

ARLISS 大会報告・技術詳細報告書

提出日：2019年 10月 9日

文責：山田周平

● チーム情報

| | |
|-------------------|---|
| CanSat チーム名 | 東京大学 Flying MAGURO |
| CanSat チーム 代表者 | 山田 周平 eulershuhei235@g.ecc.u-tokyo.ac.jp , 09097813464 |
| UNISEC 団体名 | 東京大学 中須賀・船瀬研究室 |
| UNISEC 団体 学生代表 | 関 宇人 seki@space.t.u-tokyo.ac.jp , 08047268820 |
| 責任教員 | 中須賀 真一 nakasuka@space.u-tokyo.ac.jp , 08011318217 |
| CanSat クラス | Open Class |

● メンバー

| 役割 | 名前 (学年) |
|----------------|-------------|
| プロジェクトマネージャー | 山田 周平 (3年) |
| サブプロジェクトマネージャー | 鈴木 聡宏 (3年) |
| 会計 | 平山 龍一 (3年) |
| 制御班 | 牛 佳成 (3年) |
| 構造班 | 中川 瑛祐 (3年) |
| | 武藤 拓志 (3年) |
| | 水本 幸二郎 (3年) |

● CanSat の製作目的・大会参加理由

本学は過去にランバックにより 0m を達成しており、新しい挑戦として昨年度から固定翼機のフライバックを選択している。本年度も引き続き固定翼機のフライバックに挑戦した。

目次

| | | |
|-----|--|----|
| 第1章 | ミッションについて | 4 |
| 1. | ミッションの意義と目的 | 4 |
| 2. | ミッションシーケンス | 4 |
| 第2章 | サクセスクライテリア | 6 |
| 第3章 | 要求項目の設定（各チームごとに項目を追加してください） | 7 |
| 1. | システム要求（安全確保のために満たすべき要求） | 7 |
| 2. | ミッション要求（ミッションを実現するためのシステム要求） | 7 |
| 第4章 | システム仕様 | 9 |
| 1. | CanSat 設計図（CAD 図面や回路レイアウト図や写真など、公開可能であれば図面をここに示し、データも添付をお願いします。） | 9 |
| 2. | CanSat 外観/質量/サイズ | 11 |
| 3. | CanSat 内観・機構/電力 | 12 |
| 4. | 使用部品 | 13 |
| ➤ | 電子系 | 13 |
| ➤ | 動力系 | 13 |
| ➤ | 構造系 | 13 |
| 5. | 製作時に使用した機材・サービス | 13 |
| 6. | プログラム・アルゴリズム | 14 |
| 7. | 会計 | 16 |
| 第5章 | 試験項目設定（項目別試験、結合試験、EndtoEnd 試験） | 18 |
| 第6章 | 実施試験内容 | 19 |
| 第7章 | 工程管理、ガントチャート（スプレッドシートを推奨） | 29 |
| 1. | チーム内・審査会等 | 29 |
| 2. | 各担当（ハード・ソフト・全体などの進行状況・予定を記入） | 29 |
| 第8章 | 大会結果 | 30 |
| 1. | 能代宇宙イベント | 30 |
| ➤ | 目的 | 30 |
| ➤ | 結果 | 30 |
| ➤ | 取得データ | 30 |
| ➤ | 故障原因解析・解決手段等 | 30 |
| 2. | ARLISS（上記能代と同様に記載してください） | 30 |
| ➤ | 目的 | 30 |
| ➤ | 結果 | 30 |
| ➤ | 取得データ | 31 |
| ➤ | 故障原因解析・解決手段等 | 38 |
| 第9章 | まとめ | 40 |
| 1. | 工夫・努力した点 | 40 |
| 2. | 良かった点・課題点 | 40 |

3. チームのマネジメント等、プロジェクト全体でのよかった点、反省点40

第1章 ミッションについて

1. ミッションの意義と目的

昨年に引き続き、本学は今年も固定翼機のフライバックに挑戦する。

近年の ARLISS においてはローバーによるランバックが主流となっていて、固定翼機によるフライバックを行うチームは少ない。この理由としては、従来の惑星探査ミッションにローバーが多く用いられてきたこと、ローバーによるランバックは比較的精度よく目的地に到達できること、などが考えられる。しかしながら、近年では火星などの大気が存在する惑星の探査に航空機型の探査機が用いられる構想も検討されている。このような構想が現実のものとなった時に、固定翼機によるフライバックに挑戦して得られた知見は大いに役立つことであろう。

ほとんど前例がない状態で固定翼機のフライバックに挑戦した昨年は、カムバックコンペティションの最高記録が 900m であった。カムバックコンペティションにおける固定翼機の可能性を示したという意味でこの記録は評価できるが、現実の探査機として利用可能なレベルとは言えないであろう。そこで我々は 900m 以内に着地することをフルサクセスとして掲げた。これを達成することにより昨年からの進歩を示すことができる。また、アドバンストサクセスとして ARLISS のフライバック大会公式記録である 45m を目指そうと考えた。これを達成することができれば、固定翼機もローバーとほとんど変わらない精度で目的地に到達できることが示せるので、航空機型の惑星探査機もより現実味を帯びることであろう。ローバーと固定翼機の探査機としての性能を比較する意味でも ARLISS において固定翼機のフライバックに挑戦することは非常に有意義なことであると考えられる。

2. ミッションシーケンス

第 1 段階（ロケット発射までの準備）

- 1.1 収納完了
- 1.2 ロケット搭載
- 1.3 ロケット発射

第 2 段階（ケーシング放出から飛行開始）

- 2.1 CdS セルでロケットから分離を検知
- 2.2 気圧センサで現在の高度を推算
- 2.3 対地高度 2000m 地点でニクロム線を溶断、機体分離、この時に機体側の Arduino と通信し、分離することを知らせる
- 2.4 ケースはその後、GPS で現在位置を発信

第 3 段階（制御飛行）

- 3.1 最初は PPM でフライトモードを Arduino による制御に設定
- 3.2 機体がケースから解放されたことをケース側の Arduino との通信、または機軸伸びを検知
- 3.3 PPM でフライトモードを機体安定に設定、スロットルの出力を最大に設定

- 3.4 Arduino を使って機体の状態を確認、一定以上のピッチ角になるまで機首上げ
- 3.5 ピッチ角が範囲に入り次第、PPM でフライトモードを自動制御に移行
- 3.6 GPS で信号を取得し続ける
- 3.7 Deep Stall で目標地点付近に着陸

サブシステム構成図を以下に示す。

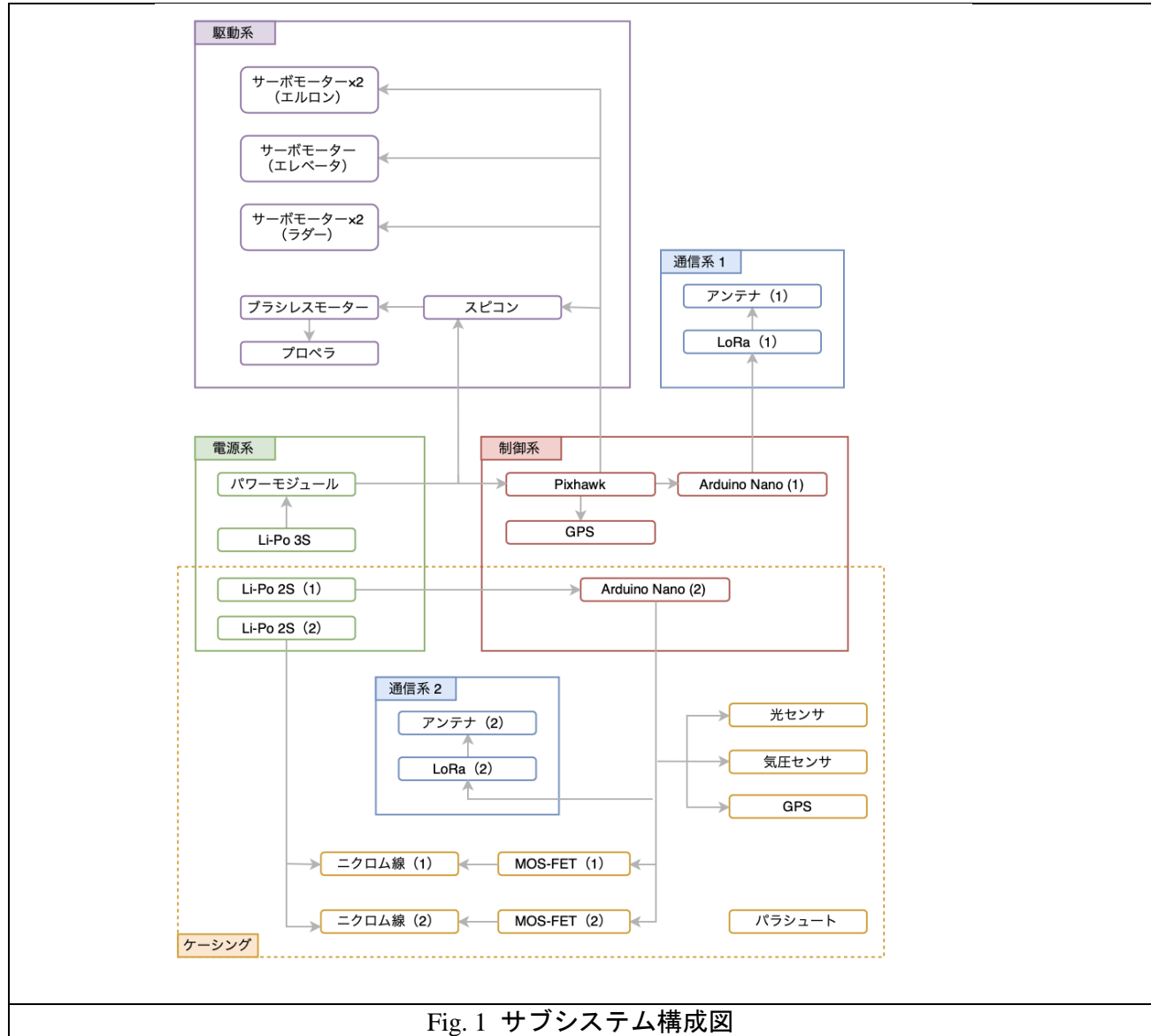


Fig. 1 サブシステム構成図

第2章 サクセスクライテリア

| | |
|------------|--|
| ミニマムサクセス | <ul style="list-style-type: none">・パラシュートを展開する・ケーシングを展開する・機体をケーシングから放出する・機軸および主翼を展開する・機体とケーシングを切り離す・機体の GPS データを通信できる・ケーシングの GPS データを通信できる |
| ミドルサクセス | <ul style="list-style-type: none">・直進飛行する・ログを残すことができる・機首上げる・9 軸データ（加速度、地磁気、角速度）を取る |
| フルサクセス | <ul style="list-style-type: none">・対地高度 2 km でケーシングを展開する・上昇・下降・旋回ができる・推力のコントロールができる・フィードバック制御により機体の姿勢を復元する・地上局と通信できる・900m 以内に着地する |
| アドバンスドサクセス | <ul style="list-style-type: none">・45m 以内に着地する・10 秒に 1 度の頻度で安定的に地上局と通信する・回収後 10 分で再度飛行可能な状態に修復することができる |

第3章 要求項目の設定（各チームごとに項目を追加してください）

1. システム要求（安全確保のために満たすべき要求）

| 要求番号 | 自己審査項目（ ARLISS 打ち上げ安全基準 ） |
|------|--|
| S1 | 質量と容積がレギュレーションを満たすことが確認できている |
| S2 | 遺失物対策を実施しており、その機能の有効性を試験で確認できている |
| S3 | 地表近くで速度を減速させるための適切な機能を有しており、その機能の有効性を試験で確認できている。 |
| S4 | 打ち上げ時の準静的荷重・振動荷重および開傘衝撃を受けた後もシステムが正常に作動することが試験で確認できている |
| S5 | 打ち上げ時に無線機の電源が OFF にできることが確認できている |
| S6 | 無線チャンネル調整に応じる意思があり、また実際に調整できることを確認できている |
| S7 | ミッション時に人間が介入しない自律制御をするシステムを有し、その機能を確認できている |
| S8 | ミッション後に制御記録報告書を運営に提出する意思があり、その準備ができている |
| S9 | 安定飛行制御が行えることを試験により確認できている |

2. ミッション要求（ミッションを実現するためのシステム要求）

| 要求番号 | 自己審査項目（ ミッション実現要求項目 ） |
|------|---------------------------------------|
| M1 | パラシュートが展開できる |
| M2 | ケーシングが展開できる |
| M3 | 機体をケーシングから切り離すことができる |
| M4 | 機体を展開することができる |
| M5 | 機首上げができる |

| | |
|-----|----------------------|
| M6 | 直進飛行ができる |
| M7 | 機体の姿勢安定がとれる |
| M8 | 上昇・下降・旋回ができる |
| M9 | 目標地点に向かって飛行できる |
| M10 | 目標地点付近で着陸体勢に入ることができる |

第4章 システム仕様

1. CanSat 設計図



Fig. 2 主翼(表)

