

修士論文

小型観測気球用の着陸域選択式輸送システムの開発と評価

Development and evaluation of selective landing area carrier

system for small sounding balloons

報告者

学籍番号: 1215049

氏名: 平塚 丘将

指導教員

山本 真行 教授

平成 31 年 2 月 12 日

高知工科大学 電子・光システム工学コース

目次

1	序論	1
1.1	一般的な小型観測気球の役割と課題	1
1.2	着陸域選択式輸送システム概要	3
1.3	当研究室における現在までの取り組み	4
1.4	本研究の目的	5
2	Flight model の開発	7
2.1	Flight model 概要	7
2.2	想定アプリケーション	13
3	飛行試験	15
3.1	実験構成	15
4	飛行試験結果	18
5	評価	22
6	結論	27

1 序論

1.1 一般的な小型観測気球の役割と課題

高層大気における「その場観測」手法の一つに小型観測気球というものがある。自重質量 2000 g 程度の小型ヘリウムゴム気球を利用し、高度 30 km までの上空に数 kg 程度の観測機材を運搬する輸送手段である。他の高層大気における観測手法と比較して、低コストで実施可能である点や、振動を伴わない事による搭載機材への影響や周辺大気の攪拌が少ない点、放球に必要な機材・設備等の規模が小さいことから実験実施への障壁が低い点などの利点が挙げられ、主に気象観測等に利用されている。

18 世紀のガス気球の開発以降、このような利点を活かし、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プロジェクトにおいて小型観測気球は成層圏界面に装置運搬ができる魅力的な手段として利用されてきた [1]。近年は、半導体技術の進歩により、MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) センサーや通信機、カメラの小型・高性能化が進んだことで、限られた質量・容量においても高度な機材を搭載可能となった。2000 年代には「メイカーズムーブメント」[2] と呼ばれる潮流が発生し、専門的な知識を持たない個人でも利用可能な 3D プリンターを始めとした工作機材が流通したことで、個人レベルにおいても高度なモノ作りへの参入が容易となった。

小型観測気球においても、もともと低コストであったことに加えて開発障壁が低くなったことで、高度な科学観測や撮影などの民間事業、ホビー用途などのこれまでに無い取り組みが世界各地で見受けられる様になった。Space Balloon Challenge[3] のような世界的な大会が開催されており、個人レベルでの小型観測気球の活用が世界的に普及している。

しかし、日本国内においては、小型観測気球は海外と比較して普及していない。2016 年の Global Space Balloon Challenge においては、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、日本は 3 チームであったが、2018 年の Global Space Balloon Challenge においても、アメリカ 278 チーム、イギリス 27 チーム、マレーシア 10 チーム、日本は依然 3 チームに留まっている。

これは、日本の地理的制約によって搭載機器の回収と運用時の安全確保が個人レベルでは困難であることに起因している。通常、機材を搭載した小型観測気球は小型ヘリウムゴム気球によって浮上し、目標高度で気球と分離した搭載機材はパラシュートを利用して着陸、その後回収を行う。広大な国土を有する国々の場合、砂漠や人口密度が限りなく低い平野等を指定することで安全かつ効率的に実験を行い回収することが可能である。一方、山間部や人口密集地などが多い日本国内では小型の落下物を安全かつ効率的に運用・回収可能な地点を設定することが難しい (図 1)。現状で安全な回収を実現するには着水点として海洋に設定

せざるを得ず、回収に必要な機材や、搭載装置の防水、紛失対策によって小型観測気球の利点である実験実施への障壁の低さが失われている。



Predicted orbit until usual balloon landing (yellow)
& 100 km scale(red) in Shikoku region, Japan



100 km scale(red) in Great Plains, America

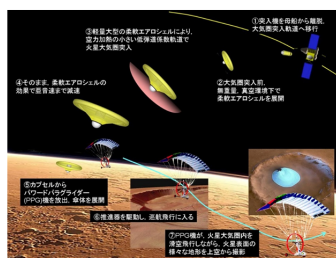
図1 四国での放球実験シミュレーション航路(左)とアメリカのグレートプレーンズ(右)の100 kmスケール(赤線)での比較

加えて、運用の際には航路予測を立てた上で実施するが、気流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、海洋への着水を計画していたにも関わらず陸上に着陸してしまったといった事例を完全に避けることは出来ない。

過去には、ISSからの有人帰還をパラグライダー滑空機で行う計画のNASAのX-38プロジェクト[4]やJAXAの展開型柔軟構造飛行体による火星大気圏内飛行型探査機[5]など(図2)の安全かつ効率的な実験を行う大規模プロジェクト向けの輸送機材は存在しているが、



Ex.1 X-38 Experiments(NASA)



Ex.2 deployable flying exploration vehicle
in Mars atmospheres(JAXA)

図2 X-38 Experiment(左)とDeployable flying exploration vehicle in Mars atmospheres(JAXA)(右)[[4][5]]

現時点では、それらの機材のように誤差を能動的に吸収できる機構や機能を持った運用システムは、小型観測気球のような小規模プロジェクトでは存在しない。

1.2 着陸域選択式輸送システム概要

上述のような問題を解決することが可能であれば、大学研究室が利用できる新しい形態の小型観測機器として飛躍的に発展する可能性を持つ。著者所属の研究室では、課題を克服する輸送システムとして「着陸域選択式輸送システム」の開発に取り組んできた。

パラfoil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。複数の布製セル前面のエアインテークから空気を取り込み、翼型を形成することで揚力を発生させることで滑空することが出来、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で水平面内で機首方向及び飛行方向の制御を行う。

このパラfoilを装備した輸送機体に観測実験用ペイロードを搭載して放球、従来の小型観測気球運用における搭載機器分離フェーズ後から自律誘導制御によって回収を目指す。自律誘導制御フェーズでは、輸送機体が気流や現在位置、姿勢などの飛行制御に影響する要素をセンサーで取得しつつ、事前に記録した安全な着陸候補点から到達可能な地点の逐次判定と翼制御によって、最終的に着陸可能と判定した地点に軟着陸する。

このシステムによって、前述した問題を解決し、従来より格段に安全かつ効率的な科学実験が可能となる [6]。

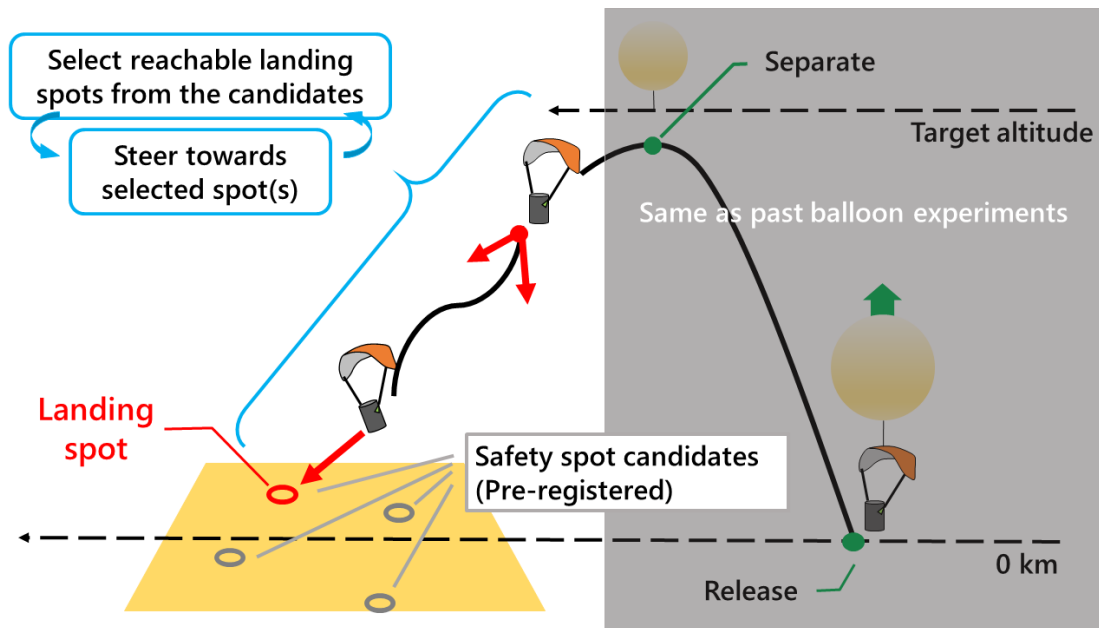


図3 運用シーケンスの概要図

1.3 当研究室における現在までの取り組み

先行研究「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」(枝本, 2015) [7] では、パラフォイルを用いた自律誘導システムの提案・BBM(Bread Board Model) 開発を行い、パラフォイルの曳航試験、屋内投下試験を通してパラフォイルの直進飛行パラメータとして飛行速度約 6 m/s、滑空比 (式 1) 約 2.5 程度という値を取得した。

