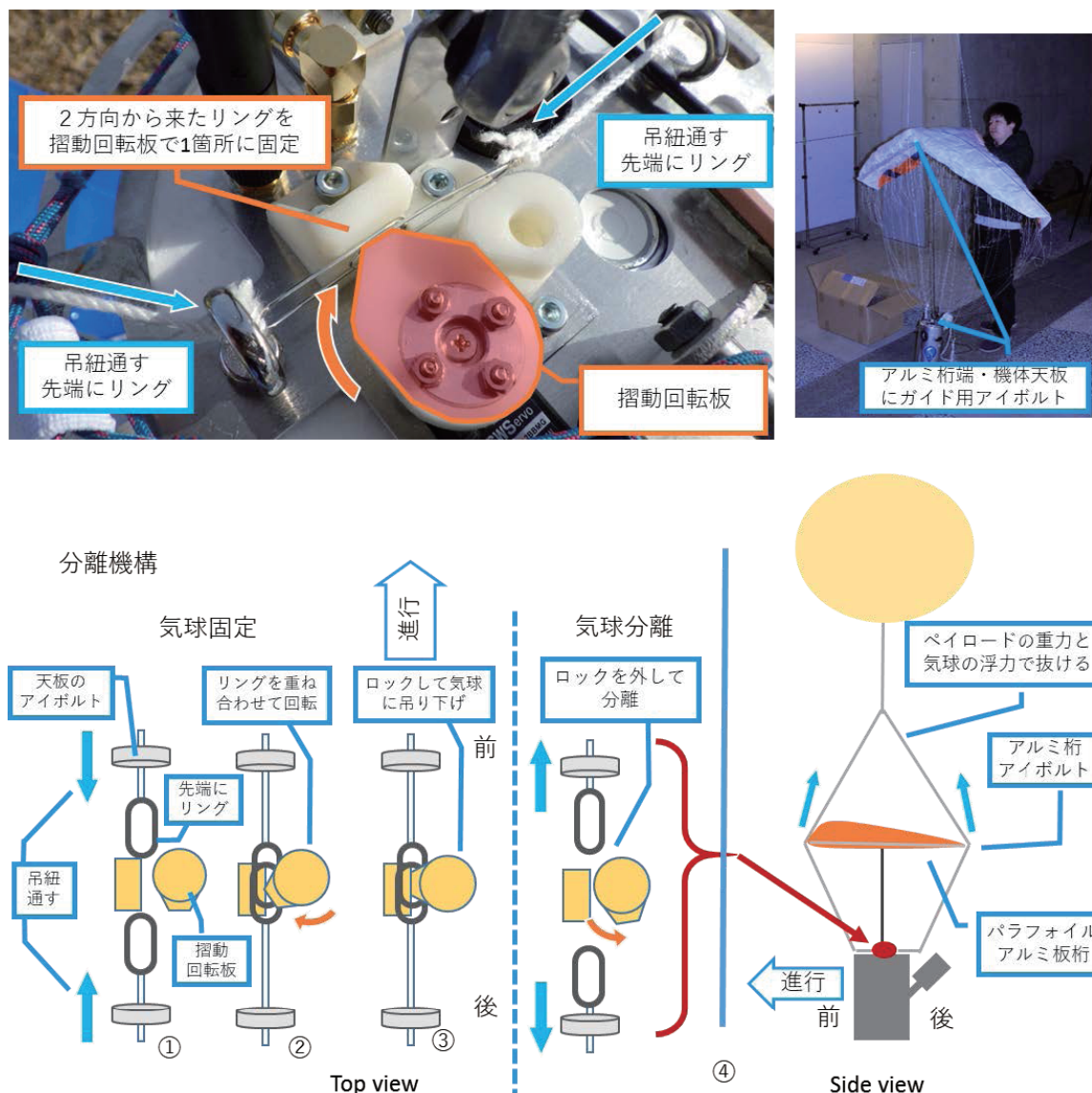


図3 (上) 切り離し機構の取り付けの様子と (下) 機構動作の模式図

開発した切り離し機構の室内動作実験では、切り離し動作時、気球の上昇とペイロードの落下により直ちに分離状態となり、不安定な姿勢の変化の原因となるタイムラグを解消できたことを確認できた。実験中の吊紐を掛けて吊るす作業において発生した振動に対しても耐えたことから、放球後飛翔中の機構の故障に対して強固になったと考えられる。室内動作実験の複数回の機構動作試験の中で、機構各部に取り付けた吊紐のガイドと軸方向に伸びた固定用リング形状の工夫によりスムーズに抜けていくことを確認できたことから、分離の不確実性も低減できたと考えられる。

さらに、予期しないパラグライダーの破損や、制御不能事態に備え、ガス圧式の予備パラシュート射出装置を設計製作した。この装置は機体中段に配置した 16 g の CO_2 ガスを充填した小型ガスシリンダー、サーボモーター駆動方式の開閉バルブ、旋盤加工した金属部品と 3D プリンターを使用した樹脂部品からなる圧縮気体導通路により構成され、機体後方部の格納容器内パラシュート押出底板を高速で押し出すことによりパラシュートを約 1 m の高さに射出することができる（図 4）。