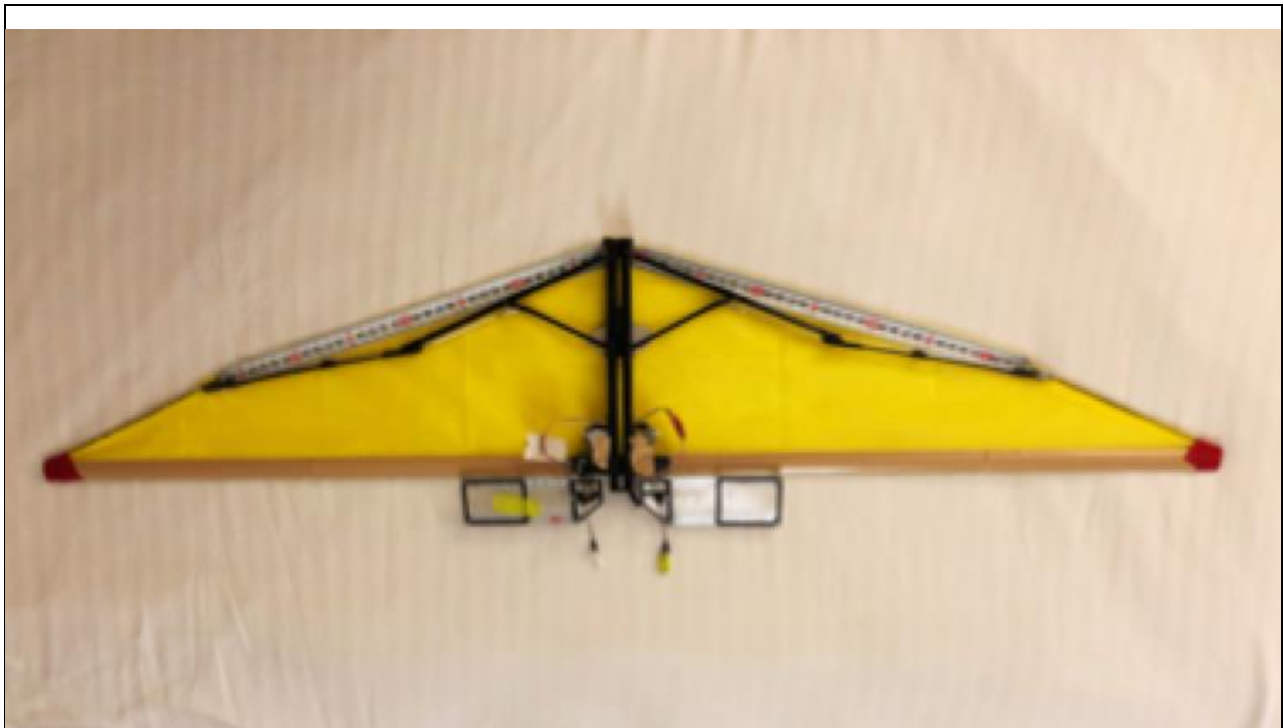


Fig.3 主翼(裏)



Fig. 4 機軸



Fig. 5 電装類ポッド

CAD データは以下のリンクより閲覧可

https://drive.google.com/open?id=1S2D4JUldBxhFdE_Ultdsw0p-vd5diThz

2. CanSat 外観/質量/サイズ

(機体諸元)

- 主翼面積 : 1080 cm^2
- コード長 : 19 cm (翼根)
- 翼幅 : 100 cm
- 水平尾翼面積 : 136.5 cm^2
- 垂直尾翼面積 : 79 cm^2 (2つ)
- モーメントアーム長 : 45 cm
- 機軸の全長 : 55 cm
- エルロン面積 : 92 cm^2
- エレベータ面積 : 63 cm^2
- ラダー面積 : 67.5 cm^2 (2つ)
- 機体重量 : 205 g
(主翼など 121, 機軸 63, 尾翼, 胴体 21)
- 機体総重量 : 546 g
- 飛行速度 : 対気速度が 13 m/s
- 揚力係数 : およそ 0.6
- 取り付け角 : 0°
- 重心位置 : 前縁から 75 %程度

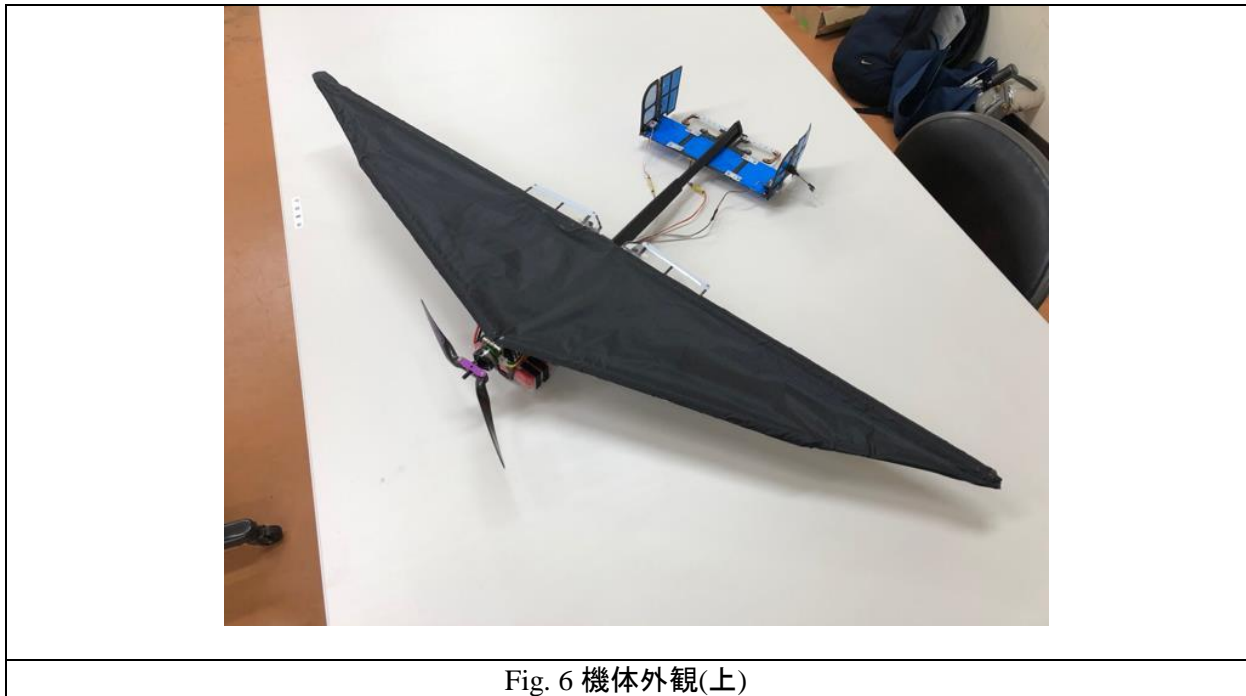


Fig. 6 機体外観(上)

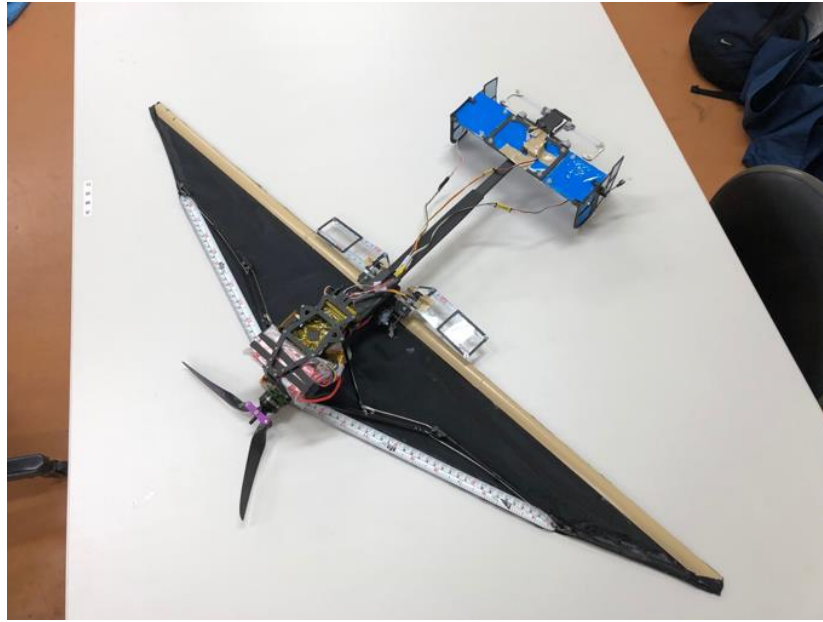


Fig. 7 機体外観(下)

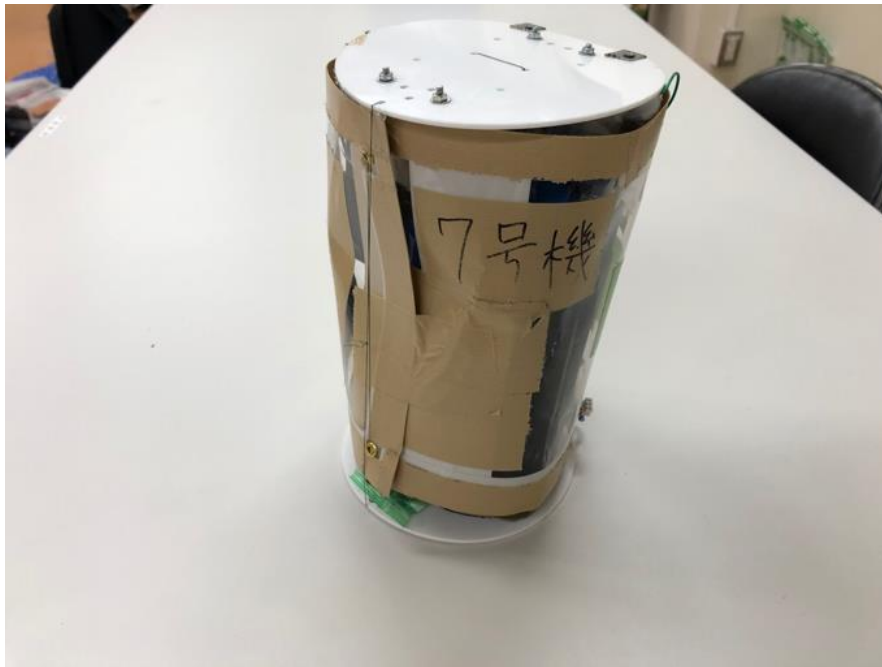


Fig. 8 機体収納時

3. CanSat 内観・機構/電力

機軸は後方に三段で展開する。

操舵動作確認の動画を以下に示す。

<https://youtu.be/d06xvpoUVcg>

胴体は可能な限りコンパクトな形状を目指した。さらに、可能な限りコンポーネントを前に詰めることで重心位置を前に移した。

尾翼のラッチには PE ラインを用いた。尾翼と胴体の前方を PE ラインで結び、尾翼が機軸に接地し尾翼として十分に機能するようにした。

ブラシレスモーターのラッチには輪ゴムを用いた。収納のためにプロペラ部を機軸方向に折りたたむ必要があり、そのラッチのためにブラシレスモーターと胴体の前方を結んだ。

バッテリーは 11.1[V]、1500 [mAh]の LiPo バッテリーを使用。

4. 使用部品

➤ 電子系

| 分類 | 名称・型番 | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|----------|-----------|-----------|----|
| GPS | | | |
| Pixhawk | | | |
| パワーモジュール | | | |
| LoRa | ES920LR | | |
| CdS セル | GL5528 | 秋月電子 | |
| 大気圧センサ | BME280 使用 | 秋月電子 | |

➤ 動力系

| 分類 | 名称・型番 | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|------------|--------------------------------------|---|----|
| ブラシレスモーター | T-MOTOR AS2208-15 KV126 | https://robin.jp/SHOP/TG-AS2208-15-1260.html | |
| スピードコントローラ | HOBBYWING SKYWALKER 20A BEC 内蔵 2A/5V | https://sekido.shop-pro.jp/?pid=35284888 | |

➤ 構造系

| 分類 | 名称・型番 | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|---------|-----------|---|----|
| サーボモーター | WK-DP0025 | https://www.super-rc.co.jp/rc/product/view?id=53011 | |

5. 製作時に使用した機材・サービス

| 分類 | 名称・型番 | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|--------|----------|---------------|----|
| 3D プリン | Mark Two | 東京大学工学部アイデア工房 | |