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

また、その際に使用したシステムの低温低圧環境下での動作試験から、システムの高層大気下における挙動を確認した。

先行研究「国内運用に最適化された小型高高度気球システムの開発と飛翔評価試験」(河野, 2016) [8] では、従来手法の放球実験による実運用環境下でのデータ取得、前述の枝本による研究データを基にした EM(Engineering Model) 機体開発 (図 4)、性能評価として低高度からの飛行試験等を実施した (図 5)。開発した機体は実際の飛行を見据え、横風等の外力によるパラフォイル形状の崩れを防ぐための補強部材の追加と風洞試験、ガス圧式の非常用パラシュート放出機構、気球切り離し時の信頼性を高めた気球分離機構などの新規に開発した機能を追加し、高度 25 m から投下して制御を行う飛行試験を実施した。その結果、短期間ながら飛行性能として滑空比約 3、制御性能として旋回半径 15 m という値を記録したことから、一定の設計妥当性を確認した。先行研究「超小型気球回収に特化した制御降下式ペイロードの運用に向けた開発と特性評価」(平塚, 2017) [9] では、使用候補となるセンサー部品の成層圏環境における動作評価を通して、本システムに適切な構成の詳細を決定した。

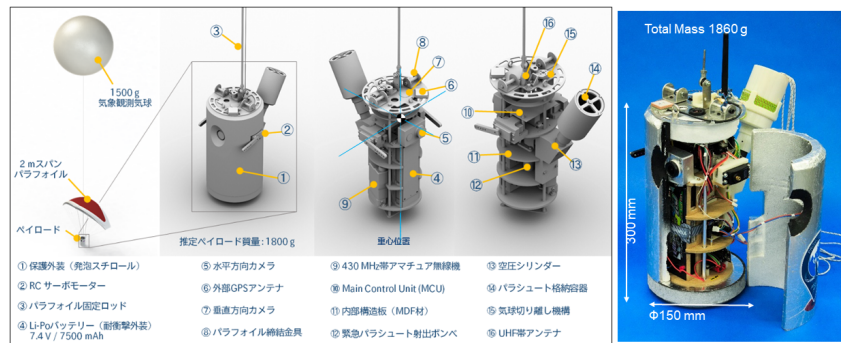


図 4 EM 機体の概要



図 5 低高度飛行試験の様子

1.4 本研究の目的

上述の先行研究を通して、着陸域選択式輸送システムの FM(Flight Model) 機体開発の設計指針を獲得してきた。一方で、自律制御において必要不可欠となる滑空比と旋回半径（図 6）については、目視と一部飛行データでのみの簡易的な評価にとどまっており、FM 機体においては詳細なデータを取得するためのさらなる飛行試験が要求される。

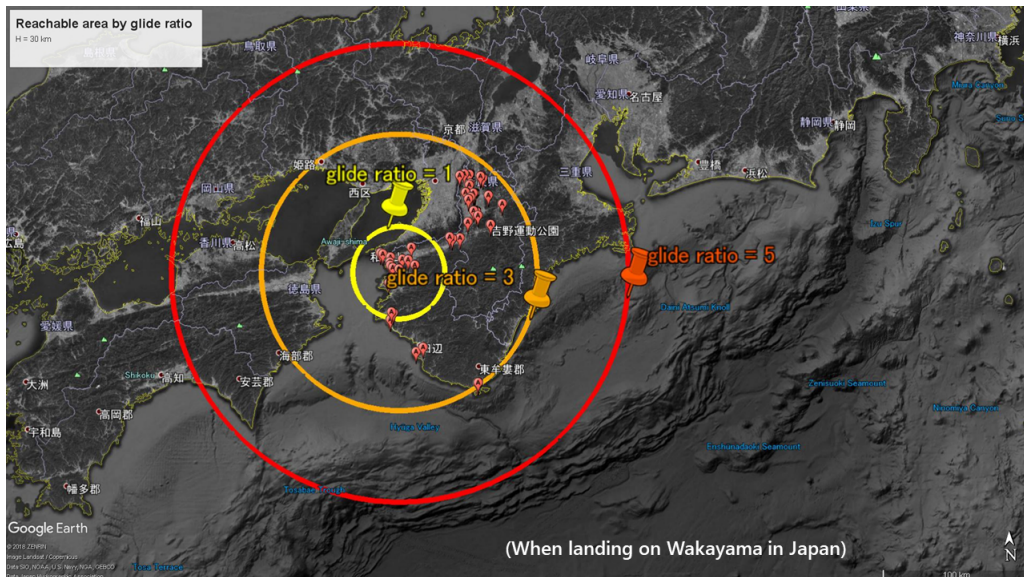


図 6 高度 30 km 時点での滑空比ごとの到達可能範囲

滑空比は到達可能な範囲を示し、安全な着陸点の候補の確保に関わる。旋回半径はこの範囲内における着陸点までの滑空経路を決定し、半径が小さい方がより効率的な経路を選択可能である。

本研究では、蓄積された知見を元に、科学観測用ペイロードを搭載しての実運用が可能な着陸域選択式輸送システムの FM 機体の開発、及び 30 m からの手動制御飛行試験による飛行性能の評価が目的である。

取得した評価データは、2019 年上半期の自立制御機能の評価のための同高度範囲での自律制御飛行試験に利用、2019 年下半期では自律制御飛行試験の結果を踏まえ、着陸点選択の誘導制御機能の評価のためにスウェーデンのエスレンジ (ESRANGE) スペースセンターで高度数 km からの自律誘導制御飛行試験、2020 年には実運用におけるシステム評価のために成層圏飛行試験を計画している。

2 Flight model の開発

2.1 Flight model 概要

FM 機体設計にあたり、国際民間航空条約 (ICAO : International Civil Aviation Organization) の「軽気球」の基準を設計目標とした。

ICAO では気球は「重気球」と「軽気球」の 2 種が存在し、特に「軽気球」においてはトランスポンダの搭載義務がなく、放球時の天候の制限が緩いため、自由度の高いシステムが構築可能である。基準については最も厳格な基準となる質量 2000 g 以下を設計目標に設定した。

自律制御に用いるパラフォイルは翼幅 2 m のものを使用した (図 7)。翼の長手方向、短手方向、機体と翼の間にそれぞれ梁を取り付けることで翼型を保持し、翼型の崩れによる失速状態となることを防いでいる。

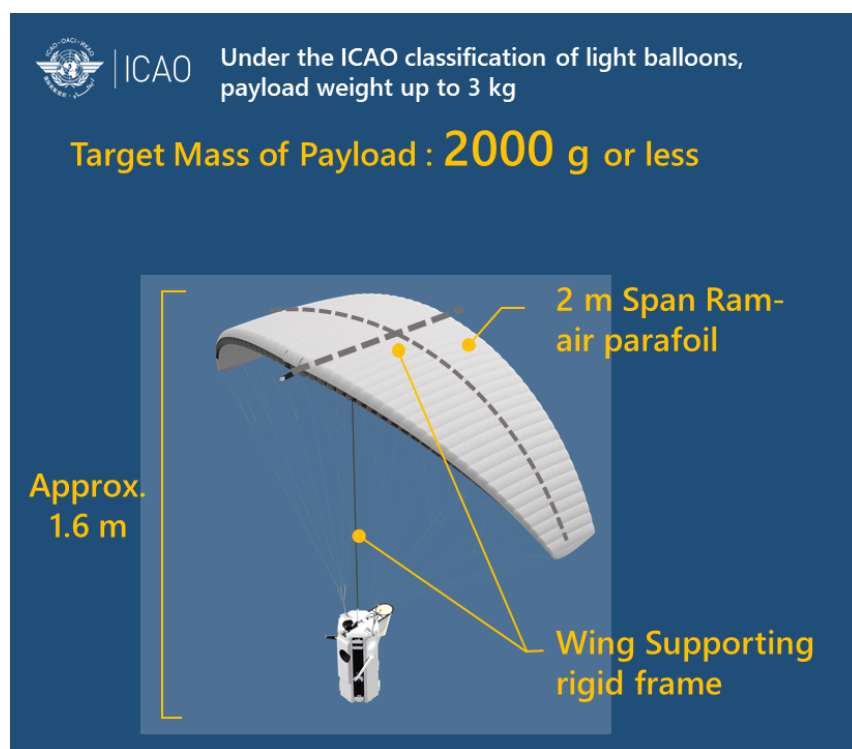


図 7 パラフォイルを装備した機体の外観

機体自体の高さ 328 mm、直径 163 mm となっている (図 8)。外装は断熱用の発泡スチロールのプレートを取り付けている。機体両側面にはパラフォイルの制御を行うコントロールアームを一对取り付けている。パラフォイルは翼後縁部に左右一本づつついている制御索

をコントロールアームで引くことで制御を行う。

機体後方には非常用のパラシュートが格納されており、非常時には機体内蔵の CO_2 ボンベから高圧ガスの噴出によって強制展開させる。

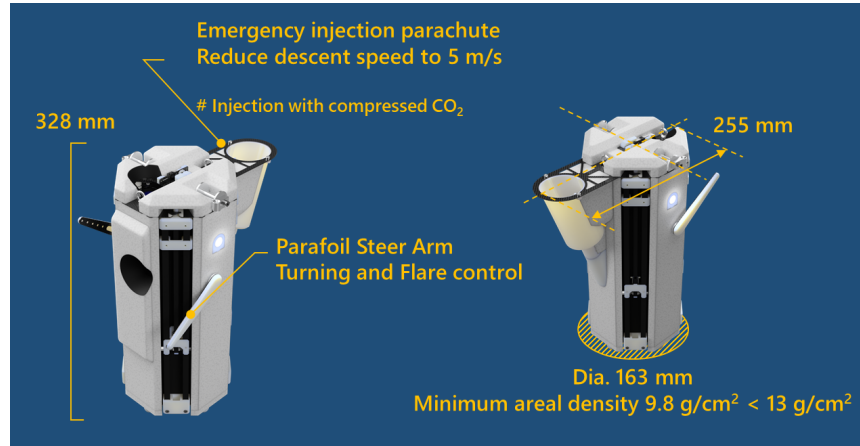


図 8 機体詳細

機体は機能ごとにレイヤー構造（図 9）となっており、バルーン分離機構レイヤー、アビオニクスレイヤー、制御サーボモーターレイヤー、バッテリーレイヤー、ユーザーペイロードレイヤーとなっている。