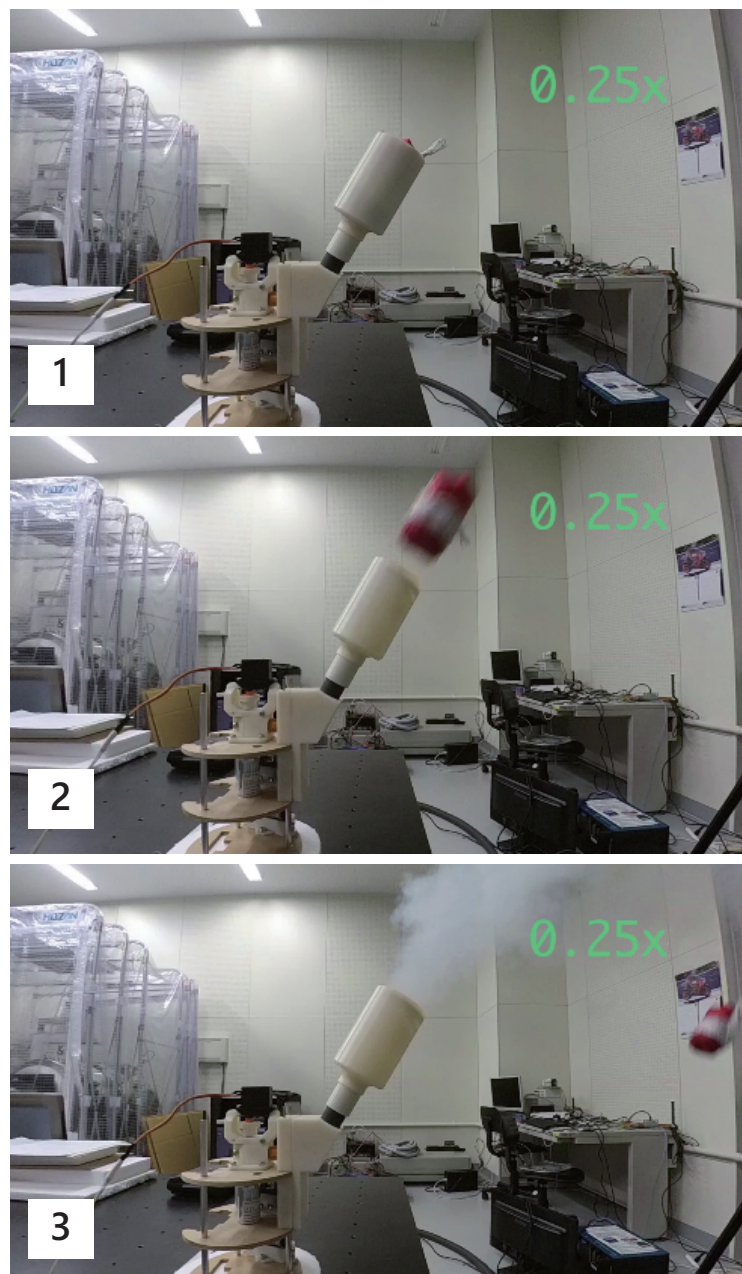


図 4 圧縮 CO_2 ガスによる予備パラシュート射出テスト

部品を組み上げた状態の機体写真を図 5 に、パラフォイルを接続した状態および飛行中の機体写真を図 6 に示す。本実証機の部品総点数は 356 点となり、CAD 設計時のシミュレーション質量は 1807 g、実計測質量は 1860 g であった。

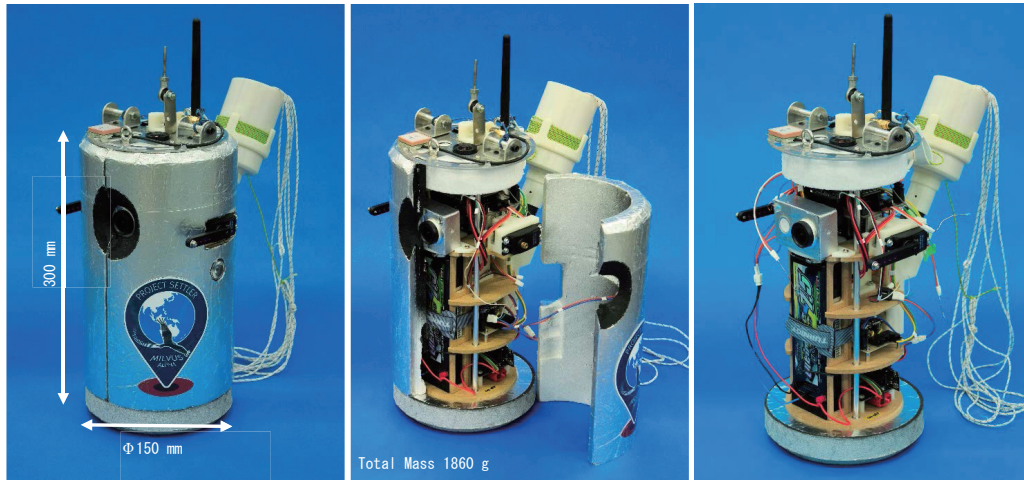


図 5 組立状態の機体



図 6 パラフォイル接続状態および飛行状態の機体

滑空中の無線通信による遠隔機体制御および高頻度のログ記録処理を行うため、MCU（Main Control Unit）は演算性能の高い 32 bit マイクロコントローラー mbed LPC1768 を使用した。MCU には機体情報の取得に必要な各種センサーが接続されており、各センサー情報を処理・統合・演算し、また外部からのコマンドを基にサーボモーターを制御する機能を持つ。電気回路の概略ブロック図を図 7 に示す。

MCU、センサーの基板は機体設計後からの設計であり、必要実装面積が設置可能面積を大きく上回るといった問題があった。その問題を解決するため、機体の隙間を埋めるような設計が必要となった。したがって電源部分、MCU・センサー部分は別の基板として、特に MCU・センサーの部分は限られたスペースに多くの部品を格納する必要があるため、基板下側に小さい基板を縦に懸架される形で配置し、GPS モジュールと XBee 通信モジュールをその基板に実装することで実装面積の節約を図った。