6. プログラム・アルゴリズム

使用言語: C,C++

ケースの制御のフローチャートと機体の制御のフローチャートそれぞれがあるのでそれぞれ分ける。まずはケース側の制御から

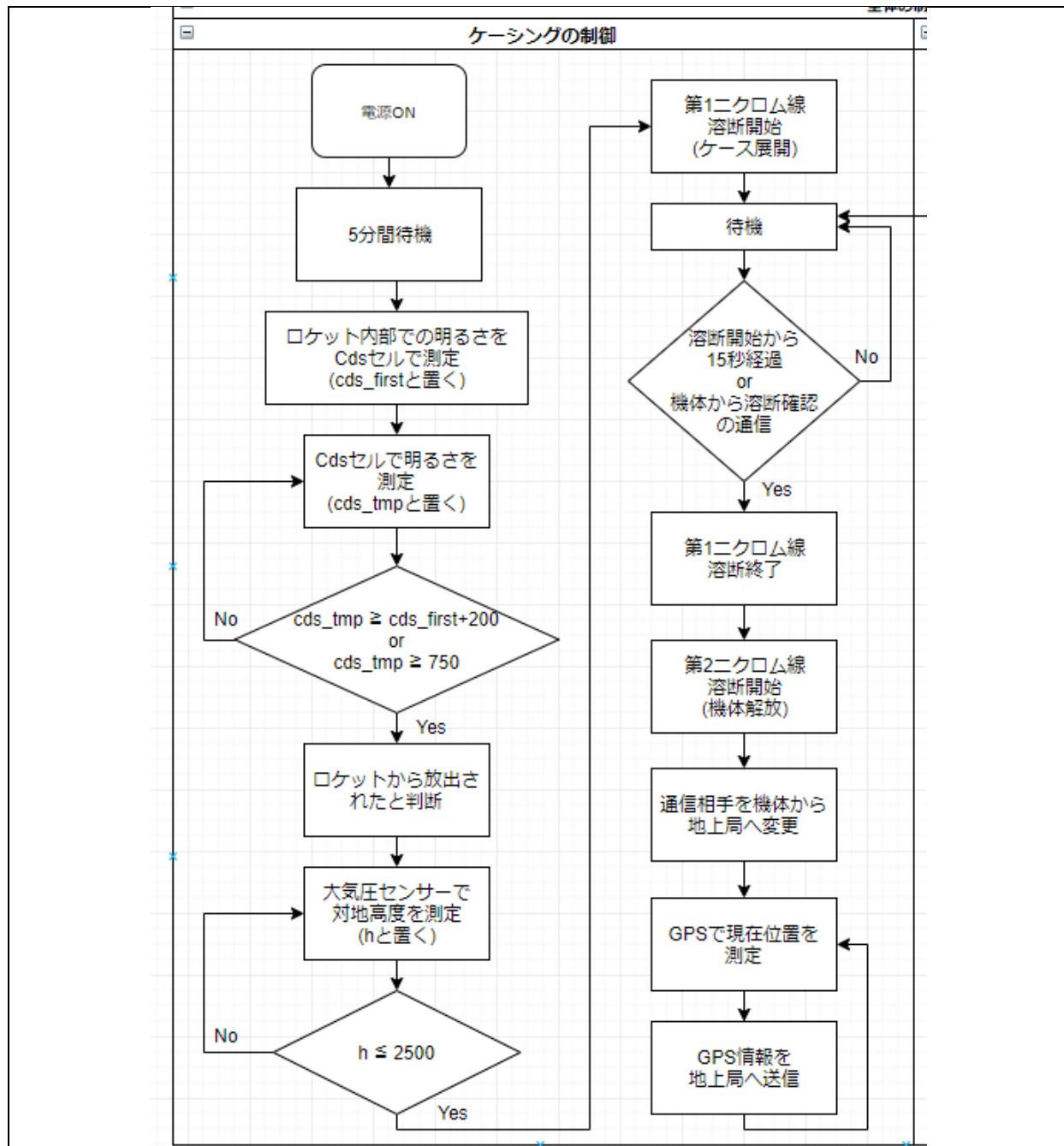


Fig. 9 フローチャート(ケーシング制御)

次に機体側の制御のフローチャート

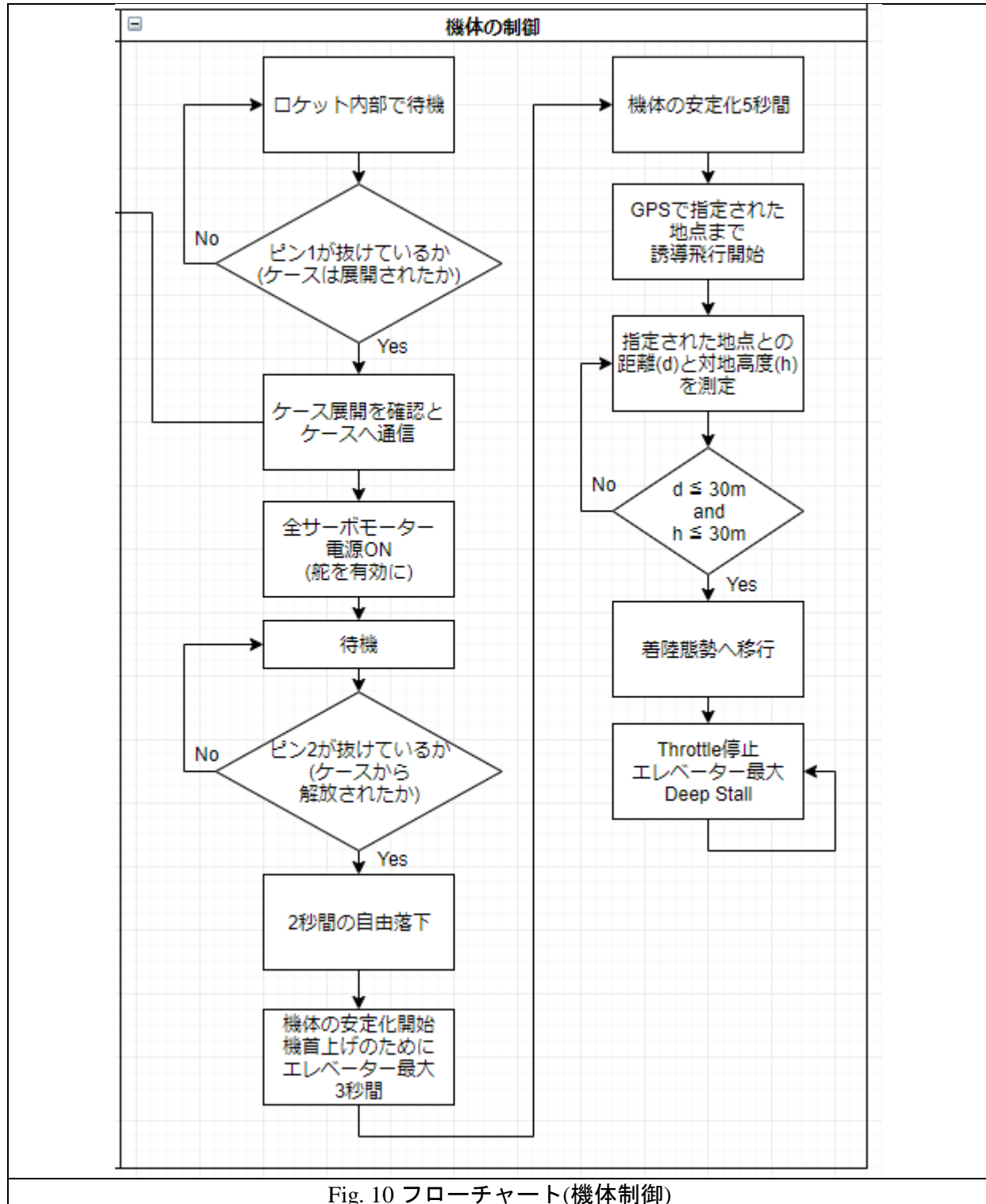


Fig. 10 フローチャート(機体制御)

参考だが、全体のフローチャートは下図。

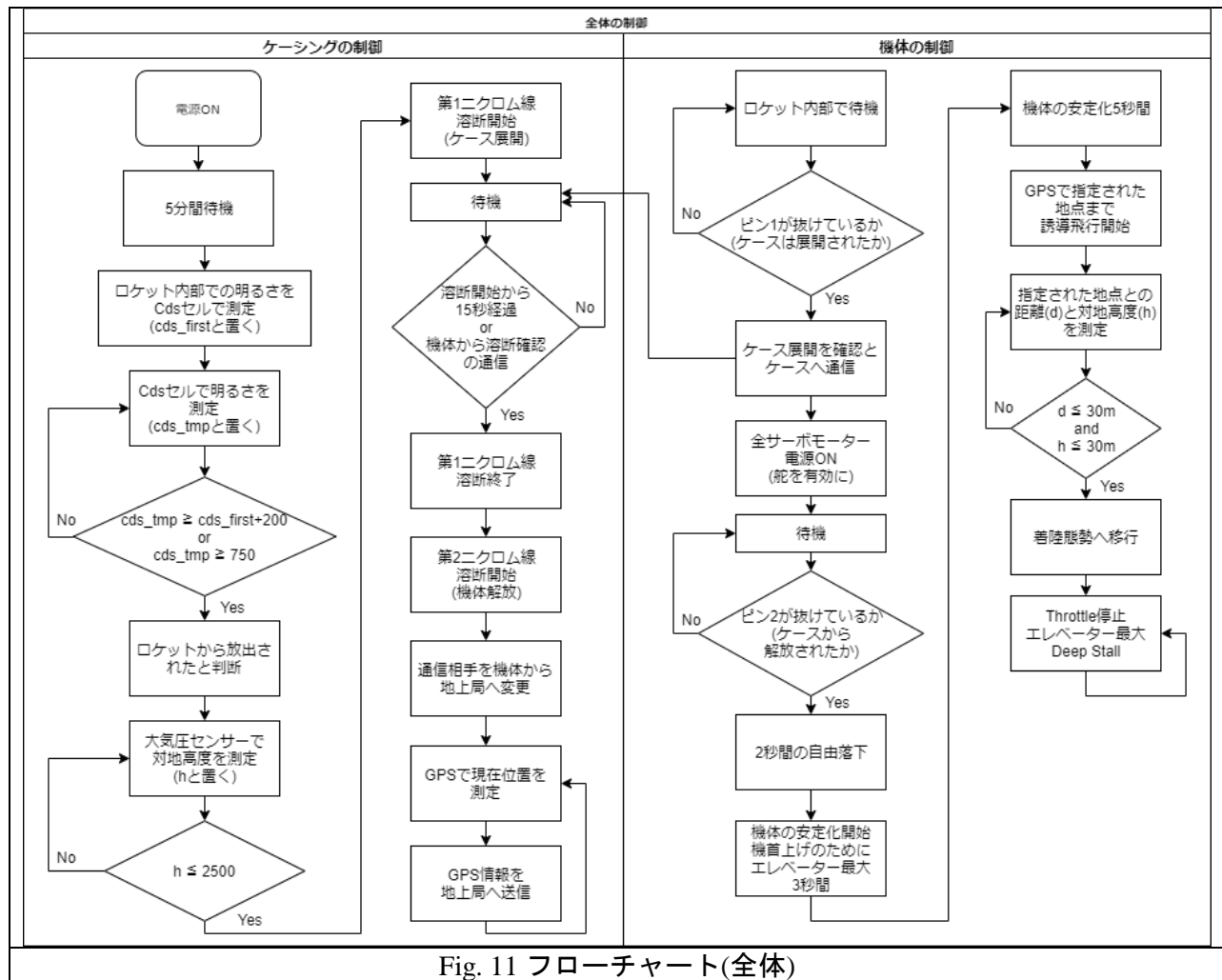


Fig. 11 フローチャート(全体)

機体の制御に関してはかなり複雑で ArduPilot というオープンソースソフトウェアを用いており、具体的な数式に関しては相当数になってしまうのでここでは詳細を省く。

今回私たちが使ったのは固定翼機の制御用の部分だが、ヘリからドローンの制御まで幅広く対応している。興味がある方は下の Github から眺めてみて欲しいが、過去に 40000 ほどのコミットが為され、今でも 300 のプルリクがあり、第 1Contributor だけでも 140 万行近くの追加と 90 万行近くの削除をしているほどのかなり大規模なオープンソースソフトウェアなので全てをきちんと理解するのはまず無理だと思われる。

<https://github.com/ArduPilot/ardupilot>

固定翼機の制御の部分は、基本的に Arduplane 内部のコードを読めば追うことは出来る(が、恐らく理解は難しい。

7. 会計

製作費 合計 638,774 円

(中須賀研究室より 150,000 円、工学部アイデア工房より 250,000 円のご援助)