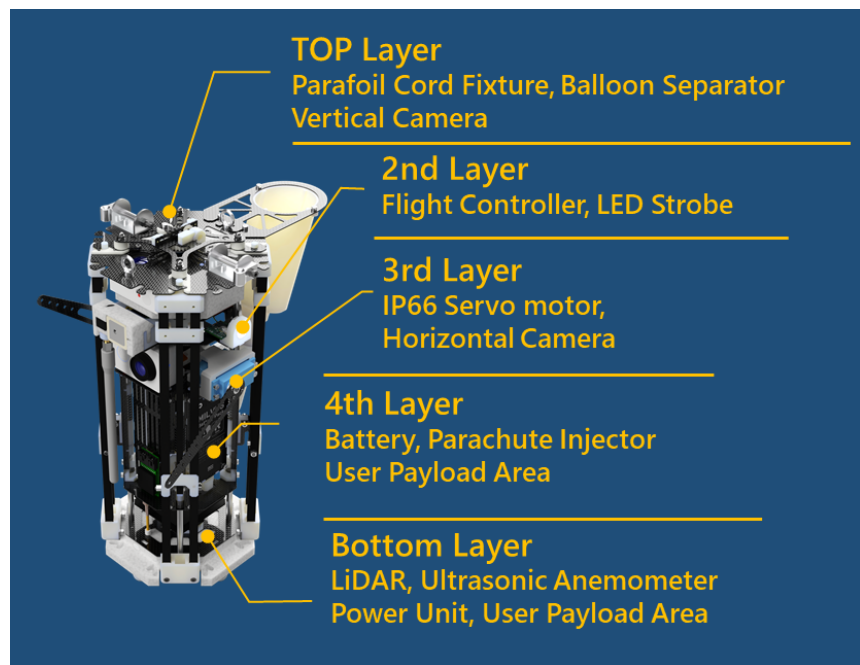


図 9 機体の内部構造

前回の飛行試験では、水平滑空の勢いが予想外に強く、着陸時に前転運動に変化して機体が故障するという事例があった。本機体では過度な運動エネルギーによる故障を避けるために、4方向に運動抑制用の展開脚（図 10）を追加した。実運用では着陸前に高度計等により展開トリガーを検知、着陸に合わせて展開する仕組みとなっている。

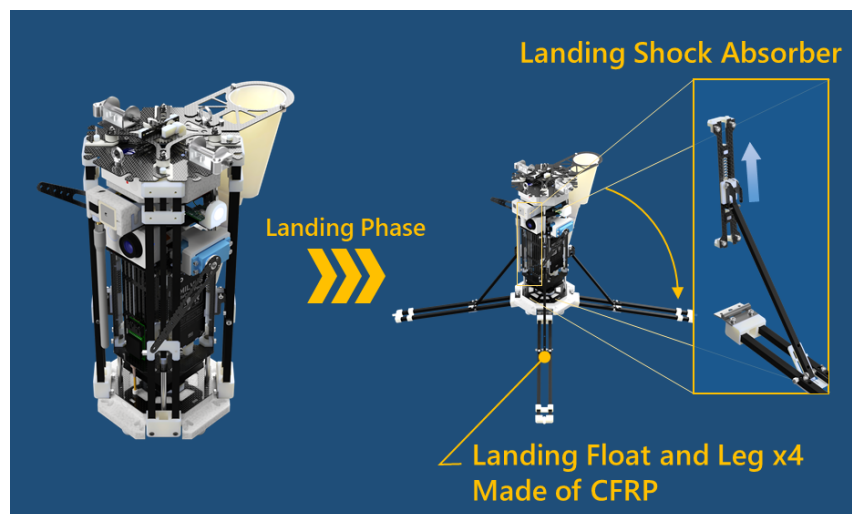


図 10 展開脚の概要

搭載しているフライトコントローラーには、GNSS モジュール、気圧計、温度計、加速度計、ジャイロ計、地磁気計の機体自身が 3 次元座標や軌道を把握するためのセンサーを搭載している。テレメトリ用に 920 MHz の LPWA (Low Power Wide Area) 無線モジュールを搭載し、100 km スケールでの通信を可能とする。

フライトコントローラーは図 9 のアビオニクスレイヤー内の 90 mm × 45 mm × 15 mm に収め、メンテナンスの容易性を持たせるために、統合コネクタによる脱着式（図 11）とした。機体側の各種インターフェースや電源とフライトコントローラーを多ピンのコネクタで接続することで素早い機能の切り離しを実現し、運用時のメンテナンスや機材のアップグレードを実施しやすくしている。過去の研究では分散していた基板同士の結合部分で、衝撃による脱落が発生していたが、今回の設計では、ほとんどの部分を 1 つのパッケージに収めることで、衝撃による接触不良等を回避している。



図 11 フライトコントローラーの接続、取り外しの状態

システムの電装については、図 12 の明部とブロック図中のフライトコントローラーブロック（図 13）が完成した。この機能によって飛行自体は可能となり、低高度試験での運用においては十分な機能を持つ。

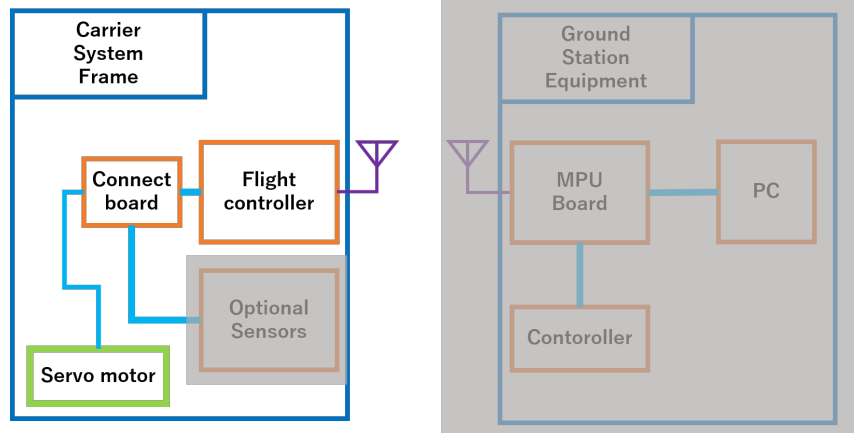


図 12 本研究で完成したシステム電装ブロック図

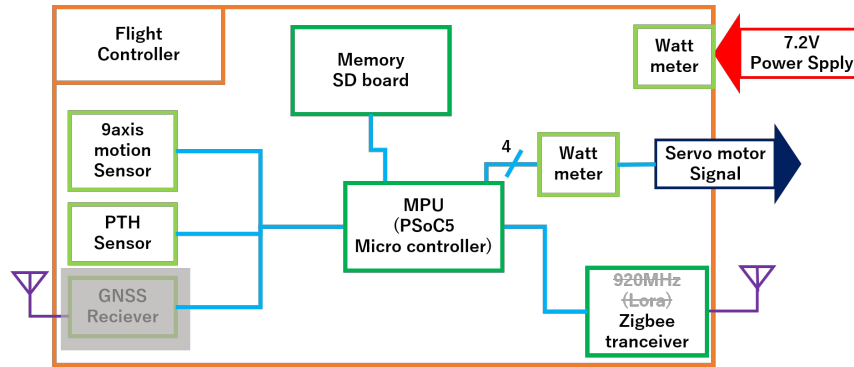


図 13 本研究で完成したフライトコントローラー電装ブロック図

バッテリーはリチウムイオンセル 2 本を独自のバッテリーパッケージ（図 14）に格納して使用する。バッテリーパッケージには PCB ヒータが取り付けられており、高層大気の低温環境に対応可能となっている。

