

CREATE2 成果報告書

松本侑真 * 大槻渉 † 能崎直紀 ‡ 佐野泰笙 § 川北魁人 ¶

2022年12月6日

概要

第21回伊豆大島共同打上実験におけるCREATE2の打上結果について、本成果報告書で詳細に述べる。本打上実験では団体初の動翼機構を搭載したC-59Jを打ち上げ、ロール制御ミッションに挑戦した。打上結果としては、パラシュート解放による減速落下に成功し、各基板のセンサによるデータを回収することができた。データ解析によると、制御開始直後から機体のロール角度が目標ロール角度に速やかに収束し、その後の追従精度も十分なものであった。そのためCREATE2のメインミッションである、ロール制御技術を確立させ、ロール制御を成功させるという目標は達成することができた。しかし、本打上実験において新たな課題も見つかった。本報告書では、プロジェクト概要、C-59Jの打上結果とデータ解析、プロジェクトを通して見つかった課題とその対処方法について記す。

* C-59J PM

† 構造系責任者

‡ 電装系責任者

§ シミュレーション系責任者

¶ 推進系責任者

目次

1	プロジェクト概要	4
1.1	ミッション目標	4
1.2	ミッション背景	4
1.3	サクセスクライティアについて	5
1.4	機体ロゴ	6
2	C-59J 開発概要	6
2.1	設計思想	6
3	構造系	8
3.1	機体概要	8
3.2	動翼機構	11
3.3	テールコーン	14
4	打上結果 (構造関係)	15
4.1	機体回収	15
5	電装概要	17
5.1	GPS 基板	19
5.2	開放基板	19
5.3	ミッション基板	20
5.4	データ回収	20
5.5	過去機体からの改良点・新技術	20
5.6	離床検知	21
5.7	ランチクリア速度	22
5.8	到達高度	22
5.9	減速機構開放	23
5.10	落下位置推定	23
5.11	動翼を用いたロール制御	24
6	シミュレーション系	28
6.1	打ち上げ諸元	28
6.2	データ解析	28
6.3	事後シミュレーション	37
7	GSE 関連	38
7.1	GSE 展開のタイムスケジュール	38
7.2	各種試験	39
7.3	展開の評価	39
8	搜索概要	40
8.1	1日目の動きについて	40

8.2	2日目	40
8.3	ドローンによる搜索	41
8.4	反省事項	43
9	位置推定ソフトの開発について	43
9.1	指差しによる機体落下位置推定の概要	43
9.2	位置推定ソフトに必要な機能	44
9.3	現段階の開発進捗と今後の展望	45
10	プロジェクトのまとめ	46
10.1	サクセスクライティアの達成状況について	46
10.2	今後の展望	46
11	謝辞	46

1 プロジェクト概要

本プロジェクトは、団体初の動翼機構を C-59J に搭載し、ロール制御を行うことを目的としたプロジェクトである。機体に搭載したピトー管により、飛翔時の対気速度をリアルタイムで取得した。対気速度によって変化するロールモーメントの大きさを考慮しながら、ロール角度に関するフィードバック制御を行うことを目指した。本プロジェクトの目的は、ロケットのロール制御技術を獲得・実証し、姿勢制御技術の足掛かりを得ることである。

1.1 ミッション目標

本プロジェクトのミッション目標は以下の通りである：

- ピトー管によって対気速度をリアルタイムで取得する。
- 燃焼停止からパラシュート開傘までのロール制御を行う。

1 番のミッション目標は機体のロール制御を行うことである。ところで、ロール制御の精度を上げるためにには対気速度をリアルタイムで取得する必要があり、その方法の 1 つとしてピトー管を搭載することが挙げられる。しかし、現在の CREATE にはピトー管の作成・評価技術が存在していないため、第 18 回能代宇宙イベント^{*1}において C-61J^{*2}が C-59J に先行してピトー管を搭載し、技術検証をする予定であった。しかし、C-59J と同じ第 21 回伊豆大島共同打上実験での打上げとなつたため、ピトー管の技術検証も C-59J のミッション目標に含まれることになった。なお、サクセスクライティアについてはロール制御ミッションのみに設定してある。