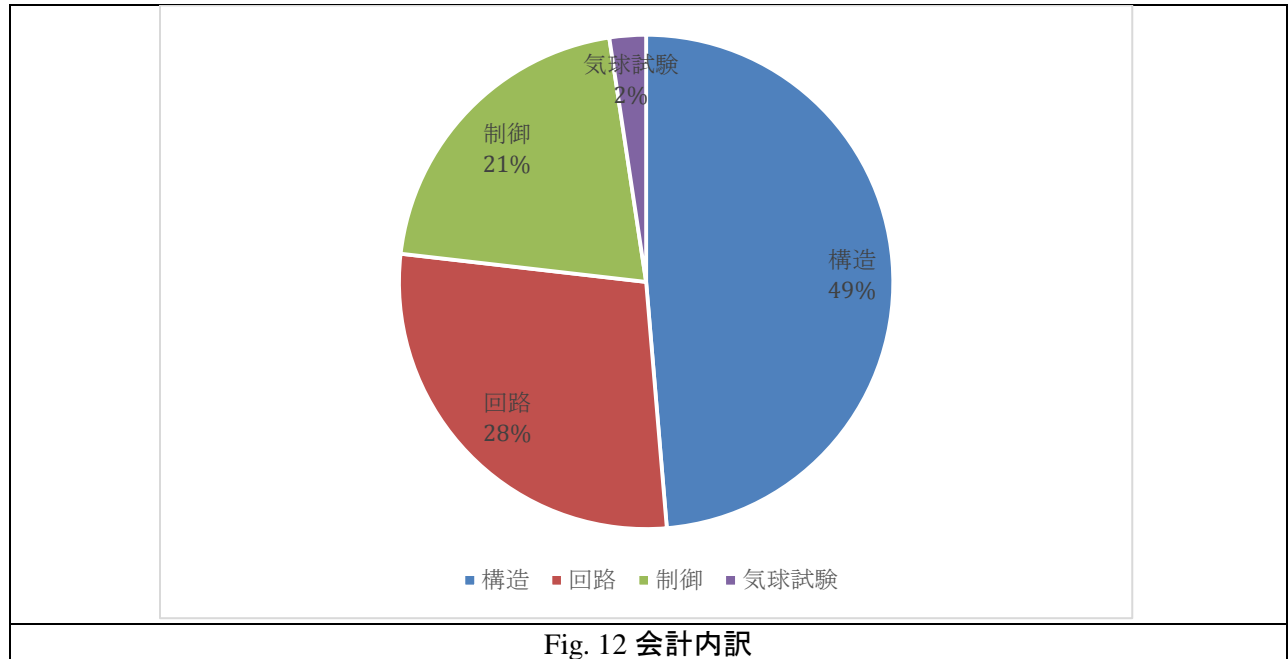
内訳

構造系 306,083 円 (機体・ケーシング 材料など)

回路系 177,095 円 (回路素子・モーター など)

制御系 130,799 円 (マイコン・GPS など)

気球試験費 15,000 円 (UNISEC 合同)



第5章 試験項目設定（項目別試験、結合試験、EndtoEnd 試験）

| 番号 | 検証項目名 | 対応する自己審査項目の 要求番号（複数可） | 実施日 |
|-----|-----------------|--------------------------|---------|
| V1 | 質量試験 | R1 | 8/20 |
| V2 | キャリア収納試験 | R1 | 8/20 |
| V3 | 通信試験 | R2 | 8/18 |
| V4 | パラシュート・ケース展開試験 | R3 | 7/13 |
| V5 | 静荷重試験 | R3,R4 | 7/13 |
| V6 | 振動・開傘衝撃試験 | R5,R6 | 8/19 |
| V7 | 通信機電源 ON/OFF 試験 | R7 | 7/7 |
| V8 | 通信周波数変更試験 | R8 | 7/7 |
| V9 | 飛行試験 | R10 | 7/13 |
| V10 | 制御記録報告書作成試験 | R11 | 7/13 |
| V11 | EndtoEnd 試験 | R9 | 7月および8月 |

第6章 実施試験内容

1. 質量試験

➤ 目的

質量がレギュレーションを満たしていることを確認する。

➤ 試験/解析内容

全モジュールを計りで計測し、1050g 以下であることを確認する。

➤ 結果

8月20日実施。フライトモデルの機体をケーシングに収納した状態ではかりにより重量を計測した結果、956g となりレギュレーションを満たすことが示された。以下に計測時の写真を示す。

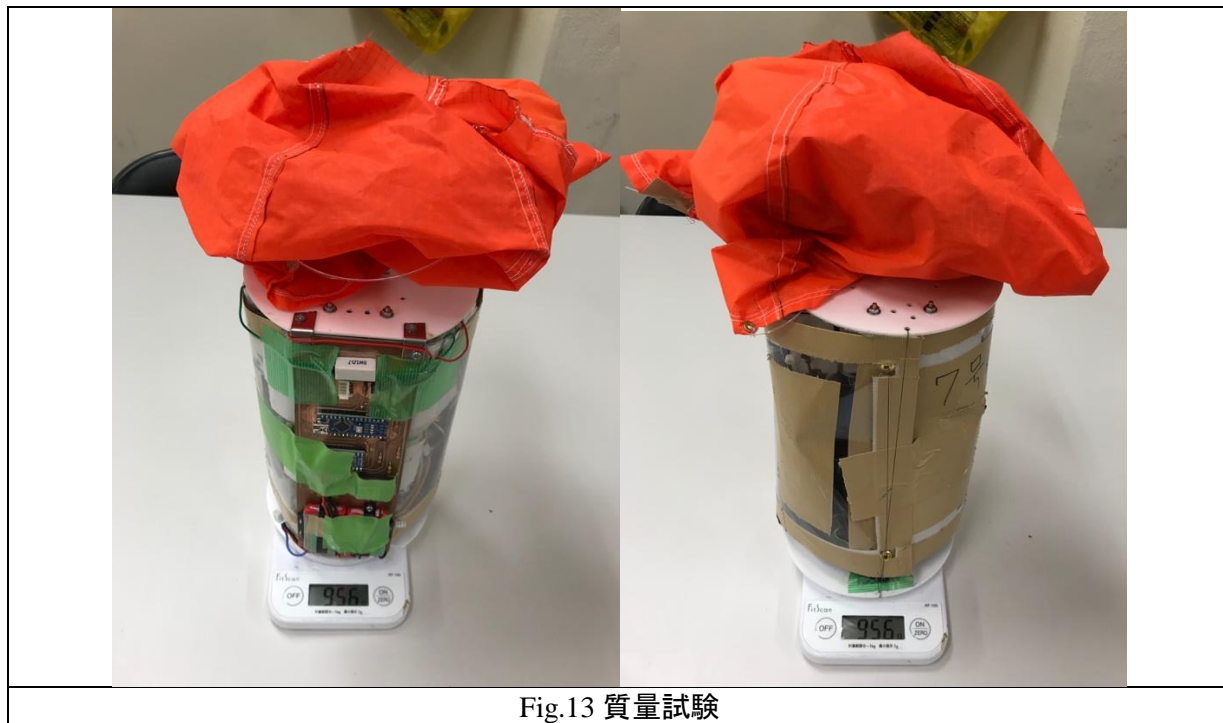


Fig.13 質量試験

2. キャリア収納試験

➤ 目的

レギュレーションのキャリアに機体およびケーシングが収納できることを確認する。

➤ 試験/解析内容

機体を収納したケーシングが Open Class のレギュレーションである直径 146mm、高さ 240mm 以下となることを確認する。

➤ 結果

8月20日実施。以下の動画によりレギュレーションを満たすことが確認できる。動画内のオレンジ色の容器は内径 144mm、高さ 239mm であり、この容器に十分収納できていることがわかる。

<https://youtu.be/kE-FO5EqJ-E>

3. 通信試験

➤ 目的

ミッション遂行に耐える距離で必要な容量の通信が円滑に行えることを確認する。

➤ 試験/解析内容

2つのモジュール間に 3km 程度の距離を設け、通信試験を行う。

➤ 結果

8月18日実施。荒川の河川敷で2つのグループに分かれて通信試験を行った。以下の2つの場所に分かれた。



Fig.14 通信試験実験場所

Google Map より、この間の距離は 2.82km と分かる。



Fig.15 通信試験の2点間距離

この時、帯域幅 500kHz, 拡散率 12 として、1172bps で通信を行い、成功した。通信に成功した時の PC のスクリーンショットは下。

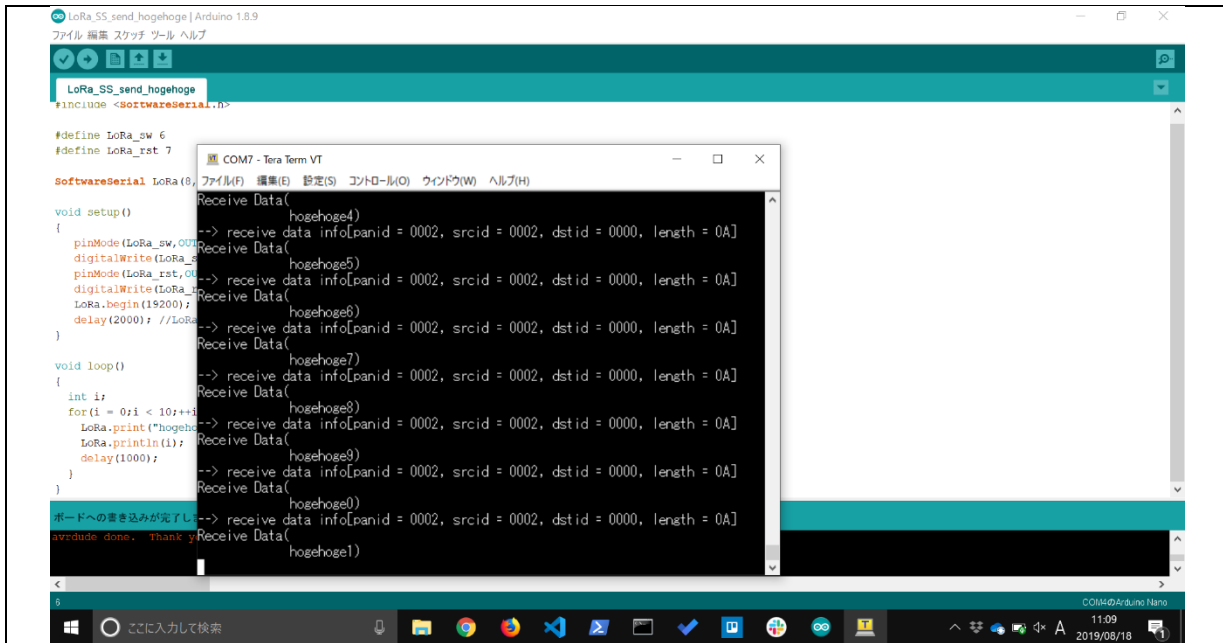


Fig.16 通信試験スクリーンショット

通信機器は ES920LR を用いた。EASEL 社のカタログスペックは 10km をうたっており、今回の試験結果からもミッション達成に十分な通信距離を確保できることがわかる。

4. パラシュートケース展開試験

➤ 目的

パラシュートの開傘、ニクロム線溶断機構によるケースの展開・機体の放出が正常に行われることを一連の流れで確認する。

➤ 試験/解析内容

高度約 50m に浮かぶ気球からパラシュートをつないだケースを投下し、パラシュートが開傘したのち、ケースが展開し機体が放出されることを確認する。

➤ 結果

7月13日実施。以下の動画により、パラシュートの開傘およびニクロム線溶断機構が正常に動作することが確認できた。なお、実験には機体と等重量のダミーペイロードを使用した。実験として問題はないと考えられる。

https://youtu.be/4dl3e_0A_Qk

5. 静荷重試験

➤ 目的

ロケット上昇時などの大きな静荷重に機体およびケースが耐えられることを確認する。

➤ 試験/解析内容

機体を収納したケーシングに紐をつけ、遠心力にてロケット上昇時に生じる静荷重と同等の荷重(10G)を再現する。

➤ 結果

7月18日実施。以下の動画において、2.5mの紐の先に機体を収納したケーシングを取り付け、メトロノームの音に合わせて1秒間に約0.9回転(54rpm)して、遠心力を発生させた。回転中心が左足であり、腕の長さおよびケーシングの重心までの距離の和が50cm程度あることを考慮すると、回転半径は3mと見積もれるので、ケーシングにかかる荷重は

$$3 \times (0.9 \times 2\pi)^2 \approx 95.835$$

となり約10Gが得られている。

<https://youtu.be/FHG3rXNlbuU>

この荷重をかけたのちにケーシング展開および機体展開・放出試験を行って成功したことから、ロケット上昇時に生じる静荷重に機体およびケースが耐えられることが示された。この様子は以下の動画により確認できる。

<https://youtu.be/Lv1infi1CSM>

6. 振動・開傘衝撃試験

➤ 目的

ロケット上昇時の振動とロケットからの放出衝撃、パラシュートの開傘衝撃に機体およびケースが耐えられることを確認する。

➤ 試験/解析内容

ロケットの振動や放出衝撃、または開傘衝撃を再現することのできる加振器に、機体を収納したケースを設置し、15Gにて30Hzから2000Hzまでのランダム振動および40Gの衝撃荷重を与えて、損傷やミッション遂行における障害が出ないことを確認する。

➤ 結果

8月19日実施。中須賀研究室が所有する加振器により、機体を収納したケーシングに15Gの30Hzから2000Hzまでのランダム振動および40Gのショック振動を与えたのち、ケーシング展開および機体展開・放出試験を行って成功した。したがってロケット上昇時の振動とロケットからの放出衝撃、パラシュートの開傘衝撃に機体およびケースが耐えられることが示された。以下にその実験の様子を収めた動画を示す。

<https://youtu.be/xtsyvaAorlw> (ランダム振動)

<https://youtu.be/wevP9aRraKw> (ショック振動)

<https://youtu.be/rHPsg7tJHv4> (動作確認)