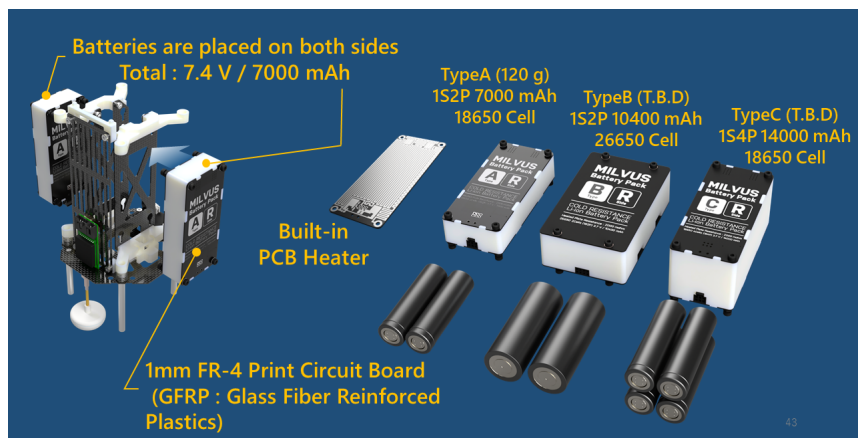


図 14 バッテリーパッケージの外観

実運用時には、底部にレーザー高度計と 2 軸の超音波風速計（図 15）を設置し、周辺環境のフィードバックも可能な制御システムを構築する。

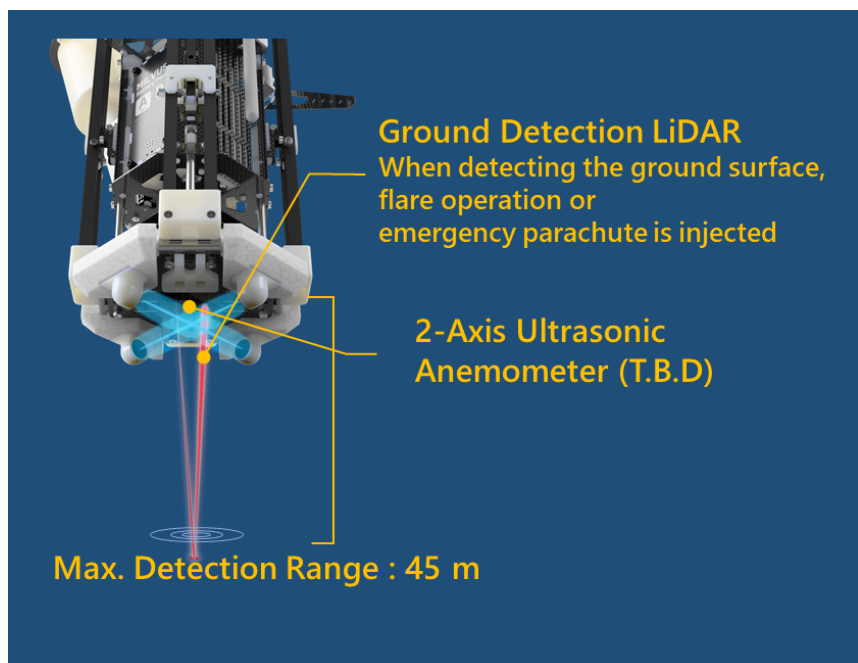


図 15 レーザー高度計と超音波風速計

更に、パッケージ化した地上局モジュールを複数設置し、WEB サービスを利用した高度な追跡システムの提供を計画している（図 16）。

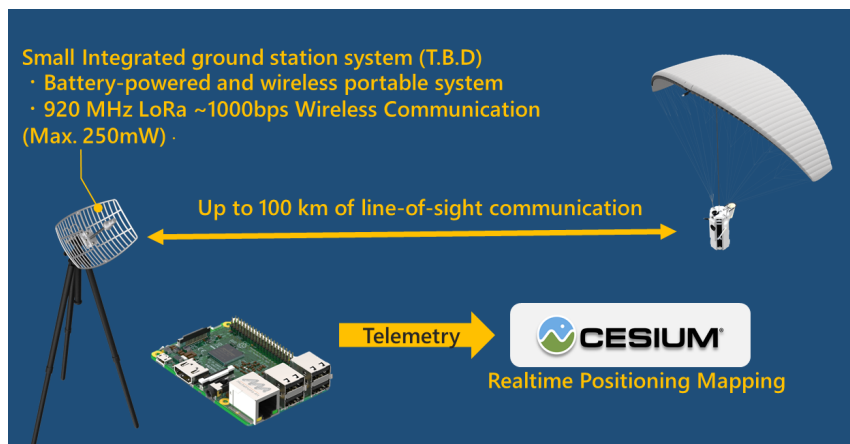


図 16 追跡システムのイメージ

2.2 想定アプリケーション

2.2.1 機体からの提供機能

設計した FM 機体では、ユーザーペイロードレイヤーには質量 500 g、体積 60 mm 立方の装置が搭載可能となっている。

更に、フライトコントローラーからは CAN 通信バスが接続可能であり、ペイロード側からの要求に応じて機体情報も提供可能となっている。

当研究室では、このスペースに搭載可能な観測装置を開発し、科学実験の実施を想定している (図 17)。

2.2.2 インフラサウンド観測への応用

当研究室ではインフラサウンドマイクアレイを活用した津波観測システムを構築し、現在高知県全域での観測が行われている。この観測の中で、到達時間が想定と異なる遠方からのインフラサウンドが存在し、シミュレーションによって高層大気に迂回して到達している可能性がある。この現象の元になっている高層大気の音波伝搬特性を計測することで、津波検知の高精度化を計画している。高層大気までは、観測ロケットと観測気球を組み合わせた観測方法を想定しているが、この着陸域選択型輸送システムを利用することで、低コストで効率的かつ安全な装置回収が実施可能であり、より容易に多数回の観測を重ねることが可能となると期待される。

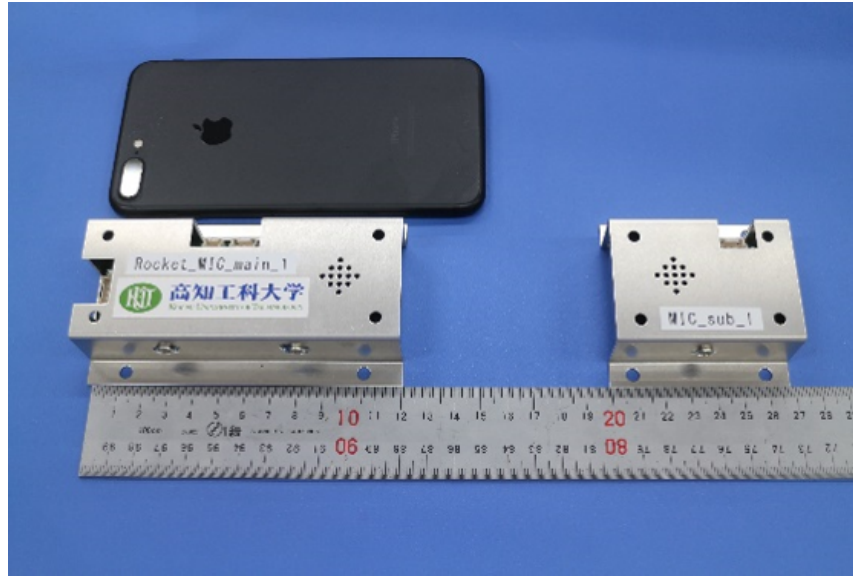


図 17 搭載予定の小型インフラサウンドマイク

2.2.3 スプライト観測への応用

雷が発生するとき、極稀に高層大気にスプライトと呼ばれる発光現象が発生する。この発光現象は発生原理には未解明な部分があり、現在 SSH（スーパーサイエンスハイスクール）の高校生が中心となってカメラによる観測が行われている。当研究室においては、カメラによる光学観測に加えて、ループアンテナによる雷電波の観測も実施している。しかし、地上観測では、雷が発生したことまでは判明するが、電波のみではスプライトとの区別が難しい。そこで、気球に搭載可能な小型のループアンテナを開発し（図 18）、気球によって 30 km 程度まで浮上することで、下からくる通常の雷の電波と上からくるスプライトの電波を分類可能にし、より高精度な観測を可能にする。

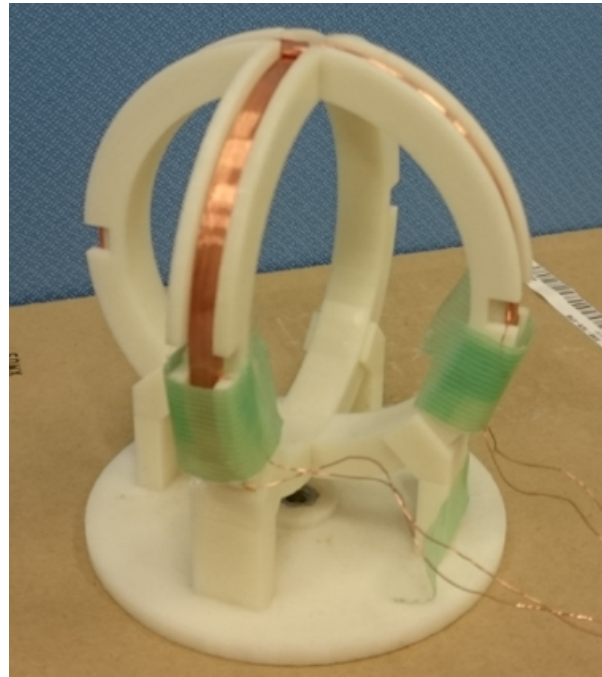


図 18 開発中の小型ループアンテナ

3 飛行試験

3.1 実験構成

本節では 2019 年 2 月 4 日に高知工科大学グラウンド (図 19) で行われた高所作業車からの投下による低高度飛行実験について記述する。本実験では高所作業車を利用して高度約 30 m から飛行試験を実施した。図 19 に示した位置 (●印) から矢印方向に図 20 に示すように人の手で機体を投下し、図 19 に示した 2 地点からカメラで動画撮影を行った。実験場所のスケールを図 19 に示す。図 21 に使用した高所作業車 TADANO AT255CG の図面を示す。