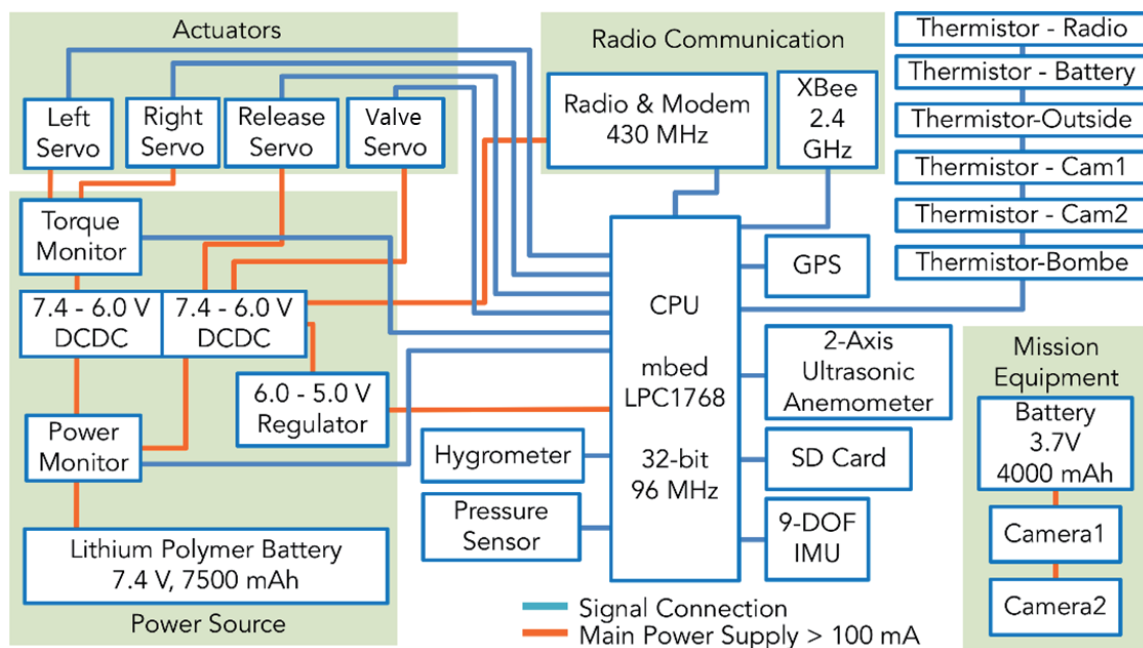


図 7 MCU と各種センサー間の接続および周辺回路

本実証機は自律制御アルゴリズムを実装しないラジコン機であるため、地上の操縦者による手動制御が必要である。そのため、既存の SONY 製ゲーム機用コントローラーの筐体を使用したコントローラーを製作した（図 8）。コントローラーはジョイスティックとタクトスイッチを備えた基板を内蔵しており、左右サーボモーターの制御のほか、SD カードへのファイル書き込み指令など各種コマンドの送信を行う事ができる。また、機体からのテレメトリー信号を受け取り液晶表示するほか、コントローラー搭載の気圧計と機体側の気圧計の差圧を取得し対地高度を計算するアルゴリズムを実装している。制御用マイコンには mbed LPC824 を使用した。

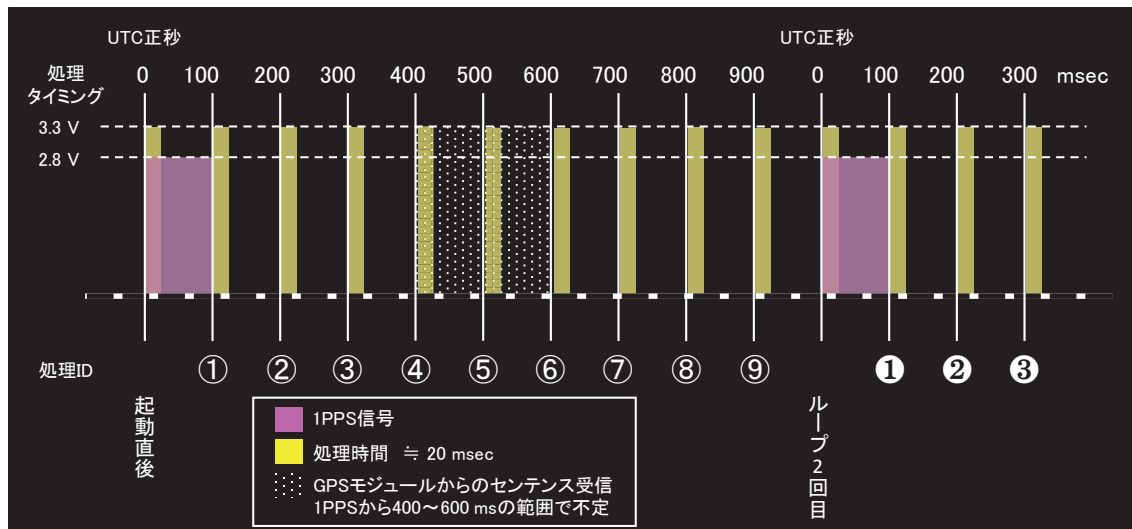
MCU は各種センサーデータの取得・処理および記録を 10 Hz 周期で行い、その間に割り込み処理を使用して MediaTek 社製 MTK3339 のチップセットを用いた GPS モジュールからの位置情報取得および地上側コントローラーからのコマンド受信を行う（図 9（上））。10 Hz の基準信号には GPS モジュールの 1PPS（Pulse Per Second）を GPIO で割り込み検知し UTC 正秒に同期するロバストな時間割り込みの手法をとった。GPS モジュールの 1PPS と NMEA 形式 ASCII 文字データの出力の関係は図 9（下）のように、NMEA データが 1PPS のパルスの約 400~600 ms 後に出力される。NMEA データに含まれる時刻情報は直前の 1PPS 信号に対する UTC 時刻であることから、各種センサーから得られて整形されたログの取得時刻は、次の 1PPS 信号受信時に、直前に受信した UTC 時刻に 1 秒加算した時刻を記録するアルゴリズムとした。当初は GPS モジュールの NMEA データ受信をトリガとしてインターバルタイマー割り込みを起動するアルゴリズムを用いていたが、

NMEA 出力が 1PPS 出力信号に対して約 120 ms のジッタを含んでおり、10 Hz での運用は困難と判断し断念した。

本機体はパラフォイルによって滑空を行うため、最適な滑空比を得るためには迎角の調整が必須である。落下試験を伴わない迎角調整を行うため本学の学生実験用小型風洞施設を利用し、図 10（上）に示す形で迎角調整を実施した。図 10（下）に示すように、パラフォイルと機体を結ぶ固定索 4 組の調整は先行研究 [5] による屋内飛翔実験の結果を用いて調整された長さとし、今回の調整ではパラフォイル後縁を結ぶコントロール用のブレークコード端の把持位置（図 11（上））のみを変えるものとする。まずパラフォイルの立ち上がる風速を測定するため、方向制御を行わない状況にて風洞試験を行った。その結果、風速 6 m/s の時点でパラフォイルが立ち上がることを確認した。この値より風速が遅い場合や速い場合は、上下方向成分の振動を伴いつつ降下し、下降により得られた運動エネルギーによって揚力を得ながら進むと考えられる。これを踏まえ、立ち上がった状態において制御可能で安定動作するブレークコード端の長さを調節した。調整フローおよび調整の様子を図 11（下左、下右）に示す。調整による結果は、表 1 に示す通りとなり、ブレークコード端からの把持位置を 25 cm と決定した。