また、加振器の制御データを以下に示す。

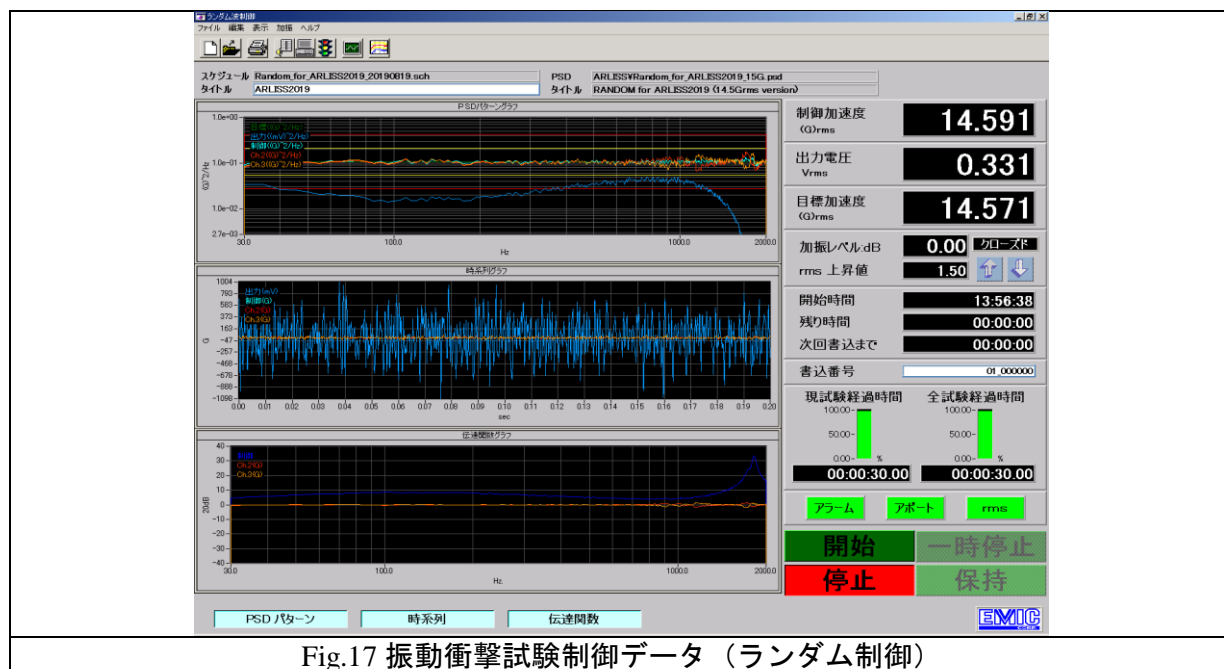


Fig.17 振動衝撃試験制御データ (ランダム制御)

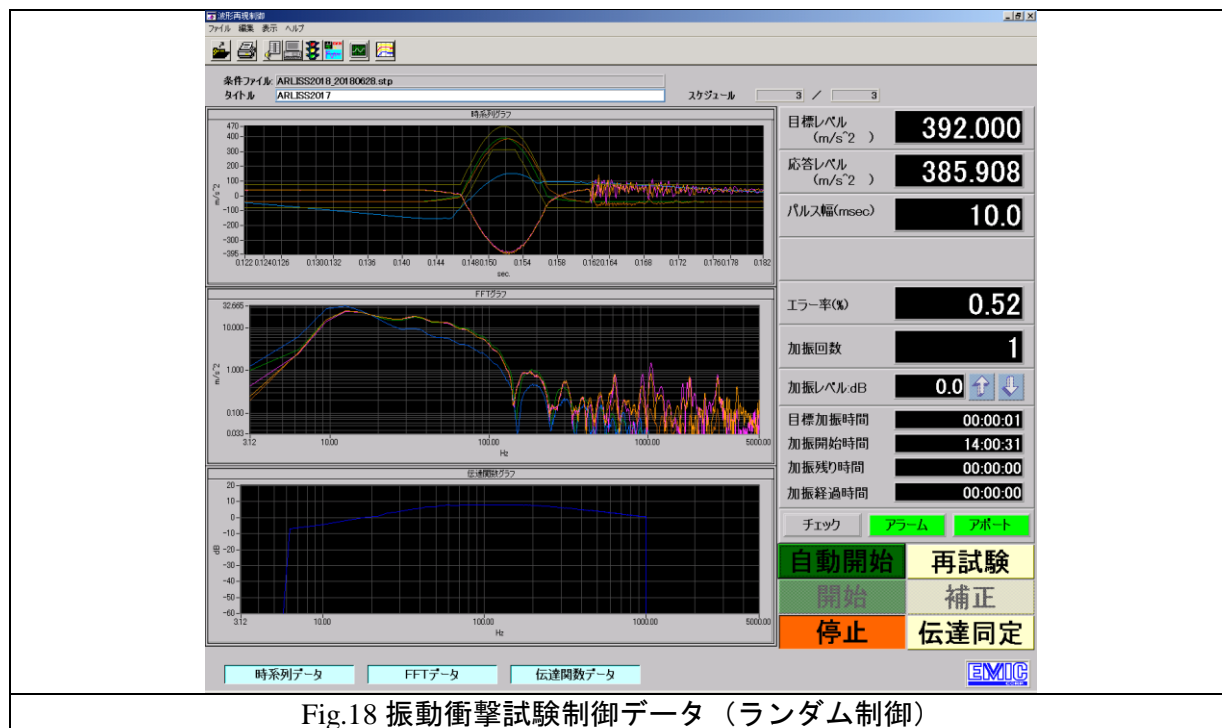


Fig.18 振動衝撃試験制御データ（ランダム制御）

7. 通信機電源 ON/OFF 試験

➤ 目的

レギュレーションに従い、ロケット内部で通信機の電源を OFF にすることができることを確認する。

➤ 試験/解析内容

Arduino Nano による制御で通信機である LoRa 通信モジュールの電源をスイッチングする。

➤ 結果

7月7日実施。以下の動画で、LoRa のスイッチングの様子が確認できる。

<https://www.youtube.com/watch?v=S5LaCbszIvg>

8. 通信周波数変更試験

➤ 目的

レギュレーションに従って、周波数を変更できることを確認する。

➤ 試験/解析内容

周波数を変更し、通信が可能かどうかを確認する。

➤ 結果

7月7日実施。以下の動画で、ch1 から ch2 へと周波数を変更できることが確認できた。chは15まで存在するため、十分要求に応じることができる。

<https://youtu.be/TIdSuqFF7Ao>

9. 飛行試験

➤ 目的

目標に向かって安定飛行ができる機体であることを確認する。

➤ 試験/解析内容

気球に吊るして高度約50mの地点に浮かべた機体を投下し、機体が機首上げから安定飛行に移り、目的地に向かって飛行できることを確認する。

➤ 結果

7月13日実施。以下の動画により機体が機首上げから安定飛行に移れることが目視により確認できる。目標地点に向かって飛行したことはV10の制御記録報告書作成試験により示す。

<https://youtu.be/j3IAR80fG5c>

制御履歴からも、機体が機首上げから安定飛行に移ったのち目標地点に向かって飛行したことが確認できた。詳細はV10に記す。

10. 制御記録報告書作成試験

➤ 目的

ミッションにおける機体やケースへの制御履歴から、第三者に伝えられるように必要なデータを抽出でき、整理できることを確認する。

➤ 試験/解析内容

V9の飛行試験における制御の履歴を第三者にわかるよう作成する。

➤ 結果

7月13日に日大二和グラウンドにて行った気球試験における制御記録をここに示す。



Fig.19 上空から見た飛行経路図

見やすいように、同様の内容を Google Earth の 3D マップ上に示した図も以下に示す。



Fig.20 Google Earth 上に表示させた飛行経路図

簡潔に飛行経路の説明をしておく。ウェイポイントは Fig.19 における水色のピンである (Fig.20 における黒色の部分に対応している)。Fig.20 において、橙色の部分が気球での上昇に対応する。黄色の部分で姿勢安定のみを取り、姿勢を安定させたのち緑色の部分で自動制御に入り、ウェイポイント周りを 1 周飛行して着陸した様子が伺える。また、誘導制御の様子も以下に示す。

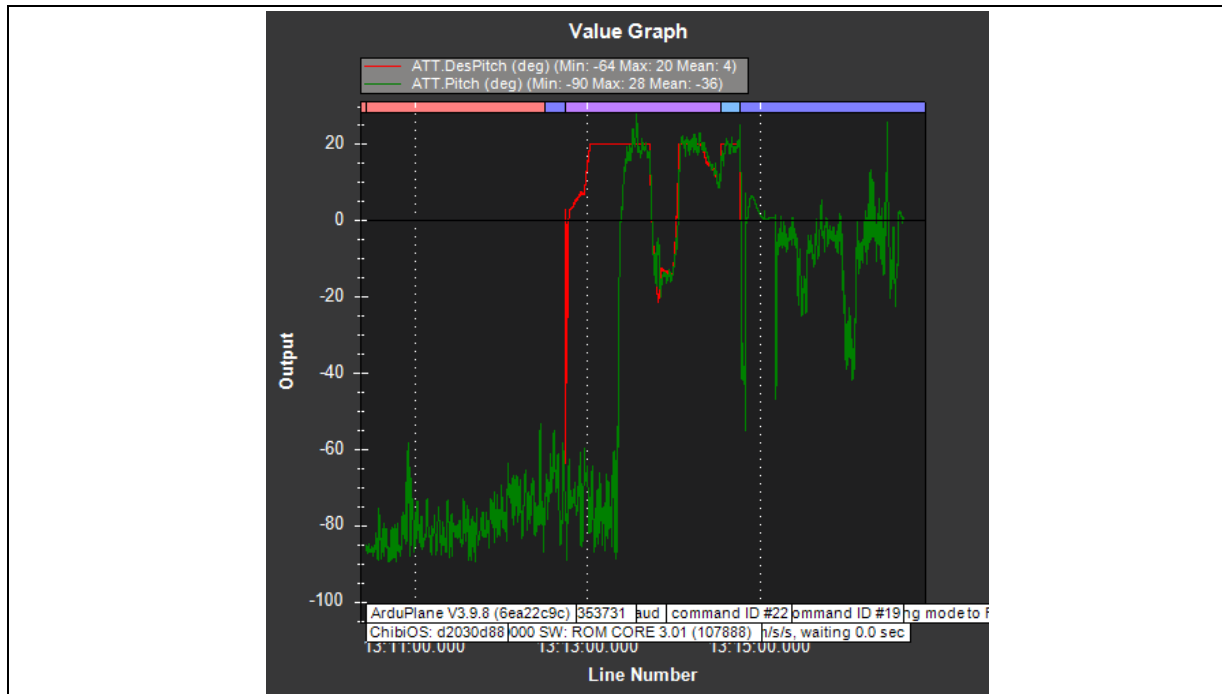


Fig.21 ピッチの誘導方向と実際のピッチ

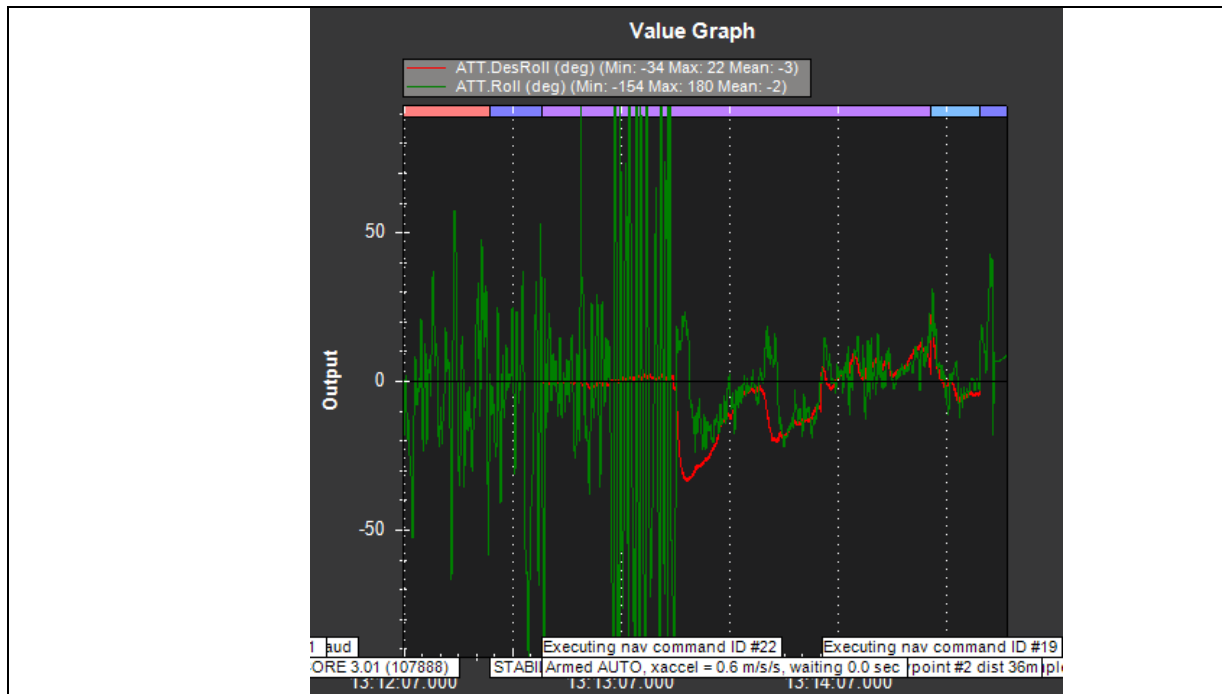


Fig.22 ロールの誘導方向と実際のロール

Fig.21 と Fig.22 は、ウェイポイントに従い機体が誘導される方向（赤で示したグラフ）と、誘導された結果としての機体の方向（緑で示したグラフ）を重ねて表示したグラフである。緑のグラフは短周期のノイズが大きいものの、誘導方向に沿って変化していることが読み取れる。