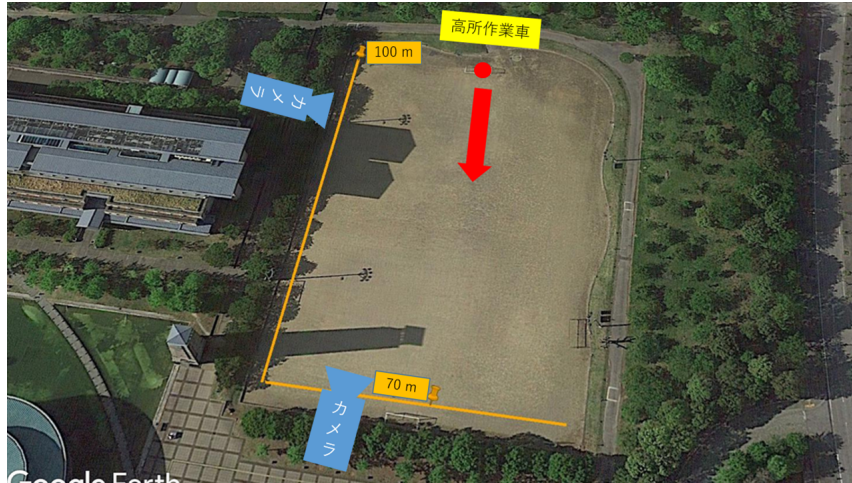


図 19 投下実験の配置図と投下方向 (写真は Google Earth より引用)



図 20 人の手による投下の様子

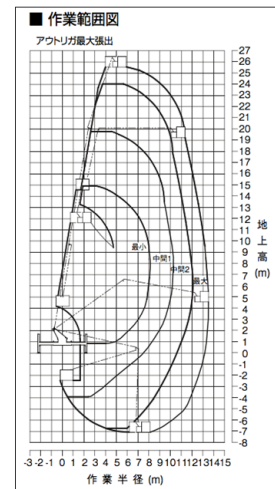


図 21 高所作業車の操作範囲

実験で容易にパラメータを設定するため、アーム位置を機体鉛直上方向に向いている状態を 0° として、進行方向前面側に 180° までを 45° ごと (図 ??) に無線経由の操作によって設定可能にした。飛行試験は 3 回行い、表 1 のように左右制御用アームの位置をサーボモーターで事前に調整したうえで滑空させた。1 回目の飛行は左右ともに 45° ずつ引き下げた状態での無旋回滑空、2 回目は右アームを 135° 、左アームを 90° 引き下げた状態での旋回滑空、3 回目は左右とも 90° 引き下げた状態での無旋回滑空を実施した。

表 1 各飛行試験ごとの設定

飛行	1 回目	2 回目	3 回目
右アーム位置	45°	135°	90°
左アーム位置	45°	90°	90°

飛行時は 3 軸加速度、3 軸周りジャイロ、3 軸地磁気センサ、気圧、温度、制御アームのデータを 5 Hz サンプルングで SD カードに記録した。飛行試験は 3 回実施し、図 19 のカメラ 2 台で飛行時の様子を記録しながら実施した。

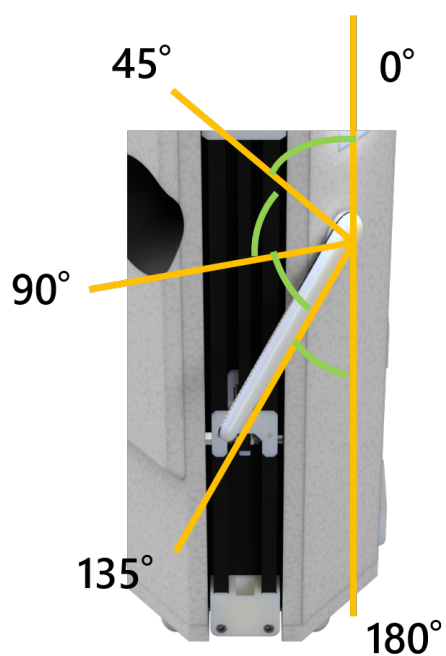


図 22 制御アームの設定位置

4 飛行試験結果

取得したセンサーデータを基に、加速度、ジャイロ、気圧と気温から算出した高度をグラフにプロットした。地磁気センサーデータについては外乱ノイズが補正出来なかったため、今回は利用を断念した。加速度、ジャイロの X, Y, Z 軸の方向は、搭載したセンサーと合わせるため、図 ?? のように、機体軸下方向が Z の正、機体進行方向が Y の負、機体進行方向に対して右が X の正である。回転量は機体軸 (Z 軸) 周りでの回転を表す。