1.2 ミッション背景

次に、ミッション背景について述べる。CREATE のロケットはロール運動しながら飛行していることが以前の打上実験から判明している。本来ならばロール運動をしないような構造設計をしているため、ロール運動をしながら飛翔することは好ましくない。特に 2 段式技術実証機である C-43J プロジェクトにおいて、機体の姿勢角条件が 2 段目分離条件を満たしておらず、電装部の安全機構により 2 段目が放出されなかった。以上の結果より、機体の姿勢制御技術を発展させ、より安定した飛翔を目指すことが団体の課題であった。

また、ピッチ・ヨー制御と比較してロール制御を行うメリットとして、制御による飛行経路の影響が少ないということが挙げられる。これは、ロール回転運動がピッチ・ヨー回転運動に影響を与えないことに基づいている。機体が予想外のピッチ・ヨー回転運動をする場合、機体の飛行経路に大きな影響を与えることが知られている。すなわち、ピッチ・ヨー制御を行うことはロール制御よりも安全面から困難であると考えた。そのため、C-59J では姿勢制御技術の発展の第一歩としてロール制御をミッションとした。

^{*1} 2022 年 8 月 11 日から 2022 年 8 月 19 日まで行われた、秋田県能代市を会場とした宇宙イベントである。

能代宇宙イベント公式ホームページ：<http://www.noshiro-space-event.org/>

^{*2} 第 21 回伊豆大島共同打上実験にて CREATE が打ち上げた 2021 年度新入生機体である。

1.3 サクセスクライテリアについて

以下の表 1.1 に本プロジェクトのサクセスクライテリアを示す。なお、FULL のサクセスクライテリアについては表とは別に詳述する。

表 1.1: サクセスクライテリア

	内容	判定条件
MIN	地上で制御プログラムを実行し、動翼の適切な動作を確認する。	動画とデータ解析により、意図した動翼の動作が実現していることを確認する。
FULL	ロール制御を成功させる。	搭載カメラの映像とデータ解析によって確認する。
ADV	制御前に機体がロールをしていた場合、制御中は目標角からのロール角度を 90° 以下にする。	データ解析で内容を達成しているか確認する。

FULL のサクセスクライテリアについて

FULL のサクセスクライテリアの意味としてのロール制御の成功条件を述べる。まずは以下に文 A と文 B を示す：

- ある程度一定方向を向き続けた映像が撮れている。
- 意図したロール制御が実現されている。

FULL のサクセスクライテリアでの意味としてロール制御が成功しているとは、文 A と文 B が同時に満たされている場合であると定義する。次に、文 A と文 B をサクセスクライテリアの成功可否に用いる理由について述べる。そもそもロール制御が成功しているとは、「ロール制御が何らかの結果として成功しており、実際にロール角度が一定に保たれていること」と、「ロール制御が制御系の正常な動作によって引き起こされたものであること」を同時に満たしている状況のことである。ここで文 A は、ロール角度が一定に保たれていることを定性的に確認するために導入した。制御に関する電装データを取得すれば良いかもしれないが、そのデータが間違っている可能性を排除する必要がある。すなわち、C-59J の機体動翼部に搭載しているカメラ映像や 6 軸センサでのロール角の値を用いることで、制御部に依らず独立に確認できる条件とした。そして文 B は、ロール角度が一定に保たれているかとは独立に、制御系の正常な動作を定量的に確認するために導入した。

文 A の達成可否については機体に搭載したカメラによって判定する。ロール制御が成功している場合には、カメラ映像でロール角度が一定に保たれていることが目視で判別することができる。次に、文 B の達成可否については電装データによって定量的に判定する。先に述べたように、カメラ映像によってロール制御が成功していると判断できても、制御系が正常に機能していることの確認にはならない。すなわち、カメラの映像で定性的にロール制御の成功を確認するだけでなく、それが意図した制御によって実現されたことを確認する必要がある。したがって、ロール角度や動翼角度のログデータ、実際の制御系の応答、目標角度の追従率などから定量的に成功可否を判断する。