11. EndtoEnd 試験

➤ 目的

ミッションシーケンス一連の流れを円滑に実行できることを確認する。

➤ 試験/解析内容

固定翼機によるフライバックの性質上、ケース放出から機体の着陸までの一連のシーケンスを連続的に実験するのは困難である。よって、①パラシュート開傘→②ケーシング・機体展開放出→③制御飛行の3つのフェーズに分けて実験を行うこととした。

➤ 結果

①～③の各フェーズについて複数回の試験を行った。それらのうち一部の動画を以下に示す。

① https://youtu.be/4dI3e_0A_Qk (7/13)

<https://youtu.be/rhIzK0Yy0WY> (8/8)

② <https://www.youtube.com/watch?v=brBTYhrKY9g> (8/21)

③ <https://www.youtube.com/watch?v=jYIGYXsitzw&t=44s> (6/29)

<https://youtu.be/j3IAR80fG5c> (7/13)

これらの動画から各フェーズが円滑に行われていることが確認できる。これらを連続的に行うことにより本ミッションを達成することができるので、これをもって EndtoEnd 試験成功とする。

第7章 工程管理、ガントチャート（スプレッドシートを推奨）

1. チーム内・審査会等

チーム結成/活動開始・・・2019年4月8日
ARLISS キックオフミーティング・・・2019年5月5日
東京大学中須賀研究室 PDR・・・2019年5月26日
初号機完成/第一回飛行試験・・・2019年6月5日
日大気球試験・・・2019年6月29日
東京大学中須賀研究室 CDR・・・2019年6月30日
東京大学中須賀研究室審査会・・・2019年7月13日
東大検見川運動場気球試験/全試験完了・・・8月23日
FM 量産・・・8月24日～9月上旬

ミーティングは必要に応じて実施。（週1回程度）

2. 各担当（ハード・ソフト・全体などの進行状況・予定を記入）

●4月～6月

https://docs.google.com/spreadsheets/d/19ODyRK_zUyh9J7k0il4MPQzThVUPYkjd/edit#gid=1036414869

●7月

<https://docs.google.com/spreadsheets/d/1TE7If4JLC13smcXSjP9-B-J9h7fQK9vP/edit?dls=true#gid=1124216961>

7月13日から31日まではテスト休みとする。

●8月

https://docs.google.com/spreadsheets/d/1JjMNIYu_T0ZtDOYZ-r88y6puV19NNX06/edit#gid=67588100

9月以降は最終調整期間。

第8章 大会結果

1. 能代宇宙イベント

我々は能代宇宙イベントに参加しませんでしたので、この項目は省略とさせていただきます。

2. ARLISS（上記能代と同様に記載してください）

➤ 目的

カムバックコンペティションにおける固定翼機の性能を評価する。

➤ 結果

1回目:72m

| | |
|------------|---|
| ミニマムサクセス | <ul style="list-style-type: none"> ・パラシュートを展開する (成功) ・ケーシングを展開する (成功) ・機体をケーシングから放出する (成功) ・機軸および主翼を展開する (成功) ・機体とケーシングを切り離す (成功) ・機体の GPS データを通信できる (成功) ・ケーシングの GPS データを通信できる (成功) |
| ミドルサクセス | <ul style="list-style-type: none"> ・直進飛行する (成功) ・ログを残すことができる (成功) ・機首上げる (成功) ・9 軸データ（加速度、地磁気、角速度）を取る (成功) |
| フルサクセス | <ul style="list-style-type: none"> ・対地高度 2 km でケーシングを展開する (失敗) ・上昇・下降・旋回ができる (成功) ・推力のコントロールができる (成功) ・フィードバック制御により機体の姿勢を復元する (成功) ・地上局と通信できる (成功) ・900m 以内に着地する (成功) |
| アドバンスドサクセス | <ul style="list-style-type: none"> ・45m 以内に着地する (失敗) ・10 秒に 1 度の頻度で安定的に地上局と通信する (失敗) ・回収後 10 分で再度飛行可能な状態に修復することができる (成功) |

2回目:目標地点から凡そ 1.2km の場所に落下

| | |
|----------|--|
| ミニマムサクセス | <ul style="list-style-type: none"> ・パラシュートを展開する (成功) ・ケーシングを展開する (成功) ・機体をケーシングから放出する (成功) ・機軸および主翼を展開する ・機体とケーシングを切り離す (成功) ・機体の GPS データを通信できる (成功) ・ケーシングの GPS データを通信できる (成功) |
|----------|--|

| | |
|------------|---|
| ミドルサクセス | <ul style="list-style-type: none"> ・直進飛行する (失敗) ・ログを残すことができる (成功) ・機首上げする (失敗) ・9 軸データ (加速度、地磁気、角速度) を取る (失敗) |
| フルサクセス | <ul style="list-style-type: none"> ・対地高度 2 km でケーシングを展開する (成功) ・上昇・下降・旋回ができる (失敗) ・推力のコントロールができる (失敗) ・フィードバック制御により機体の姿勢を復元する (失敗) ・地上局と通信できる (失敗) ・900m 以内に着地する (失敗) |
| アドバンスドサクセス | <ul style="list-style-type: none"> ・45m 以内に着地する (失敗) ・10 秒に 1 度の頻度で安定的に地上局と通信する (失敗) ・回収後 10 分で再度飛行可能な状態に修復することができる (失敗) |

➤ 取得データ

まず 1 回目の取得データを下に示す。

➤ 制御開始時刻・終了時刻

以下に時間に対し飛行高度を表したグラフを示す (時刻は日本時間)。

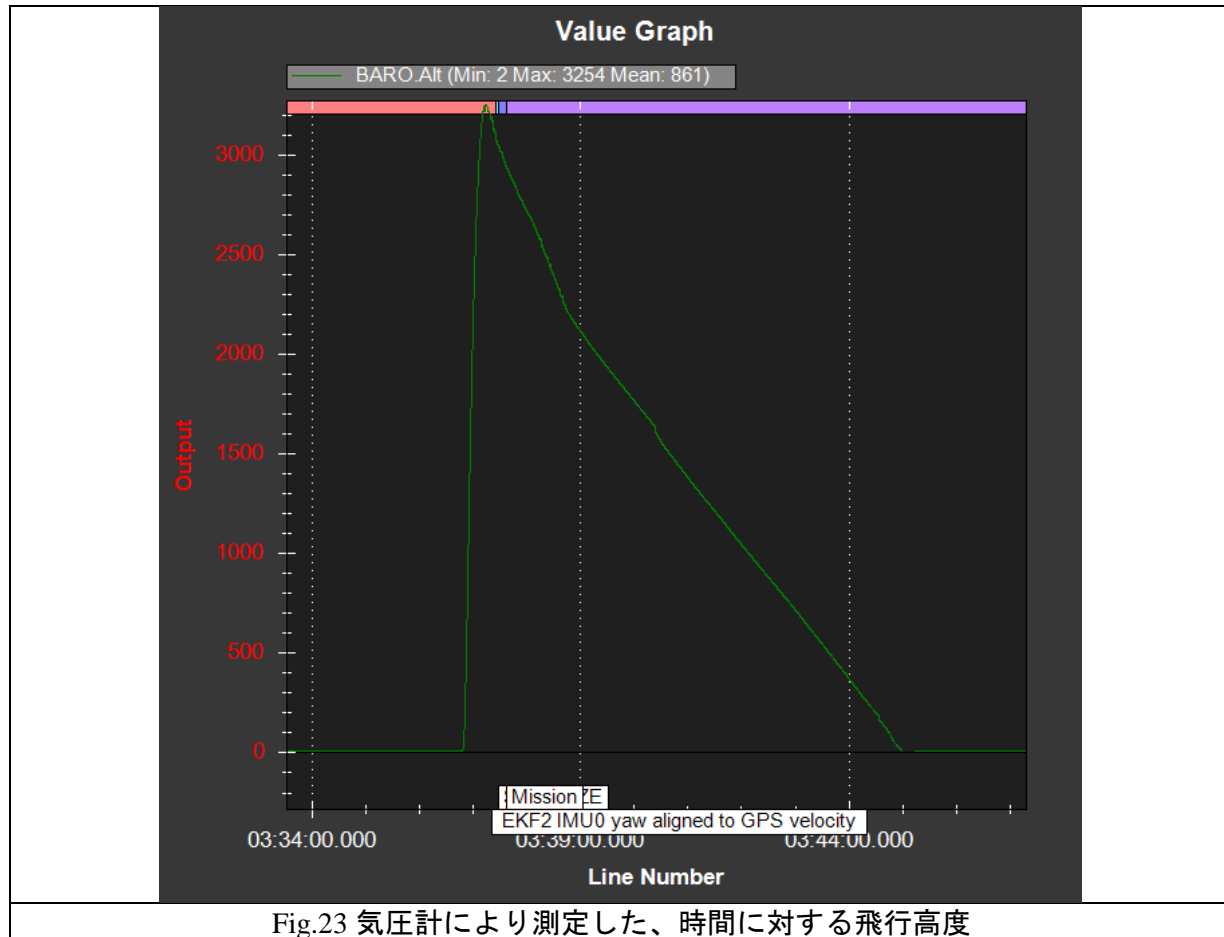


Fig.23 気圧計により測定した、時間に対する飛行高度

Fig.23 から 3 時 35 分 30 秒(以降、グラフの時刻から 16 時間を引き、現地時間で表現するものとする。この場合、11 時 35 分 30 秒である)頃からロケットを打ち上げ、対地高度 3200m 程度に達した時刻から制御が開始されたことが分かる。また、対地高度 0m (ゴール地点の高度)に達した点を制御終了時と見なせば、この時刻は概ね 11 時 45 分 0 秒頃であることが読み取れる。詳しく見るために、以下に機体の状態を 0.1 秒おきに取った表を示す。

まず、機体の制御開始時刻について観察する。私たちの制御シーケンスでは、機体のモードをいくつか分割し、そのモード間を遷移することで機体の誘導制御を行っている。そのモードは以下の通りである。

MANUAL : 機体のサーボモーターの電源を切り、機体がキャリアに収納された状態。

TRAINING : ケーシング切り離し後、機速をつけるために自由落下している状態。

STABILIZE : 自由落下ののち、機首上げを行い機体の姿勢安定を取る状態。

AUTO : 機体の安定後、ゴールへ向かって誘導制御を行う状態。

したがって、制御開始時刻は MANUAL から TRAINING への遷移を行った時刻と考えてよい。その時刻は以下の表から読み取ることができる。

| | | | |
|-------------------------|------|------------|-----------|
| 2019-09-10 01:43:53.009 | MODE | 798136555 | Manual |
| 2019-09-10 03:37:26.010 | MODE | 7611137309 | TRAINING |
| 2019-09-10 03:37:28.391 | MODE | 7613518655 | STABILIZE |
| 2019-09-10 03:37:37.630 | MODE | 7622757730 | Auto |

Fig.24 モード遷移時刻

Fig.24 より、制御開始時刻は 11 時 37 分 26 秒 01 と考えてよい。

次に、制御終了時刻について見ることにする。これは、機体が着陸した時刻と考えることとすれば、気圧計の読みの変化が急激に小さくなった時刻として捉えられる。

| -1 | 0 | TimeUS | Alt |
|-------------------------|------|------------|----------|
| 2019-09-10 03:44:58.310 | BARO | 8063437608 | 14.96784 |
| 2019-09-10 03:44:58.411 | BARO | 8063538628 | 14.35183 |
| 2019-09-10 03:44:58.510 | BARO | 8063637604 | 13.83755 |
| 2019-09-10 03:44:58.611 | BARO | 8063738642 | 13.13112 |
| 2019-09-10 03:44:58.710 | BARO | 8063837618 | 12.06582 |
| 2019-09-10 03:44:58.811 | BARO | 8063938653 | 10.93836 |
| 2019-09-10 03:44:58.910 | BARO | 8064037637 | 10.57949 |
| 2019-09-10 03:44:59.011 | BARO | 8064138570 | 10.46364 |
| 2019-09-10 03:44:59.110 | BARO | 8064237624 | 9.808072 |
| 2019-09-10 03:44:59.211 | BARO | 8064338636 | 3.648004 |
| 2019-09-10 03:44:59.310 | BARO | 8064437607 | 3.501066 |
| 2019-09-10 03:44:59.411 | BARO | 8064538627 | 2.837022 |
| 2019-09-10 03:44:59.510 | BARO | 8064637606 | 2.596836 |
| 2019-09-10 03:44:59.611 | BARO | 8064738590 | 2.27753 |
| 2019-09-10 03:44:59.710 | BARO | 8064837637 | 2.39621 |
| 2019-09-10 03:44:59.811 | BARO | 8064938604 | 2.263401 |
| 2019-09-10 03:44:59.910 | BARO | 8065037610 | 2.322742 |
| 2019-09-10 03:45:00.011 | BARO | 8065138063 | 2.401862 |
| 2019-09-10 03:45:00.110 | BARO | 8065237611 | 2.365127 |