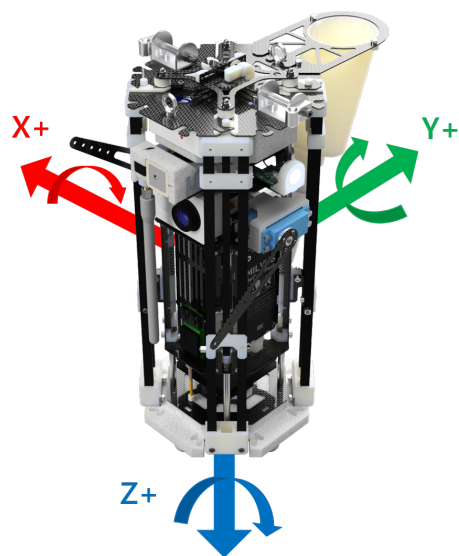


図 23 機体とセンサーの軸の対応

各飛行試験ごとのセンサーデータを図 24 から図 29 にそれぞれ示す。

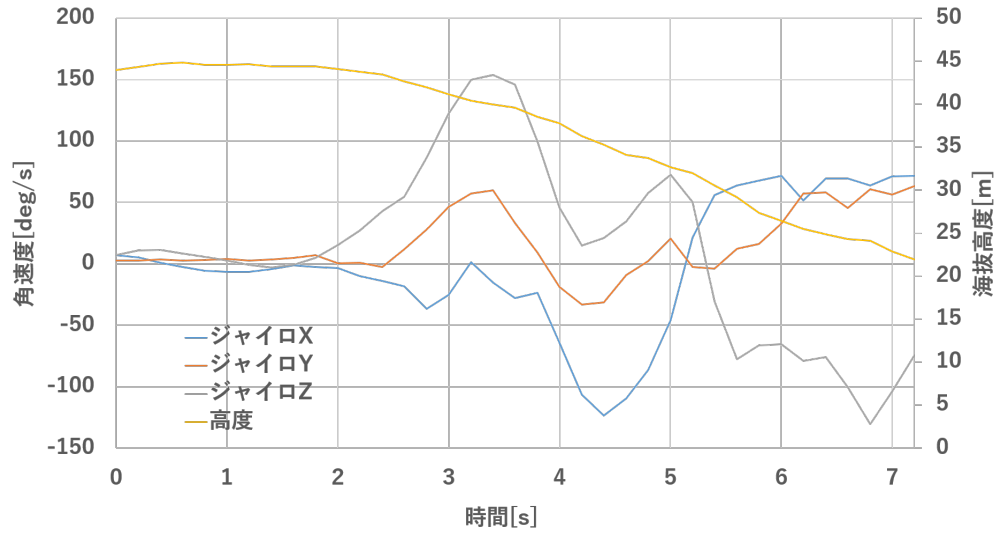


図 24 飛行試験 1 回目 加速度

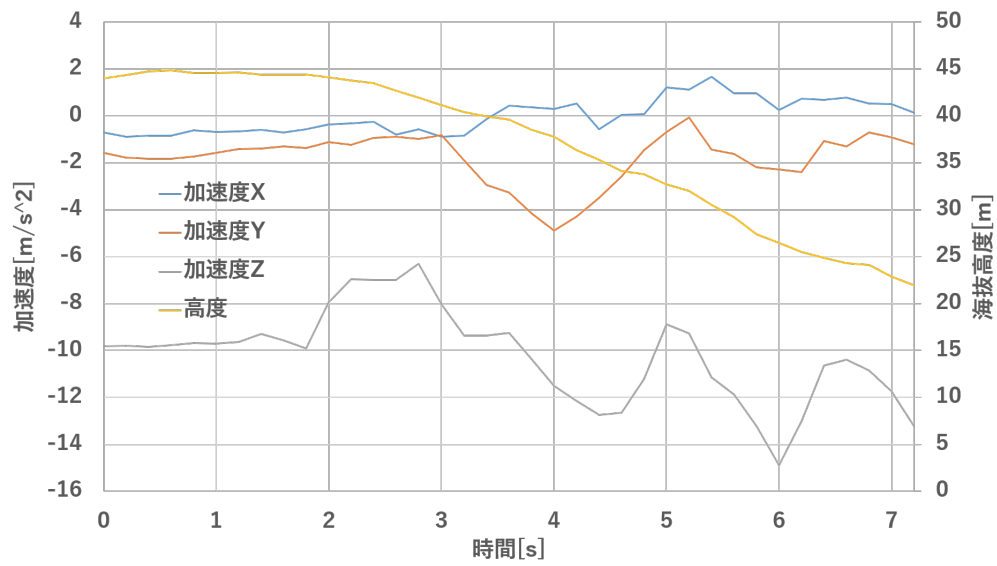


図 25 飛行試験 1 回目 角速度

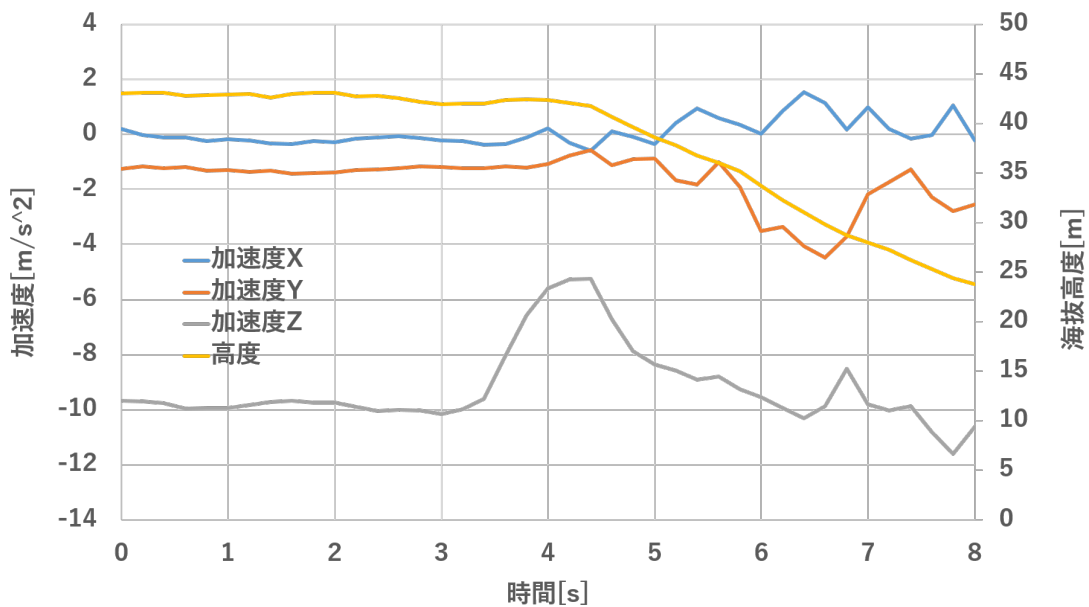


図 26 飛行試験 2 回目 加速度

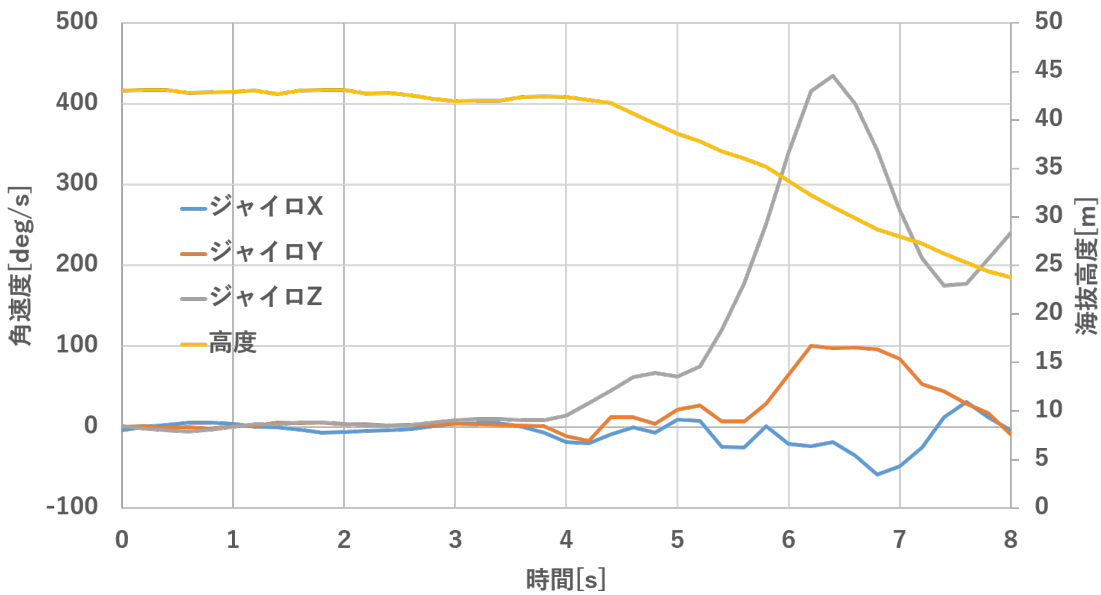


図 27 飛行試験 2 回目 角速度

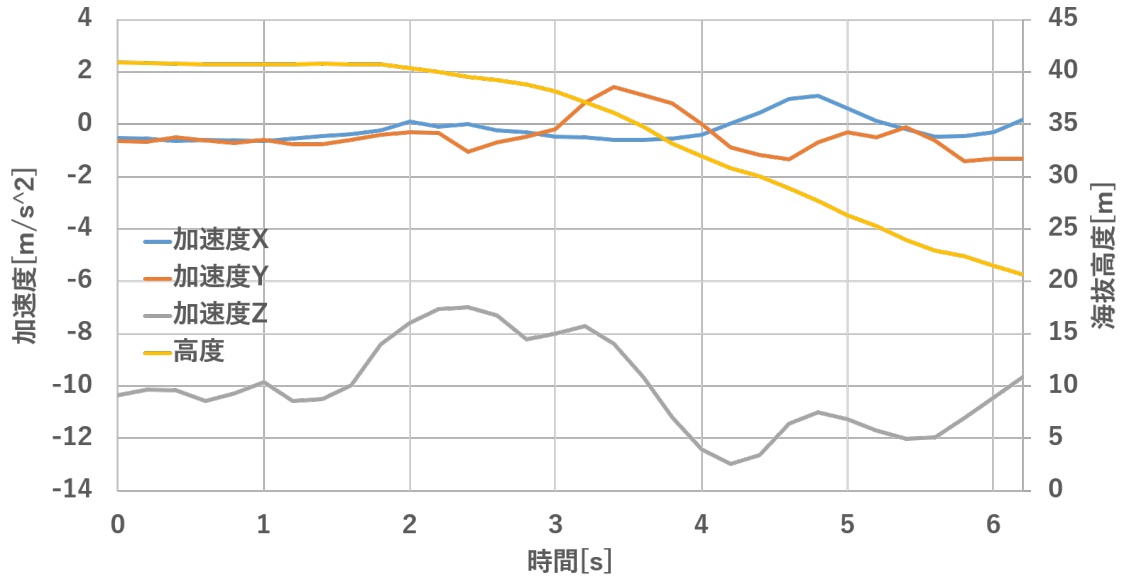


図 28 飛行試験 3 回目 加速度

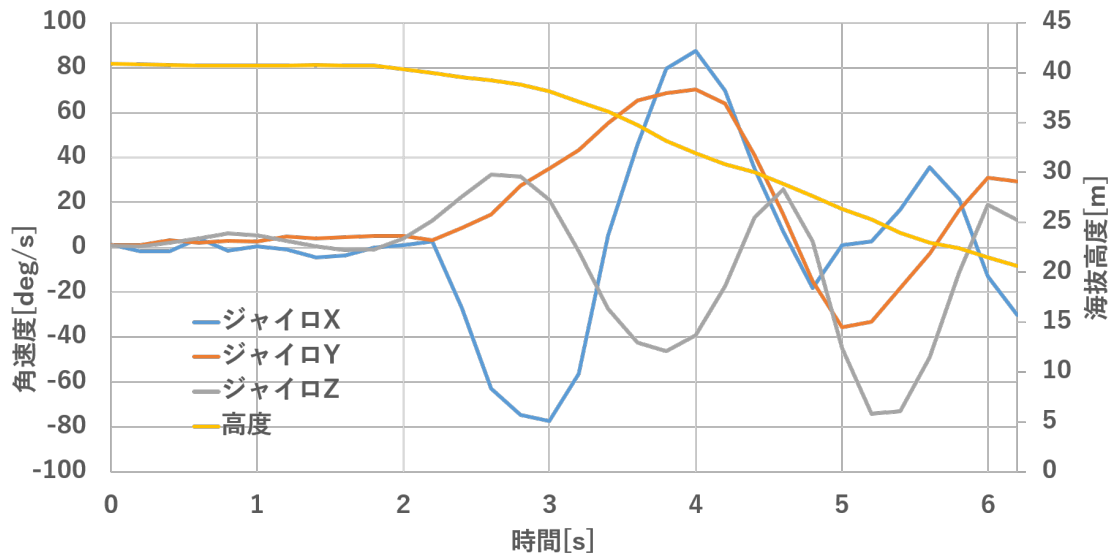


図 29 飛行試験 3 回目 角速度

5 評価

取得した結果を基に、各飛行データから算出した滑空比、回転量を図 30 から図 36 に示す。

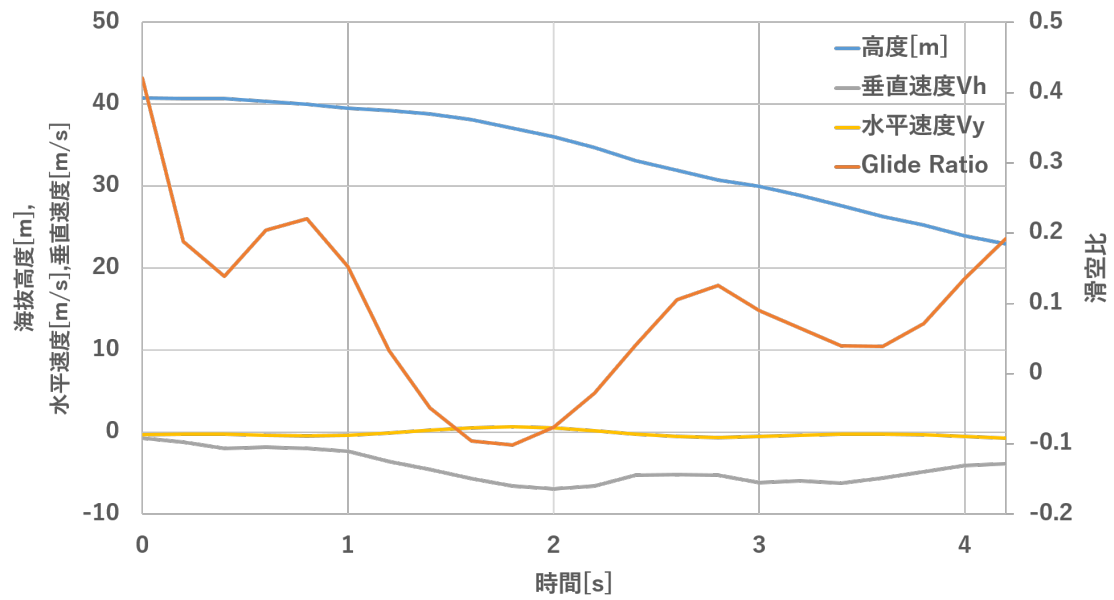


図 30 飛行試験 1 回目 滑空比

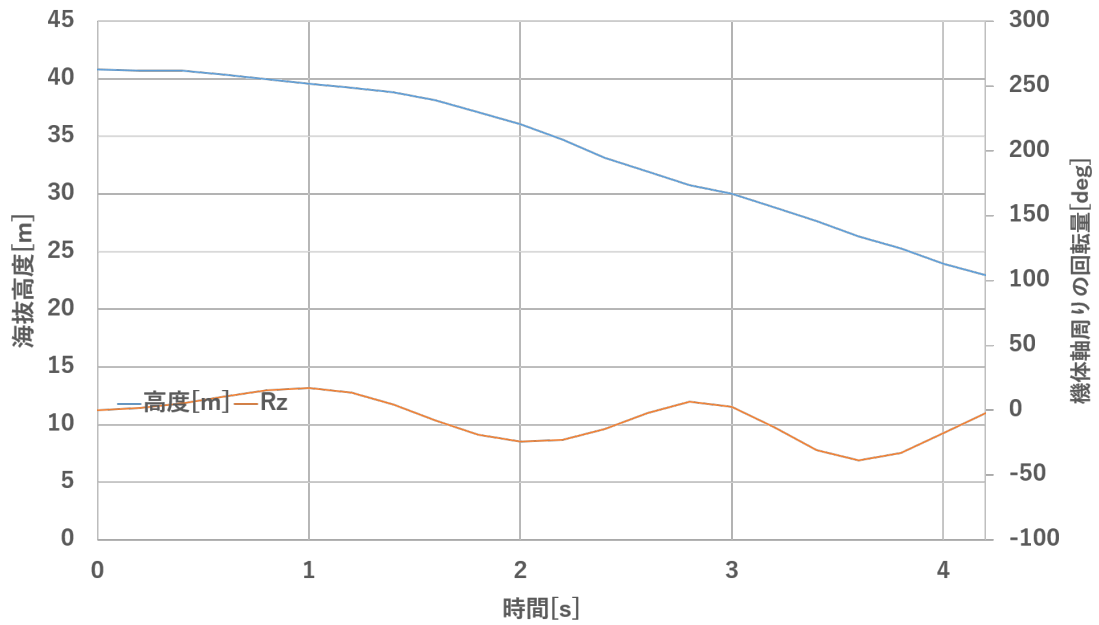


図 31 飛行試験 1 回目 回転量

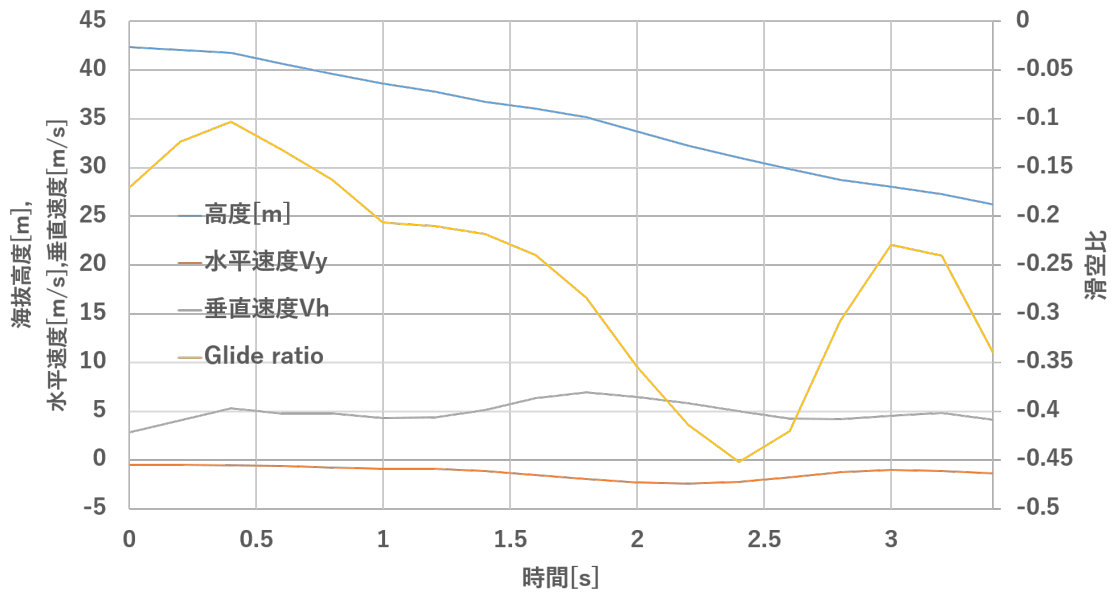


図 32 飛行試験 2 回目 滑空比

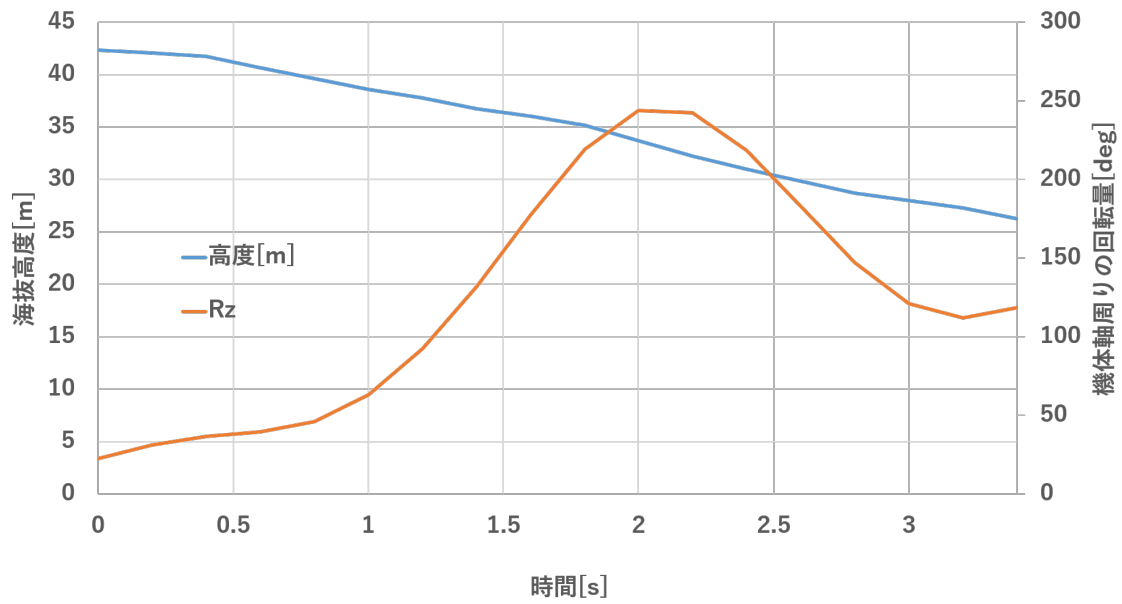


図 33 飛行試験 2 回目 回転量

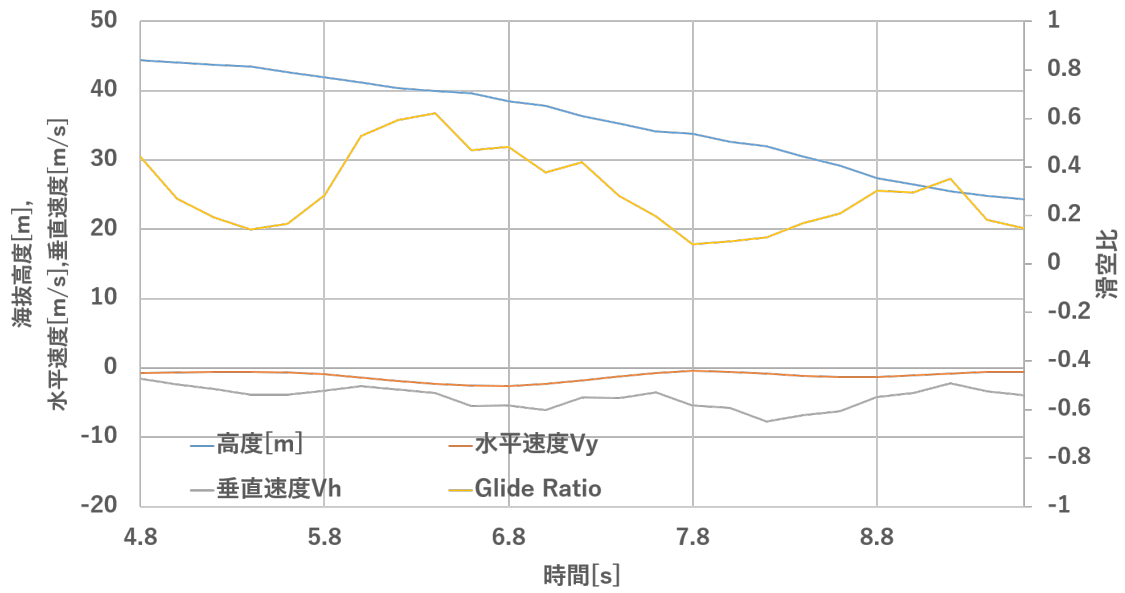


図 34 飛行試験 3 回目 滑空比

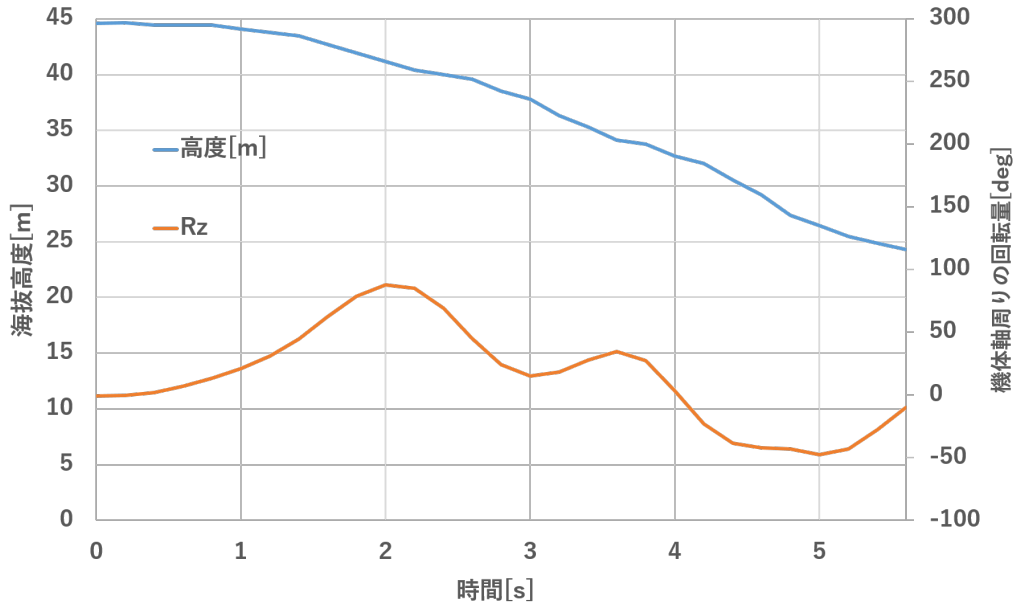


図 35 飛行試験 3 回目 回転量

パラフォイルの性能として重要な滑空比は、3 回を通して最大 0.6（3 回目の 6.4 秒付近）となった。この数値は低高度からの飛行によって投下初期の失速状態から復帰した後の時間が短かったことや、追い風によって揚力が発生しづらかったことによって水平距離が稼げなかったことで過去の実験と比較して小さいと考えられる。しかし、目視及び動画記録では失速は確認されなかったことから、降下時の空力制御は行われていると考えられる。

2 回目の飛行試験について、旋回制御が入っていない 1、3 回目と比較して、映像での回転動作とセンサーデータ、制御アームの位置から、明確な旋回と判断できる。実際に図 31、図 35 の R_z の値が 0° 前後で推移するのに比べて、図 33 の R_z の値は十分に正に大きい値をとり続けている。このことから、2 回目の飛行で旋回制御は達成出来たと考えられる。旋回制御の際の旋回半径 R を以下の式で求めたところ、0.63 m となった。