1.4 機体ロゴ

C-59J（愛称：IRIS）の機体ロゴを以下の図 1.1 に示す。



図 1.1: 機体ロゴ

ロゴデザインのモチーフは、C-59J の愛称である “IRIS” からきている。IRIS はギリシャ神話に登場する虹の女神 IRIS (Ἴρις) から取られており、機体に虹が架かる様子を表している。

2 C-59J 開発概要

本章では、C-59J の開発概要について簡単に説明する。詳細な開発内容については次章以降に示す。

2.1 設計思想

2.1.1 ミッション・シーケンス

本ミッションのミッション・シーケンスを以下に示す。なお、X は打上時刻（X 時刻）を表している。

1. X + 0 でハイブリットエンジンに点火する。
2. 燃焼終了直後から動翼機構によるロール制御を開始する。
3. 頂点検知後にパラシュートを展開し降下する。

電装の概要を図 2.1 に示す。

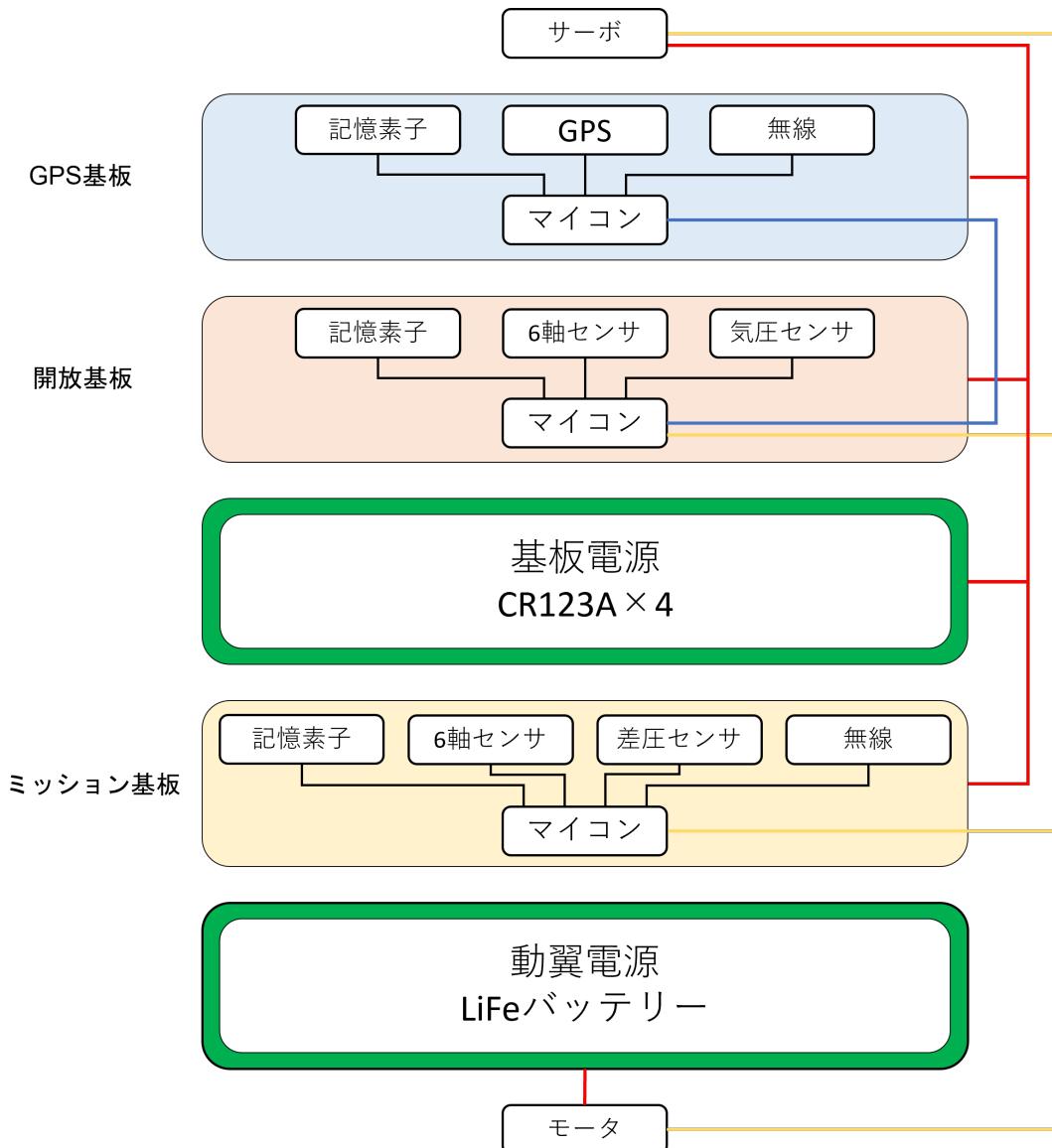


図 2.1: 電装概要

基板ごとの役割を表 2.1 に示す。

表 2.1: 基板ごとの役割

基板	役割
GPS 基板	GPS のダウンリンク
開放基板	減速機構の制御
ミッション基板	動翼の制御

3 構造系

3.1 機体概要

機体諸元を表 3.1 に示す。また、機体外形図、各部材位置、各部品詳細をそれぞれ図 3.1、図 3.2、表 3.2 に示す。また、実機写真を図 3.3、図 3.4 に示す。

表 3.1: 機体諸元

名称	諸元	備考
機体名称	IRIS(C-59J)	
全長	1541mm 1486mm	ピトー管あり ピトー管なし
直径	91mm	
乾燥質量	5944g	
重心位置	707mm	機体後端より
圧力中心位置	523mm	機体後端より
静安定静余裕	11.6 12.8	最小値 最大値