図 8 市販ゲーム機の筐体を使用した地上側制御用コントローラー



処理ID	割り込み処理	姿勢・制御ログ保存	位置情報ログ保存	ハウスキーブログ保存
-	<ul style="list-style-type: none"> 1PPS割り込み 10 Hzタイマースタート GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
①	<ul style="list-style-type: none"> 10Hzタイマーによる第一回目の処理 GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
②	<ul style="list-style-type: none"> GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
③	<ul style="list-style-type: none"> GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
④	<ul style="list-style-type: none"> GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
⑤	<ul style="list-style-type: none"> GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
⑥	<ul style="list-style-type: none"> GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
⑦	<ul style="list-style-type: none"> GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
⑧	<ul style="list-style-type: none"> GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
⑨	<ul style="list-style-type: none"> 10 Hzタイマー停止 GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	保存処理実行
-	<ul style="list-style-type: none"> 1PPS割り込み 直前に取得した時刻に1秒を足し、ループ二回目からログタイムスタンプ有効 10 Hzタイマースタート GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-
①	<ul style="list-style-type: none"> 10Hzタイマーによる第一回目の処理 GPS受信割り込み(常時割り込み) 	保存処理実行	<ul style="list-style-type: none"> If (NMEA受信完了) NMEAエンコード 保存処理実行 	-