$$\text{旋回半径 } R = \frac{mv^2}{L \sin \phi} = \frac{v^2 \cos \phi}{g \sin \phi} = 0.63[m] \cdots (2)$$

ϕ : 加速度から算出したバンク角

m : 機体質量

L : 揚力

v : 対気速度

g : 重力加速度

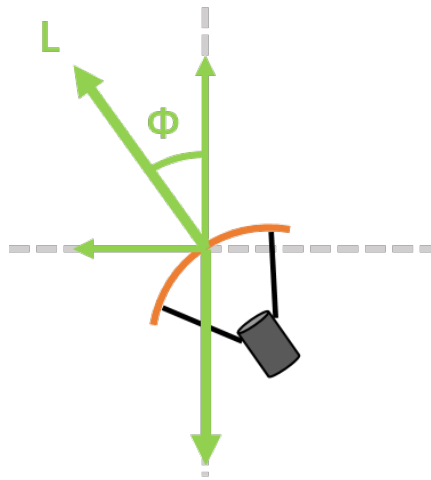


図 36 旋回時のバンク角と揚力の関係図

6 結論

今回の着陸域選択式輸送システムの開発と評価によって、2020年に予定している実運用に供する機体の骨子が定まった。今後の計画においては、今回開発した機体をベースにシステムの拡充を図っていく。

センサーデータからは、パラフォイルの飛行性能によって重要なパラメータである最小旋回半径に近いと思われる値も取得できた。過去の研究で取得したパラメータと併せて、今後の機体の調整や制御性能の検討に用いる。

機体については、展開脚や電装部など新規にシステムにとりこんだ要素についての健全性と、運用操作性の向上を確認できた。

一方で、超音波風速計やレーザー高度計などの未実装の機能を残しており、実運用に向けて今後追加する必要がある。

飛行実験は現状低高度のごく短期間のデータのみの取得にとどまっているので、今後の博士課程では、より高高度の飛行が可能な実験場を確保し、今後はドローンや係留気球を用いた高高度の飛行試験へのステップアップを行うとともに、センサーデータをフィードバックさせる自律制御アルゴリズムの構築と最適化を進めていく。

参考文献

- [1] 矢島 信之, 井筒 直樹, 今村 剛, 阿部 豊雄, 気球工学, 成層圏および惑星大気に浮かぶ科学気球の技術, コロナ社, pp.147-148, 2004.
- [2] WIRED.jp, クリス・アンダーソン: わたしがメイカームーブメントに重要な意味を見いだした理由, <https://wired.jp/2012/11/28/wiredconference2012-chrisanderson/>, 2018年1月7日閲覧.
- [3] Global Space Balloon Challenge, Teams, <https://www.balloonchallenge.org/teams>, 2016年11月8日閲覧.
- [4] Stein, Jenny & Madsen, Chris & Strahan, Alan., An Overview of the Guided Parafoil System Derived from X-38 Experience, AIAA 2005-1652 pp.2-7, 2005.
- [5] 谷繁 樹林, 山田 和彦, 高橋 裕介, 安部 隆士, 火星探査への応用を想定した密閉型パラフォイルの風洞試験結果について, 平成 23 年度 宇宙航行の力学シンポジウム, 2011.