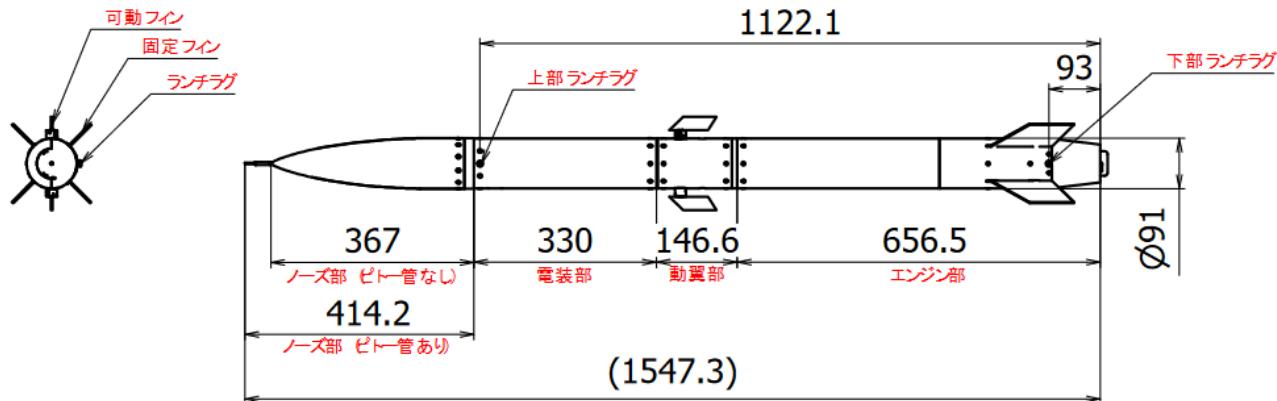


図 3.1: 機体外形図

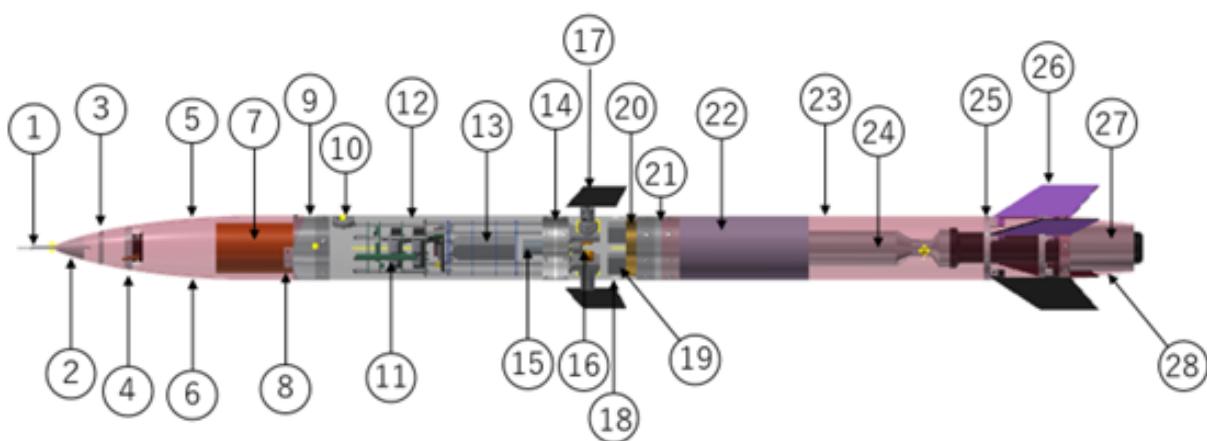


図 3.2: 各部材位置

表 3.2: 各部品詳細図

区画	No.	部品名	材質	型番及び説明
ノーズ部	1	ピトー管	A5052	内製
	2	ノーズトップ	ABS	ピトー管固定用
	3	ピトー管用基板	N/A	電装概要に記載
	4	減速機構	N/A	従来機体から踏襲
	5	ノーズコーン	CFRP	
	6	フェアリング	CFRP	開放部
	7	パラシュート	ナイロン	
	8	リカバリーネイル	ABS	フェアリング抑え
	9	NA カプラー	A5052	
電装部	10	電源投入スイッチ	ABS	5.5.3 項に記載
	11	電装タワー	N/A	5 章に記載
	12	電装チューブ	GFRP	
	13	LiFe バッテリー	N/A	ROBO パワーセル F3-1450 タイプ (Li-Fe)
動翼部	14	AR カプラー	A5052	
	15	動翼制御用モータ	N/A	Maxon(製品番号:134164、110160、201937)
	16	動翼機構	N/A	3.2 節に記載
	17	可動フィン	アクリル	
	18	動翼チューブ	CFRP	
	19	カメラ	N/A	MD25
エンジン部	20	錘	真鍮	
	21	RE カプラー	A5052	