図9 (上) MCU 上でのタイミング処理模式図および (下) タイミング処理の内容

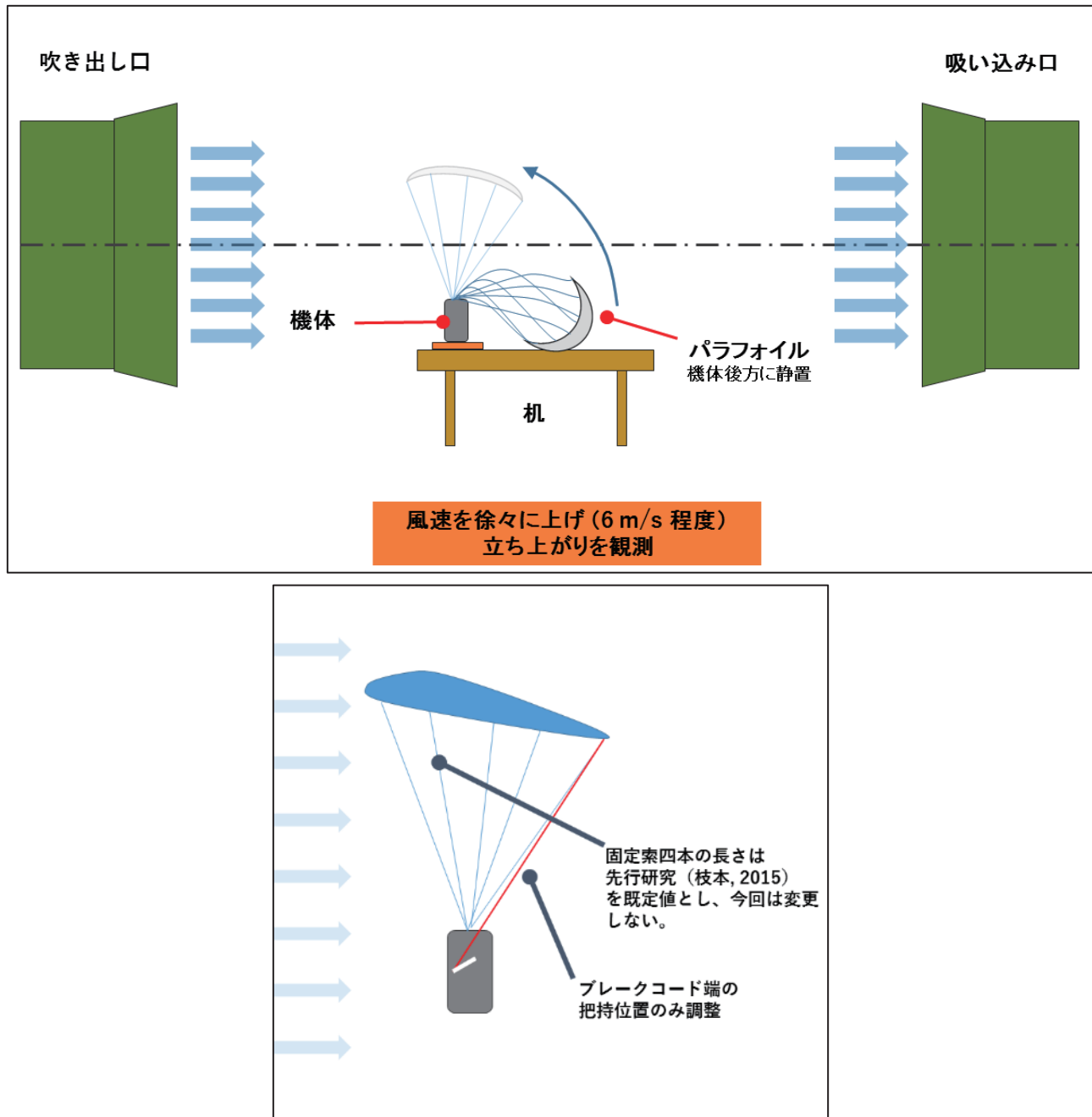


図 10 (上) 風洞実験の模式図および (下) 調整箇所

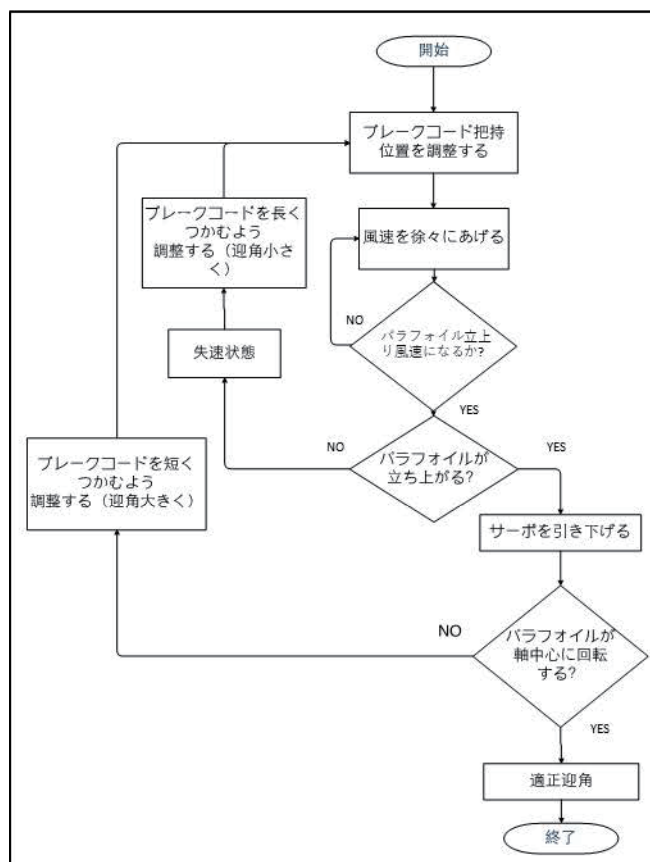


図 11 (上) 変更するブレークコード把持部分、(下左) 迎角調整フロー及び (下右) 調整作業の様子

表 1 ブレークコード端部からの把持位置とパラフォイル挙動の関係

ブレークコード端部 からの把持位置	立ち上がり確認	旋回性確認
20 cm	失速無く安定した立ち上がり	制御効果確認できず
25 cm	失速無く安定した立ち上がり	制御により左右旋回動作を確認 両サーボ引き下げにより失速前状態 となり振動（境界層剥離）
27 cm	失速前状態で立ち上がり、周期的振動	両サーボ引き下げにより振動増幅 （不安定）
30 cm	パラフォイル立ち上がり（失速）、 台座・機体ごと風洞実験室後方へ移動	なし

3. 低高度飛行実験

本章では 2016 年 2 月 3 日に高知工科大学グラウンドで行われた高所作業車（TADANO AT255CG、最高作業高 26 m）からの投下による低高度飛行実験について記述する。本実験は、2016 年 1 月 22 日に土佐市の仁淀川河川敷にある高知ラジコンクラブ飛行場で試行した係留気球からの切り離し飛行実験が地表での最大瞬間風速 6 m/s という比較的強風の条件により切り離し実験中止となったため、代替手段として実施した。高所作業車からの機体投下はグラウンド面から高さ 27 m の位置から合計 6 回実施した。投下は、一人がパラフォイルを保持して高所作業車に搭乗し翼面長手方向のカーボンロッドをつかみ、風速が概ね 2 m/s 未満となるタイミングを見計らって、力を加えずその場で手を放すことで投下した。その際、投下から着地までの飛行時間と飛行姿勢や機体の状況、各種センサーのログを記録した。表 2 に飛行所見および経過の概略を示す。表中の写真は比較明合成した飛行軌跡である。

投下 1 回目は、機体から見た右側のサーボモーターの制御により南へ約 50° の旋回を確認。ログ記録も成功した。しかし先行研究 [5] の際の室内での滑空試験と比較して滑空距離が短かったため、1 回目から 2 回目にかけて、ブレークコードの把持位置を 20 cm に変更。制御を行う飛行に最適な長さを求めるため試行的調整を行った。2 回目は制御を行おうとするも、制御が効かないという状態となったが、機体の損傷が無く、安定飛行も確認され（図 12（左））ログ記録にも成功した。3 回目は直線の滑空性能を確認する狙いのため直進滑空および最遠距離（50 m）への飛行に成功したが、着地時に前進速度が大きかった為、高速での着地と直後の前転運動によりパラフォイル接続ロッドが破断し、通信機の接続が失われたため SD カードへのファイル記録指令が送出できず、ログデータの遠隔記録に失敗した。4・5・6 回目は当初のシステムからパラフォイル接続ロッドを取り外してロッドの有効性を確認する狙いを含めて投下した。4 回目は、投下後の衝撃に対してパラフォイルが振動、翼型が風に煽られて失速に陥り（図 12（右））、比較的高速で地面に衝突したことで GPS との接続が不良となった。5 回目飛行では高速で照明灯金属ポールに衝突し、機体前面部および制御部（左サーボ）に不可逆的な損傷を与えた。6 回目の飛行でも 5 回目同様に西風を受けて北に急旋回したが、特異的な状況はなかった。

表 2 飛行所見および経過の概略

投下 1 回目			
	投下時刻		09:07:34
	着地時刻		09:07:41
	飛行時間[s]		7
	備考		
	ブレークコード端 25 cm 把持		
	飛行・機体状況		
	投下後、東方向に旋回。サーボ右制御により若干南に旋回確認。機体破損無し。		
ログ記録	成功	ログ解析	図 13
投下 2 回目			
	投下時刻		09:21:05
	着地時刻		09:21:10
	飛行時間[s]		5
	備考		
	ブレークコード端 20 cm 把持		
	飛行・機体状況		
	投下後西に旋回。降下速度大。制御効かず。破損無し。		
ログ記録	成功	ログ解析	図 13
投下 3 回目			
	投下時刻		09:38:46
	着地時刻		09:38:52
	飛行時間[s]		6
	備考		
	ブレークコード端 20 cm 把持 左右アーム最下限 -90 度に設定		
	飛行・機体状況		
	投下後、安定直進滑空。最遠距離 50 m 飛行。着地時、進行速度大により前転。パラフォイル接続ロッド破断。内部通信機接続断		
ログ記録	失敗 通信機接続断	ログ解析	なし

投下 4 回目			
	投下時刻		10:26:42
	着地時刻		10:26:46
	飛行時間[s]		4
	備考		
	ブレイクコード端 20 cm 把持 パラフォイル接続ロッドなし		
	飛行・機体状況		
投下直後の衝撃でパラフォイル振動・失速。比較的高速で着地。GPS モジュール接続断。			
ログ記録	GPS 以外	ログ解析	なし
投下 5 回目			
	投下時刻		10:48:59
	着地時刻		10:49:04
	飛行時間[s]		5
	備考		
	ブレイクコード端 20 cm 把持 パラフォイル接続ロッドなし		
	飛行・機体状況		
西風を受けて投下後北に急旋回。高速で照明灯金属ポールに衝突し、前面部・左サーボ大破。制御機能喪失。			
ログ記録	否	ログ解析	なし
投下 6 回目			
	投下時刻		11:07:34
	着地時刻		11:07:41
	飛行時間[s]		7
	備考		
	ブレイクコード端 20 cm 把持 パラフォイル接続ロッドなし サーボ大破の為把持力なし		
	飛行・機体状況		
西風を受けて投下後北に急旋回。新たな破損はなし。			
ログ記録	否	ログ解析	なし