- [6] 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, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 (JAXA-RR) ,JAXA-RR-16-008, pp.2-7, 大気球研究報告, 2017.
- [7] 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.
- [8] 河野 紘基, 国内運用に最適化された小型高高度気球システムの開発と飛翔評価実験, 平成 27 年度高知工科大学大学院 特別研究報告, 2016.
- [9] 平塚 丘将, 超小型気球回収に特化した制御降下式ペイロードの運用に向けた開発と特性評価, 平成 28 年度高知工科大学 卒業研究報告, 2017.

謝辞

本研究に取り組むにあたり、高知工科大学 システム工学群 山本 真行 教授には3年半という長期間に渡り多大なるご支援とご指導ご鞭撻を賜りましたことを心から感謝するとともに深く御礼申し上げます。高知工科大学 齊藤 大晶 助教には、本研究へのご協力をはじめとし、システム構築に関する実用的なアドバイスや、特に海外の学会への論文投稿・発表に際しては、丁寧かつ熱心な添削指導を賜りました。心から感謝するとともに深く御礼申し上げます。また本論文の副査である綿森 道夫 准教授、星野 孝総 准教授をはじめとするシステム工学群の先生方には様々な場面でお世話になりましたことを深く御礼申し上げます。

本学、システム工学群 航空・ガスタービン研究室 野崎 理 教授、同研究室学士4年生の岡氏には迎角調整に際して同研究室・風洞実験施設の利用を快諾していただきましたことを感謝申し上げます。本学電子事務室 中山 愛 様、植野 さとみ 様には、3年間を通して研究資材の購入および納品、事務処理等で大変お世話になりました。また研究室でともに研究する仲間として苦楽を伴にし、また実験時には積極的にご協力をいただいた研究室同期の平田 大祐 氏、修士課程を卒業され先行研究の成果を残された 河野 紘基 氏 には卒業後も、機体の製作や今後の方針について親身に相談に乗って下さり、指針となる数多くの助言をいただき深く感謝申し上げます。3章の先行研究に携わった現九州大学大学院工科研究院 枝本 雅史 氏には研究、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に感謝します。また研究室の先輩方、後輩の皆様にはこれまで多くの実験にご協力いただきましたことを感謝申し上げます。また、本学ロケット製作サークル Space.Lab/KRP (RaSK) 所属の幡野 利史 氏をはじめ同サークルの皆様には日々の3Dプリンターの整備およびCNC加工機のレクチャーを行っていただきました。ここに感謝の意を表します。最後に、大学生活を支え、常に応援して下さった両親、家族、親戚の方々に深く感謝申し上げます。