エンジン部	22	スタイロフォーム	N/A	エンジン抑え
	23	エンジンチューブ	CFRP	
	24	エンジン	N/A	HyperTEK J250
	25	フィンブロック	ABS	固定フィン固定用
	26	固定フィン	アクリル	
	27	エンジン受け	A5052	2 部品で構成
	28	テールコーン	ABS	3.3 項に記載



図 3.3: 実機写真



図 3.4: 実機写真 (ランチャー挿入)

本機はロール制御ミッション達成のため、新たに可動フィンを設置していることが特徴である。図 3.1 左側記載の側面図に示すように、固定フィン 4 枚、可動フィン 2 枚を搭載している。フィンの位相角は、ランチラグを 0deg としたとき、固定用フィンは 45deg、135deg、225deg、315deg であり、可動フィンは 90deg、270deg となっている。これは、可動フィンによって発生した乱流が後方の固定フィンに影響を与えないようにするためである。また、可動フィンを取り付けない状態と取り付けた状態の両方で F_{ST} の基準を満たしていることをシミュレーションで確認しており、空力安定性は保たれている。

3.2 動翼機構

本節では、ロール制御ミッションのために新たに追加した動翼部について記す。動翼機構の CAD 図と写真、外形の様子をそれぞれ図 3.5、図 3.6、図 3.7 に示す。