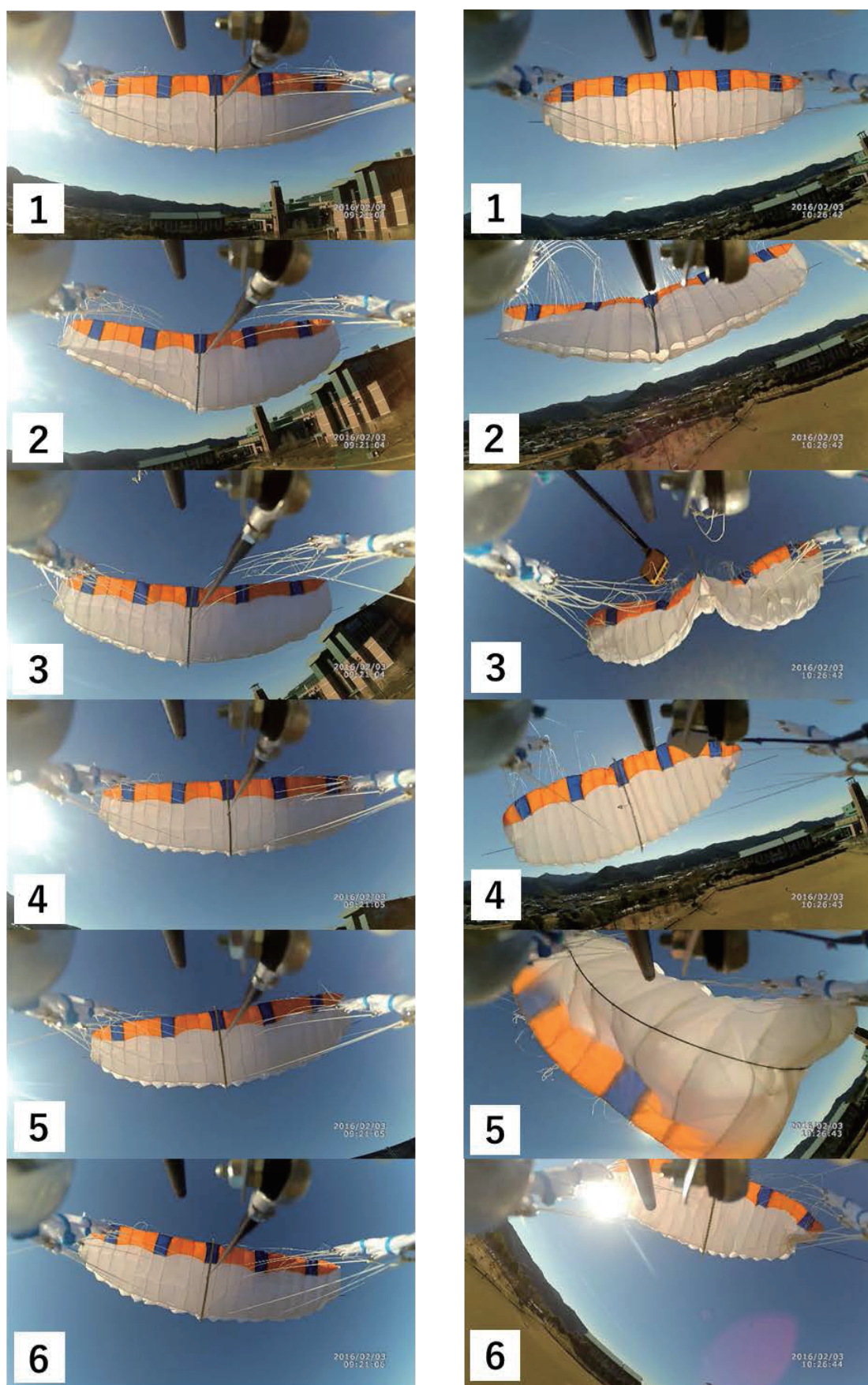


図 12 横に傾いた状態から、(左)翼型を保持し安定飛行した2回目投下時のパラフォイルと(右)激しい振動で開傘不良、墜落状態に陥った4回目投下時のパラフォイル (オンボード垂直方向カメラ: 図2 ⑦参照)

4. 飛行実験による取得データとその検証

全 6 回の実験のうち、完全な状態で機体が動作しかつログ記録が行えた投下 1 回目と 2 回目について飛行ログ解析を行った。解析では、気圧高度計および GPS データにより得られた垂直降下速度および水平移動速度を基に、式 1 により滑空比（揚抗比）推定値を計算した。

$$\text{滑空比(揚抗比)} = \frac{\text{水平速度}}{\text{垂直速度}} = \frac{\text{GPS 移動速度 (水平速度)}}{\text{気圧計高度より求めた下降速度}} \quad (\text{式 1})$$

図 13（上、中）に示すように 2 回の投下に共通して、投下後約 1 ～ 2 秒間は垂直降下速度が支配的で空気を掴んでいないことが読み取れる。その後は垂直降下で得たエネルギーが水平滑空に変わるフェーズとなり、最終的に水平速度を次第に低下させながら安定滑空に入っていく様子がわかる。しかしその直後に地面に着地してしまうため、本実験の投下高度条件では、滑空比の長期的なトレンドを評価することは難しいと言える。1 回目の飛行に関してはブレイクコード端 25 cm を把持した状態（迎角が大きい状態）で滑空を行ったため安定滑空までにかかる時間が 2 回目の飛行よりも短く、最大速度も 2 回目の飛行に比べ 2 ～ 4 m/s ほど低い。