Fig.25 機体に搭載した気圧計によって高度を 0.1 秒おきに取得した表

Fig.25 によれば、機体高度は 11 時 44 分 59 秒 211 を境に変化が突然小さくなっていることがわかるため、この時刻を機体着陸時刻とみなし、また制御終了時刻とすることとする。

➤ GPS 情報および飛行経路

まず、目標地点の GPS 座標は緯度 40.88431389、経度-119.11161944 である。

制御開始時の GPS 座標は以下の表から読み取ることができる。

| -1 | 0 | TimeUS | Roll | Pitch | Yaw | Alt | Lat | Lng |
|-------------------------|------|------------|-------|--------|--------|---------|-----------|--------------|
| 2019-09-10 03:37:25.970 | AHR2 | 7611097916 | 76.58 | -77.61 | 131.97 | 4078.17 | 40.877885 | -119.1104261 |
| 2019-09-10 03:37:26.011 | AHR2 | 7611138193 | 81.77 | -78.17 | 132.89 | 4078.17 | 40.877885 | -119.1104261 |
| 2019-09-10 03:37:26.050 | AHR2 | 7611177893 | 83.92 | -78.72 | 137.06 | 4078.17 | 40.877885 | -119.1104261 |

Fig.26 制御開始時の座標

この表から、制御開始時刻 11 時 37 分 26 秒 01 での座標は緯度 40.877885、経度-119.1104261 である。これより、制御開始地点と目標点との距離は 722.6m と計算される。

同様にして、制御終了時の GPS 座標は以下の表から読み取ることができる。

| -1 | 0 | TimeUS | Roll | Pitch | Yaw | Alt | Lat | Lng |
|-------------------------|------|------------|------|-------|--------|---------|------------|--------------|
| 2019-09-10 03:44:59.170 | AHR2 | 8064297871 | 3.88 | -2.54 | 111.28 | 1200.01 | 40.8848867 | -119.1112441 |
| 2019-09-10 03:44:59.212 | AHR2 | 8064339183 | 6.74 | -7.77 | 111.93 | 1193.85 | 40.8848867 | -119.1112441 |
| 2019-09-10 03:44:59.250 | AHR2 | 8064377995 | 2.6 | -8.29 | 110.29 | 1193.85 | 40.8848867 | -119.1112441 |

Fig.27 制御終了時の座標

この表から、制御終了時刻 11 時 44 分 59 秒 211 での座標は緯度 40.884867、経度-119.1112441 である。これより、制御終了地点と目標点の距離は 69m と計算される（実際には GPS の測定誤差が存在するため、記録の 72m とは GPS の誤差程度の差異がある）。

加えて、飛行経路を衛星画像中に表示したものをここに示す。

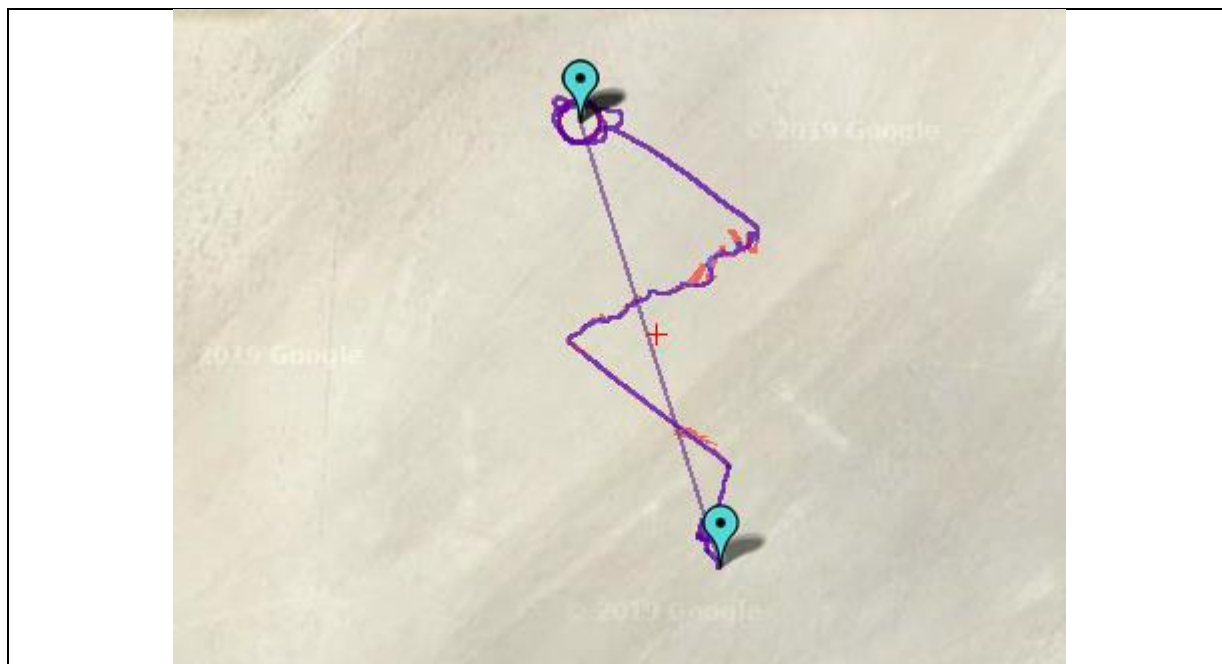


Fig.28 機体の飛行経路図

この図において、機体は紫色の曲線を描いて飛行したことが読み取れる。2つの水色のピンのうち、下側のものが制御開始地点で、上側のものが設定した目標地点である。これにより、機

機体は制御開始後風に流されながら飛行し、最終的に目標地点の周囲を周回しながら着地したことがわかる。

➤ 誘導制御の説明

機体が誘導制御されていることがわかるように、以下にその様子の一例を示すこととする。

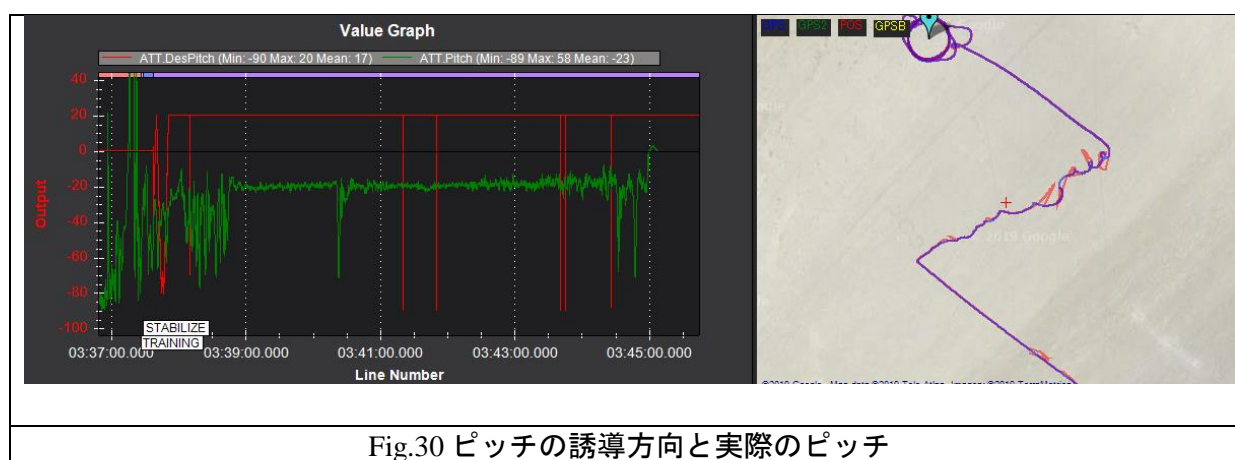
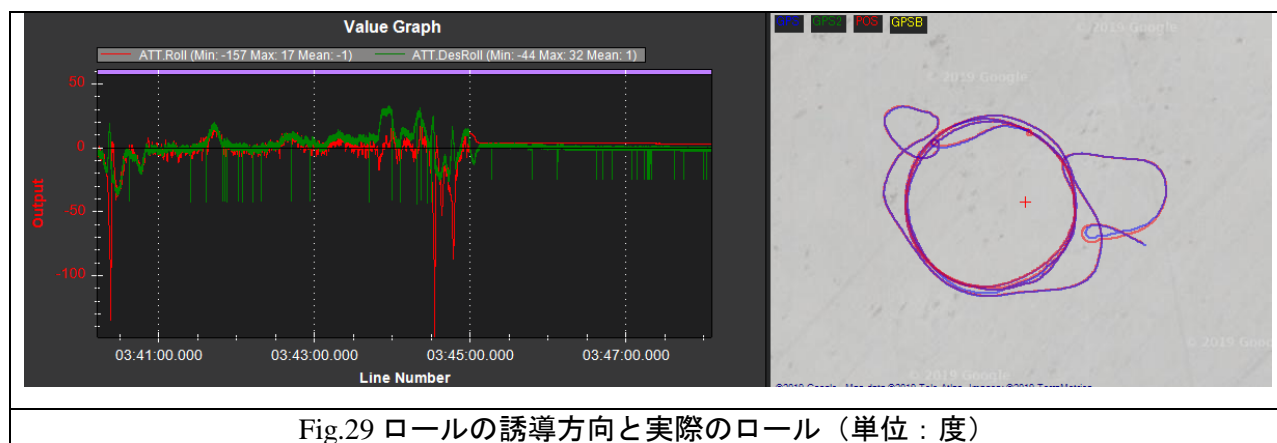


Fig.29 と Fig.30 は、ウェイポイントに従い機体が誘導される方向（赤で示したグラフ）と、誘導された結果としての機体の方向（緑で示したグラフ）を重ねて表示したグラフである。緑のグラフは短周期のノイズが大きいものの、誘導方向に沿って変化していることが読み取れる。

次に 2 回目の取得データを下に示す。

1. 制御開始時刻・終了時刻

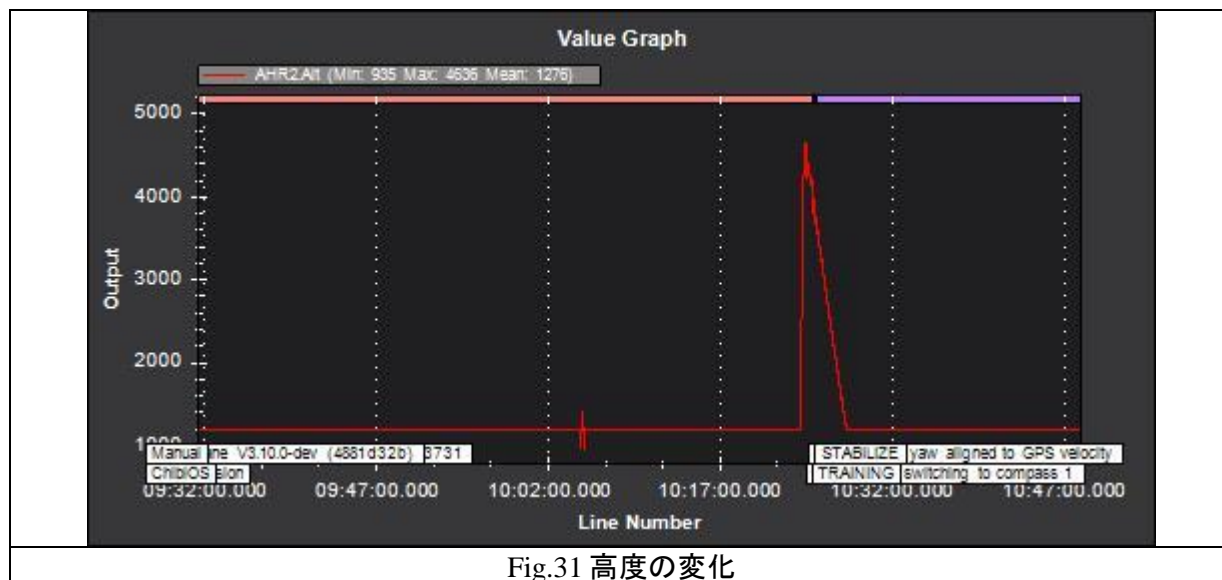


Fig.31 高度の変化

射点の高度がおおよそ 1200m あたりで 4600m ほどまで打ちあがった後、落下しているのがわかる。まず、機体の制御開始時刻について観察する。私たちの制御シーケンスでは、機体のモードをいくつかに分け、そのモード間を遷移することで機体の誘導制御を行っている。そのモードは以下の通りである。