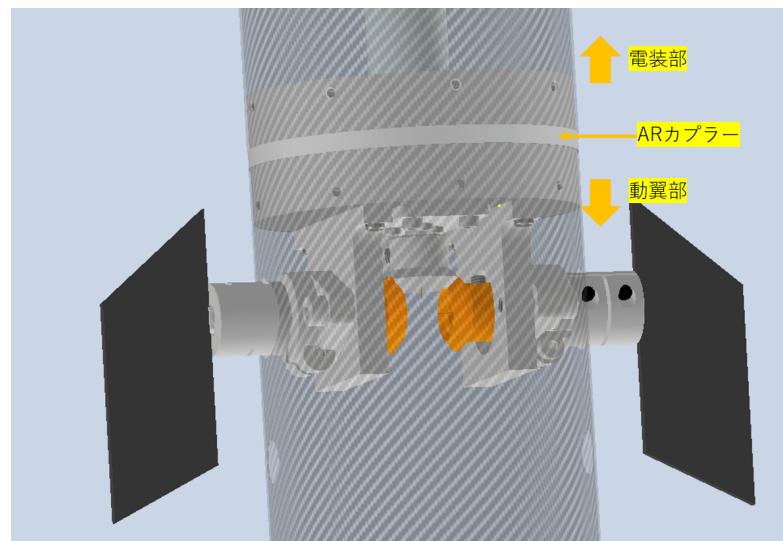


図 3.5: 動翼機構 CAD 図

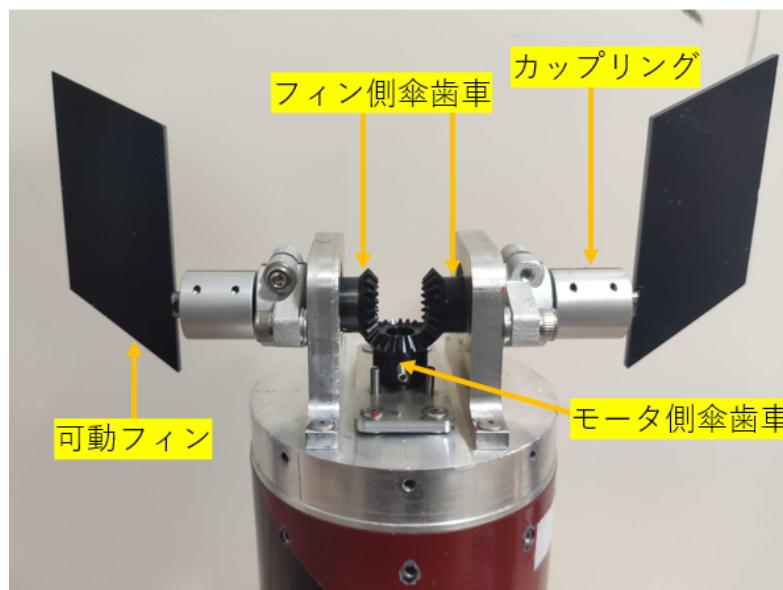


図 3.6: 動翼機構

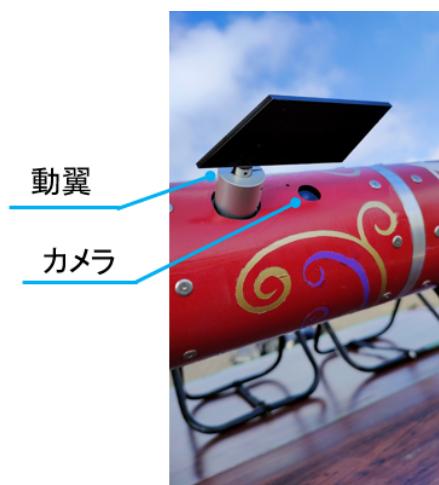


図 3.7: 動翼部外形

傘歯車を介して、モータの回転を左右 2 枚の可動フィンに伝える機構になっている。このような機構にすることで、2 枚の可動フィンが連動し、かつ同じ量だけ回転するようにしている。^{*3}