図 13（中）に示すように、ブレイクコード端を 20 cm とした 2 回目の飛行では、水平・垂直速度ともに 1 回目より速い結果となった。滑空比に関しては着地直前で 1 回目よりも高く、瞬間的に約 2.6 となっているが、やはり本条件で安定滑空状態の滑空比算出は難しい。なお、ログデータの保存失敗により解析を行うことができなかった 3 回目の実験では全 6 回の実験中最も安定した直進滑空を行った（表 2）。落下距離約 23～25 m に対し水平移動距離は実測で約 50 m であり、距離比での平均滑空比は 2 を超え、垂直滑降しているフェーズを除けば平均滑空比が 3 以上であった可能性が高い。また、1 回目の飛行について、図 13（下）に 9 軸姿勢センサーから得られた機首方位角と左右サーボ制御角との関係を図示した。1 回目の飛行では、南から東方向に進行しつつあった機体が右側サーボの引き下げを行った結果、南方向に約 50 度飛翔方向が変化する様子が同データおよび機体オンボードカメラ映像（図 14）から見て取れ、オペレーションによって旋回したと判断できる。

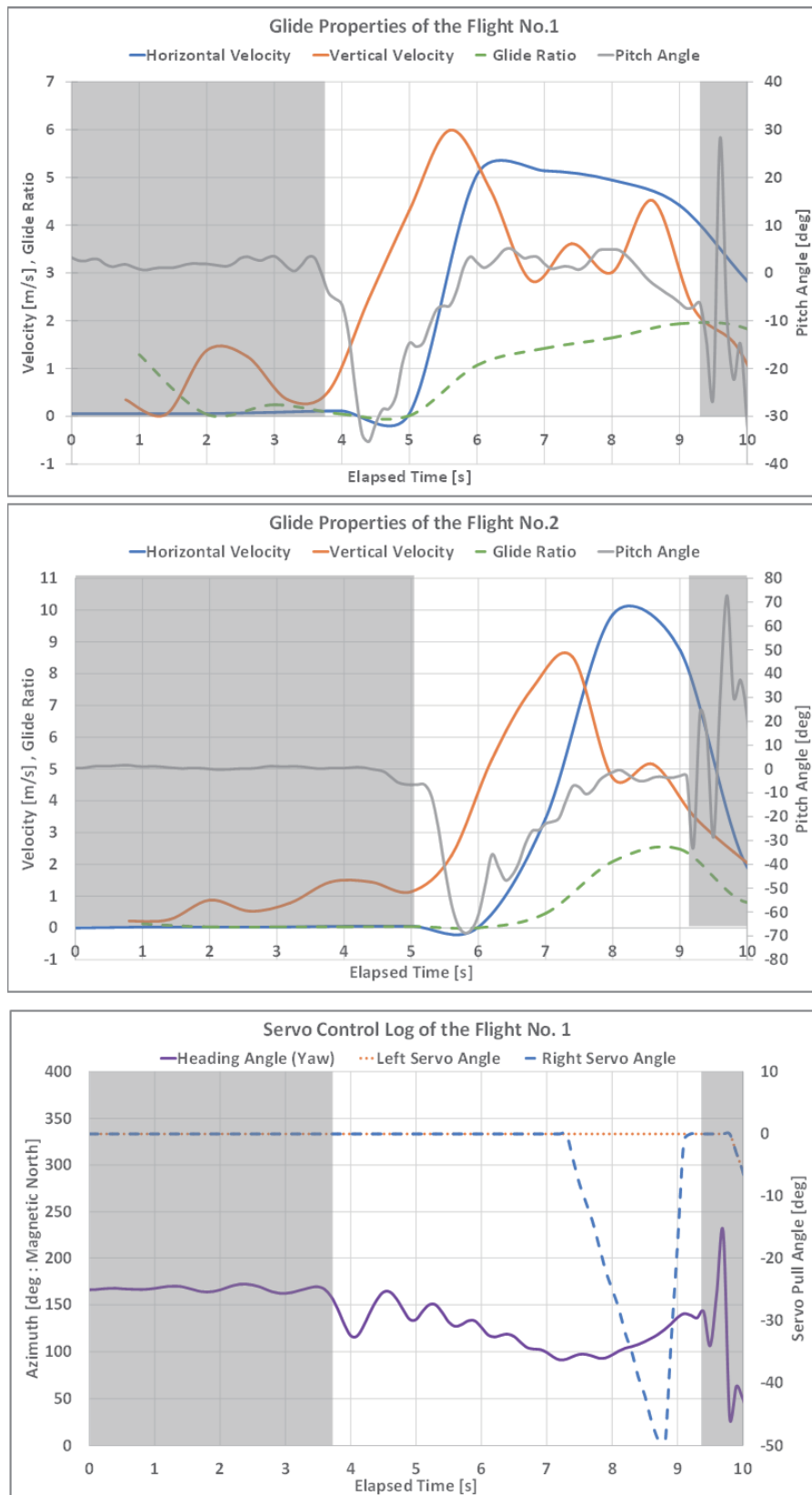


図 13 (上) 投下 1 回目および (中) 投下 2 回目の飛行速度および滑空比推定値と (下) 投下 1 回目のサーボ制御角に対する機首方位角の変動 (それぞれの灰色ハッチ部は投下前もしくは着地後)



図 14 右サーボモーターの動作音に同期して右旋回する機体（オンボード水平方向カメラ：図 2 ⑤参照）

5. 考察

本実証機構築では、従来パラシュートを用いて回収を行ってきた超小型気球搭載装置を滑空可能なパラフォイルに置き換えるという点で非常に多くの新規開発要素が発生した。特に機構設計では、軽量化かつ強度を持たせるという複雑な設計を行う必要があり、手作業による加工を最大限排除しながらも、部品単体としては限られた学内の加工設備でも実現可能な簡素な構造にまとめる必要があった。以上のことと、学生（修士課程1名+学部生1名）のみで製作という条件から、機構設計・部品製作および組み立てにおよそ1年を要し、結果的にMCU周辺電装設計の優先順位を下げることに繋がった。このため、電装基板の必要実装面積が設置可能面積を大きく上回ることが判明した時点では、1レイヤーに電装基板を収めることが不可能になり、GPSモジュールおよびXBee通信モジュールがMCU基板下の僅かなスペースに懸架される形で実装されることになった。これは後の低高度飛行試験における着地時に、懸架されたモジュールが相次いで基板から脱落、破損し、動作不良を招く結果となった。