MANUAL: 機体のサーボモーターの電源を切り、機体がキャリアに収納された状態。

TRAINING: ケーシング切り離し後、機速をつけるために自由落下している状態。

STABILIZE: 自由落下ののち、機首上げを行い機体の姿勢安定を取る状態。

AUTO: 機体の安定後、ゴールへ向かって誘導制御を行う状態。

したがって、TRAINING モード開始を制御開始時刻とする。その時刻は以下。

| -1 | 0 | TimeUS | Mode |
|-------------------------|------|------------|-----------|
| 2019-09-11 09:26:55.271 | MODE | 781480650 | Manual |
| 2019-09-11 10:25:08.312 | MODE | 4274521552 | TRAINING |
| 2019-09-11 10:25:12.092 | MODE | 4278301516 | STABILIZE |
| 2019-09-11 10:25:21.332 | MODE | 4287541747 | Auto |

Fig.32 モードの遷移

よって制御開始時刻を 10:25:08 とする。

次に制御終了時刻を求める。

| | | | | | | | | | |
|---------|---------|------|----------|--------|--------|-------|---------|----------|----------|
| 2276312 | 28:06.1 | AHR2 | 4.45E+09 | -0.65 | -72.21 | 52.61 | 1189.33 | 40.87367 | -119.106 |
| 2276335 | 28:06.1 | AHR2 | 4.45E+09 | -2.78 | -72.01 | 52.39 | 1189.33 | 40.87367 | -119.106 |
| 2276357 | 28:06.2 | AHR2 | 4.45E+09 | -5.91 | -71.5 | 53.89 | 1189.33 | 40.87367 | -119.106 |
| 2276388 | 28:06.2 | AHR2 | 4.45E+09 | -9.32 | -72.31 | 57.03 | 1188.01 | 40.87367 | -119.106 |
| 2276410 | 28:06.2 | AHR2 | 4.45E+09 | -13.09 | -72.25 | 59.39 | 1188.01 | 40.87367 | -119.106 |
| 2276440 | 28:06.3 | AHR2 | 4.45E+09 | -13.05 | -72.29 | 59.77 | 1186.39 | 40.87367 | -119.106 |
| 2276463 | 28:06.3 | AHR2 | 4.45E+09 | -7.15 | -66.54 | 58.23 | 1186.39 | 40.87367 | -119.106 |
| 2276485 | 28:06.4 | AHR2 | 4.45E+09 | 4.3 | -32.59 | 51.68 | 1186.39 | 40.87367 | -119.106 |
| 2276516 | 28:06.4 | AHR2 | 4.45E+09 | 9.29 | -15.94 | 50.68 | 1180.06 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276538 | 28:06.4 | AHR2 | 4.45E+09 | 6.26 | -13.57 | 52.87 | 1180.06 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276567 | 28:06.5 | AHR2 | 4.45E+09 | 5.59 | -4.23 | 54.62 | 1177.92 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276590 | 28:06.5 | AHR2 | 4.45E+09 | 11.87 | 2.59 | 53.08 | 1177.92 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276612 | 28:06.6 | AHR2 | 4.45E+09 | 10.75 | 4.63 | 52.66 | 1177.92 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276643 | 28:06.6 | AHR2 | 4.45E+09 | 7.86 | 2.46 | 51.93 | 1179.96 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276665 | 28:06.6 | AHR2 | 4.45E+09 | 4.62 | -3.39 | 51.25 | 1179.96 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276694 | 28:06.7 | AHR2 | 4.45E+09 | 2.35 | -8.18 | 51.54 | 1178.85 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276718 | 28:06.7 | AHR2 | 4.45E+09 | 0.6 | -10.44 | 51.95 | 1178.85 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276740 | 28:06.8 | AHR2 | 4.45E+09 | 0.06 | -11.91 | 52.64 | 1178.85 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276771 | 28:06.8 | AHR2 | 4.45E+09 | -0.23 | -11.77 | 53.27 | 1177.72 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276793 | 28:06.8 | AHR2 | 4.45E+09 | 0.14 | -10.44 | 53.6 | 1177.72 | 40.87368 | -119.106 |
| 2276823 | 28:06.9 | AHR2 | 4.45E+09 | 1.32 | -9.1 | 53.81 | 1177.56 | 40.87368 | -119.106 |

Fig.33 Roll,Pitch,Yaw,Altitude,Latitude,Longitude

上の表は機体内部に記録された Roll 角、Pitch 角、Yaw 角、高度、緯度、経度を記録したもの。2 列目が時刻、8 列目が高度に対応している 8 列目の高度が変化しなくなったあたりで地面に墜落したと考えられる。その時の時刻は 10:28:06 あたりであり、これをもって制御終了時刻とする。

また、Pitch 角とエレベーターの関係を示す。

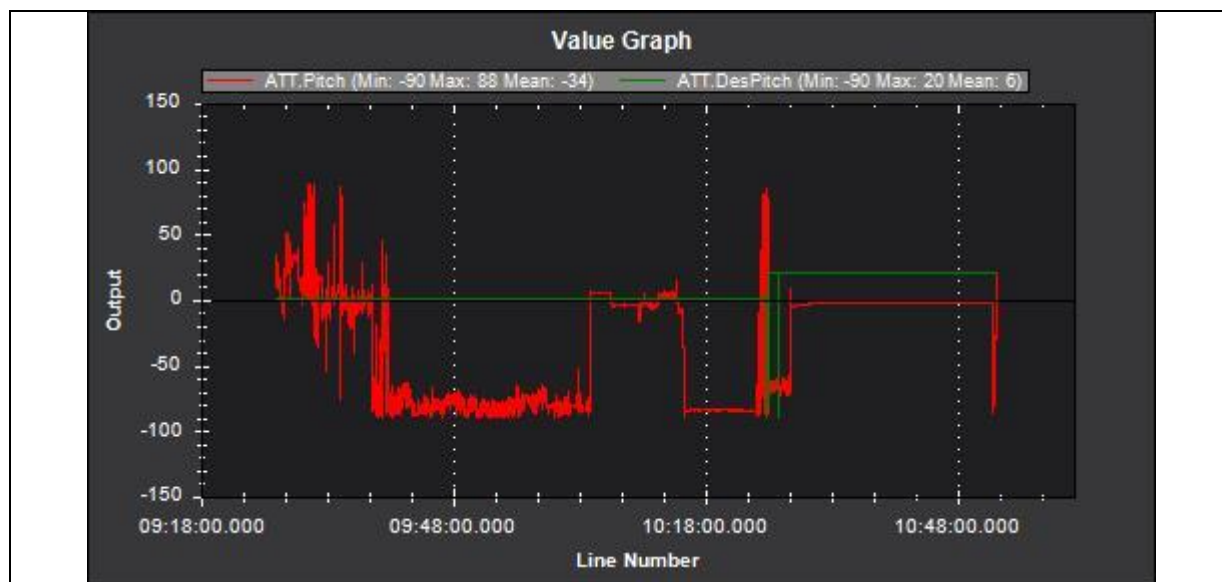


Fig.34 Pitch 角と Destination Pitch

上の表のうち、緑は制御で目標とされた Pitch 角(Destination Pitch)、赤は実際の Pitch 角である。Figure1 のグラフと見比べるとわかるが、落下中の Pitch 角は-80 度ほどでその間 Destination Pitch は 20 度ほどで、機首上げを行おうとしたことがかる。

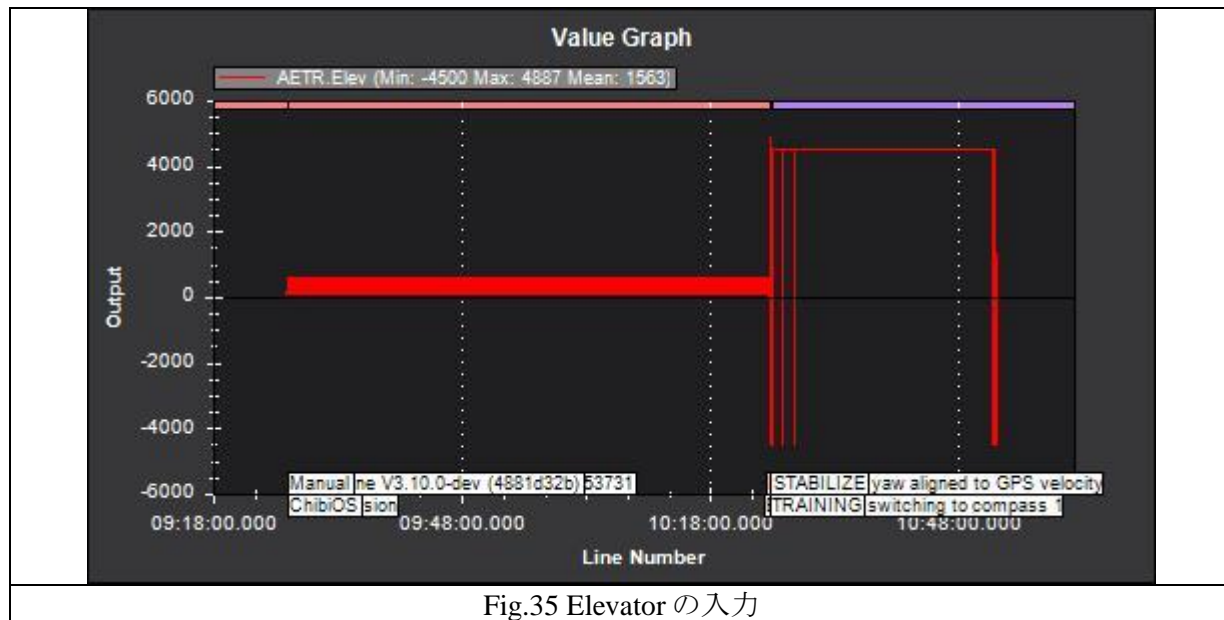


Fig.35 Elevator の入力

実際、エレベーターへの入力は機首上げをするために、かなり高く設定されており、実際発見時もエレベーターを上げた状態で発見された。が、機軸が伸びなかったため、舵は効かなかった。

➤ 故障原因解析・解決手段等

2 回目の打ち上げにおいて、機体が打ち上げ場所から近い場所に落下していた。機体の状況は機軸が伸びておらず、またエルロンおよび尾翼に大きな損傷がなかった。これらから、機軸は落下時に縮んだのではなく、伸びることなくそのまま落下したと考えるのが妥当である。このことは機体が飛行できないことを意味する。

機軸が伸びなかった理由として最も有力だと考えられるのは、エルロンが尾翼に引っかかったことである。エルロンのスパン長が尾翼のそれよりも長いため、引っかかりうることは事前に確認できていた。この対策として、収納時にはエルロンを袋に収納し機軸が伸びエルロンが尾翼より前方に出ない限り袋から出ないようにしていた。しかし、2 回目の仕込みの際に、エルロンを袋に収納しきれておらず機軸がケーシングから機体が放出されてから、機軸が伸びる前にエルロンが展開してしまった。

収納に失敗したのは、練習時よりもチェックを細かくしすぎたことが原因だと思われる。練習時は 2 人で収納をし、これが収納に必要な最低人数であった。本場時には、制御班とともに確認しながら収納しており収納に関わった人数は 5 人であった。制御の確認をしている間にエルロンが袋から出てしまい、そのことに気づかずそのまま収納を終わらせてしまったことで失敗した。しかし、我々は事前にチェックリストを作成し、収納を行う際に項目の 1 つ 1 つを確認することにしており、エルロンを袋に入れたどうかという項目も含まれていた。ここで問題と

なったのは、収納時に他のコンポーネントと干渉することから袋に入りきっているかどうかが見で見てもはっきりとはわからなかったことである。

以上の考察をまとめると収納時に2つの問題があった。すなわち、練習時よりもチェックが細かくなり収納に時間がかかりすぎたこと・チェックリストを作成したのにその確認に抜けがあったことである。

設計の段階から見直すことができるのであれば、飛行性能を保ったうえでエルロンのコード長を短くすることや収納性能を保ったうえで尾翼のコード長を長くすることなどを検討しても良いであろう。

第9章 まとめ

1. 工夫・努力した点（ハード、ソフト、マネジメント面すべて）

- ・ Flyback では非常に展開性能がシビアになることが昨年の反省からわかっていたので、再現性を高めるために3Dプリンターを使用した。これにより作業時間を短縮でき、複雑な構造であっても作ることができた。
- ・ Slack を用いることで、マネジメントはやりやすくなったように思える。
- ・ 制御において既製品をうまく使用することで、開発のリスクを下げることもできた。

2. 良かった点・課題点

- ・ Flyback という前例も少なく、難易度が非常に高いミッションであったが、歴代3位という記録を残すことができた。
- ・ 地上での試験では展開はほぼ100%成功していたが、本番失敗してしまった。Flybackの性質上なかなか難しいことではあるが、より簡素な構造が求められる。
- ・ 制御がブラックボックス化してしまった点がある。

3. チームのマネジメント等、プロジェクト全体でのよかった点、反省点

- ・ サクセスクライテリアの順に従って課題を一つずつクリアしていくことができた。多少きつい時期はあったが、予想外の事態になっても耐えうるだけのマネジメントはできたように思える。
- ・ Flybackの凄さが伝わりにくかった。新しいミッションにはつきものだと思うが、他人にその技術の良さ・意義を伝えるのは非常に難しいということを感じた。まだまだFlybackは発展途上だと思うが、今年度である程度の地盤は作れたと思う。