以下に特記点を示す。

- フィン側傘歯車と可動フィンは連動して回転するようになっているが、左右 2 枚の可動フィンの位相を合わせるために、カップリングを設置している。現地組立では水準器を使用し、2 枚の可動フィンと機軸の水平度を測ることでフィン位相を合わせた。
- 電装計器の誤作動、電源喪失、ピトー管からの対気速度値異常などが原因で可動フィンが想定より多く回転してしまい、機体の姿勢が不安定になってしまい可能性がわずかながらある。この状況を防ぐため、フィンの回転制御角を物理的に制限する機構を搭載している。この機構の CAD 図を図 3.8 に示す。

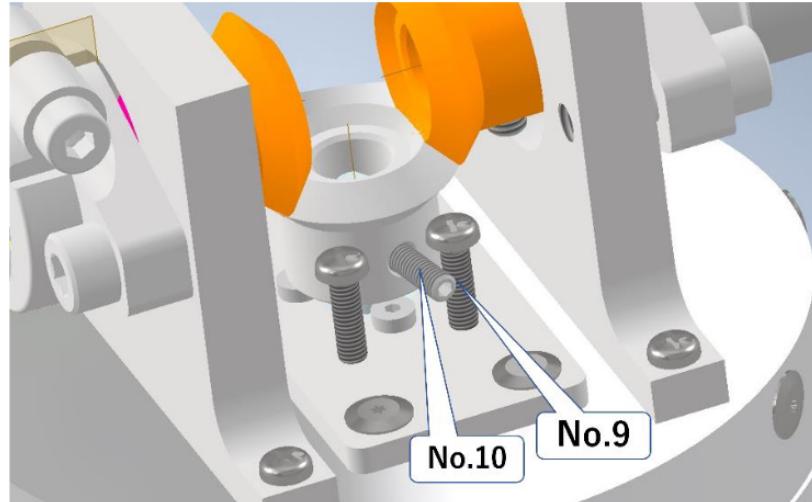


図 3.8: 回転角制御機構

モータと傘歯車を締結しているイモネジ (No.10) を仕様より長いものを使用し、回転角が中央^{*4}から ±15 deg を超えるとネジ (No.9) に当たり、止まるようになっている。また、制御開始時にイモネジが中央に位置していないといけないが、カップリングの印をつけることで、フィン位相をあわせる際にイモネジが中央位置かどうかを分かるようにした。また、イモネジの正しい使い方をしていないため、通常使用時から緩むようになっていたが、ネジロックを使用することで緩まないようにした。

- 前述の通り、バックラッシを調整できるような設計を行った。主に加工誤差が原因で、傘歯車を設計値通りの場所に設置することができないため、製作後に傘歯車の位置をワッシャーとシムリングを挟んで調整できるようにした。実際に 0.1mm ごとに傘歯車の位置を調整していく、バックラッシが小さくなり、かつ摩擦補償が小さくなる位置を決定した。
- 図 3.7 に示すように、動翼のすぐ下にカメラを設置した。これは飛行中に動翼が正常に動作していることを確認するため、及びロールしない映像を撮影するためである。

^{*3} 傘歯車を使用せず、左右にサーボモータを設置しフィンを回転させる方法も検討したが、高精度の制御ができるモータを使用したい、左右 2 つのフィン回転量が等しいことを担保したい、という 2 点よりこの機構を採用した。代わりに傘歯車のバックラッシが小さく、かつ摩擦補償が小さい機構の製作が必要となった。

^{*4} 2 つ設置してあるネジ (No.9) から等距離の地点。

3.3 テールコーン

ロケットの乱流を～～のため、機体後端にテールコーンを設置した。テールコーン付近の断面図を図 3.9 に、主な構成部品を表 3.3 に示す。また、テールコーンの図面を図 3.10 に示す。テールコーンを使用した際の効果についてはシミュレーション系の章で記す。