一方で、機構設計に関しては多くの新規開発要素に設計妥当性が確認された。円筒筐体および内部レイヤー・モジュールは比較的高加速度の着地衝撃に耐え、通常の運用では問題にならないことが確認された。しかし、着地時の水平速度成分については地上の物体に与える損害を減らすために今後積極的に減らす方策をとる必要がある。対策としては飛行実験で確認することができなかったフレア動作（左右ブレークコードを大きく引くことにより迎角を増大させ滑空飛行時よりも大きな揚力を発生させつつ水平速度を減少させることで軟着陸を行う動作であり固定翼航空機のエアブレーキ操作に相当）を制御機能として実装するか、予備パラシュートの着地前開傘により緩降下させる等が考えられる。

5回目の投下において本学グラウンド設備の金属ポールに衝突した際には、衝撃試験レベル以上の打撃とも言える非常に大きな衝撃荷重が加わったが、外装発泡スチロールとMDF板の破壊により衝撃緩和となったため、LiPoバッテリー、MCU中枢区画およびCO₂ボンベに損傷がなかった点は評価できる。

今回使用したパラフォイルでは、最大で滑空比3以上、飛行時の写真から5mで50°程度旋回していることから旋回半径が15m程度と読み取れる。短期間のデータではあるが、最適なパラメーターを設定することが可能となった際には概ね目標を達成出来ると考えられる。

また、パラフォイルを用いる上で最も困難な課題と成り得るパラフォイルの開傘不良および失速による翼形状の崩壊に伴う墜落の問題については、2回目投下時（パラフォイル接続ロッドあり）（図12（左））と4回目投下時（パラフォイル接続ロッドなし）（図12（右））の機体天板からオンボード垂直方向カメラで撮影した翼型の映像を比較することで考察した。落下直後の空気をつかめない状態で、どちらも振り子のように揺れてオンボード垂直方向カメラが地上を捉えるほど傾いた。4回目の投下ではパラフォイルの上面に横風が当たることによって翼型の表裏が切り替わる程の激しい振動が起き、安定状態になるまで時間がかかり落下速度を抑えられなかったが、2回目の投下はパラフォイルの補強部材によって翼型形状を保持し、安定して飛行できていることが確認できた。4回目投下時の振動は、翼型を保持するカーボンロッドとアルミ桁が無かった場合には翼型の崩壊による接続索の絡まりも起き得るような状況と考えられる。このことからパラフォイルの翼型崩壊問題を防ぐために導入したロッドが狙い通り機能したことで墜落を防ぎ、不安定な上昇挙動および懸吊・投下姿勢を免れない超小型気球搭載装置においてパラフォイルに取り付けたロッドの果たす重要性を確認することができた。

本実証機は、BBM構築によって得られたデータを基に、放球運用を実際に意識したEMとして新規設計要素を数多く取り入れた。具体的には、円筒形状およびレイヤー・モジュール構造からなる機体構造、放球運用時の気球懸吊および切り離し状況を考慮した翼型保持用パラフォイル接続ロッドの設計および切り離し機構、制御不能事態に陥った際に用いる射出式予備パラシュート機構、そして機体を制御するMCU部および地上側コントローラーである。またこれらの構築機体の評価のため、高所作業車からの投下実験を行い、実際の放球運用を模擬した飛行評価試験も行った。これらの評価試験によって、構築モデルに一定の設計妥当性が認められ、約5秒間の短期的な平均滑空比が3以上という結果も取得できた。しかし、飛行試験に関しては極めて短時間のデータの取得にとどまり低高度における限定された状態での飛行試験の難しさが改めて浮き彫りとなった。

6. 結論

本研究では、超小型気球からの分離を想定し、パラフォイルを備えた制御降下式ペイロードシステムの開発と高所作業車を用いた模擬飛行試験を行った。小型風洞を用いた予備実験と先行研究による室内飛行実験結果及び今回の全6回の結果から、制御用ブレークコードの把持位置と短時間の水平滑空・旋回性能の関係を考察し、約5秒の平均滑空比が3以上の値を取ることが確認出来た。高所作業車の地上高27 mからの投下により旋回半径として15 m程度の推定値を得たが、十分なデータを得る前に着地したため、更に上空からの実験が必須である。開発した実証機は、BBM構築時のデータを基に、放球運用を実際に意識し多くの新規設計要素を取り入れた。非常に短期間ではあるが、構築機体の飛行試験を通して、機構部分の設計の妥当性評価を行い、制御性能の定量的知見を得ることが出来た。得られた知見以上に課題も山積みではあるが、要素技術の蓄積も進んできたことから目的の達成に向けて今後も研究を継続していく。

謝辞

有限会社ヨシオカ 代表取締役 吉岡 嗣貴 様には、実証機の低高度飛行実験に際し、多くの施設において飛翔物の実験許可が得られない中、高知ラジコンクラブ飛行場における実験実施を快諾いただき、そして長時間実験にご協力いただきましたことを深く感謝申し上げます。本学システム工学群の野崎 理 教授には、学内の学生実験用小型風洞施設を使わせていただきました。先行研究に携わった枝本 雅史 氏（現 九州大学大学院工学研究院）には昨年度の研究・実験を通して実証機構築に対する非常に多くの実用的な示唆を与えていただきましたことを感謝申し上げます。本論文の執筆では、2名の匿名査読者による貴重な意見を頂きました。併せて御礼申し上げます。

参考文献

- [1] Akshata Nayak*, A. G. Sreejith, M. Safonova and Jayant Murthy, High-altitude ballooning program at the Indian Institute of Astrophysics, CURRENT SCIENCE, VOL. 104, NO. 6, 25 MARCH 2013.
- [2] 福家 英之, 秋田 大輔, 飯嶋 一征, 井筒 直樹, 加藤 洋一, 河田 二郎, 松坂 幸彦, 水田 栄一, 並木 道義, 野中 直樹, 太田 茂雄, 斎藤 芳隆, 瀬尾 基治, 高田 淳史, 田村 啓輔, 鳥海 道彦, 山上 隆正, 吉田 哲也, 大樹航空宇宙実験場における新しい大気球実験場, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-08-001, 1-34, 2009-02.
- [3] Global Space Balloon Challenge, Teams, <https://www.balloonchallenge.org/teams>, 2016 年 11 月 8 日閲覧
- [4] Cambridge University Space Flight, CUSF Landing Predictor, <http://predict.habhub.org/>, 2016 年 2 月 8 日閲覧
- [5] 枝本 雅史, パラフォイルを用いた小型飛翔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研究報告, 2015.