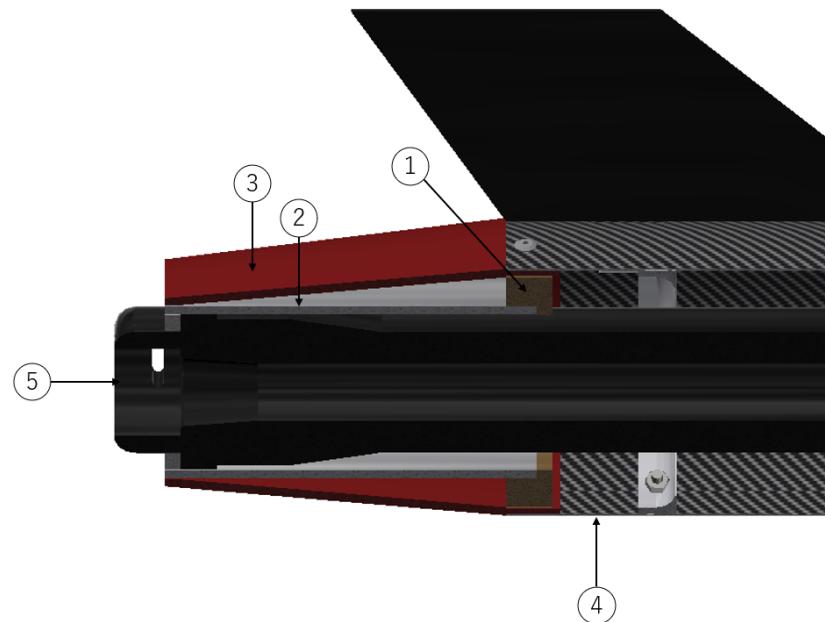


図 3.9: テールコーン付近断面図

表 3.3: テールコーン部品表

No.	名称	材質、型番
1	エンジン受け 1	A5052
2	エンジン受け 2	A5052
3	テールコーン	ABS
4	エンジンチューブ	CFRP
5	エンジン	HyperTEK J250

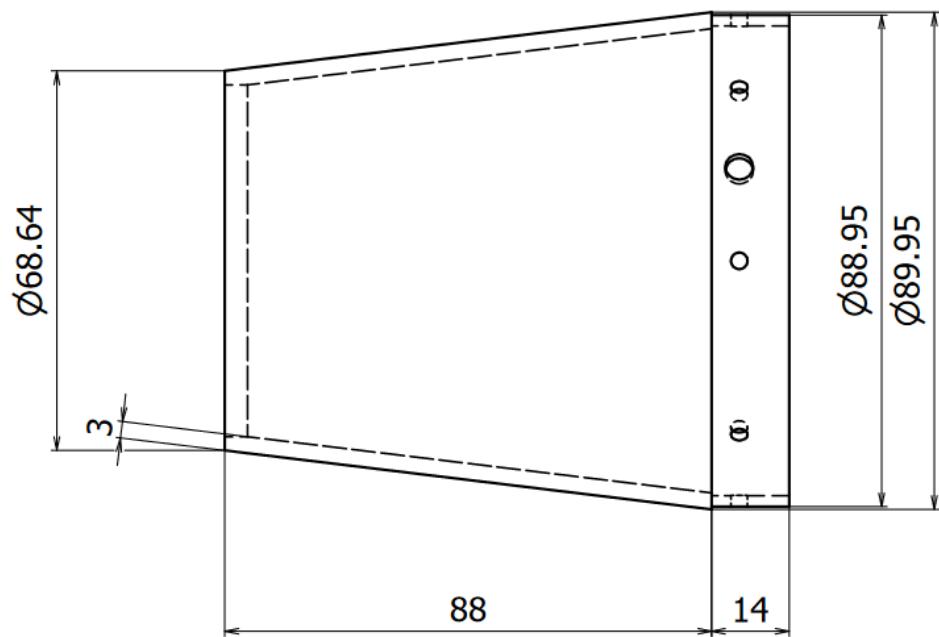


図 3.10: テールコーン図面

4 打上結果 (構造関係)

4.1 機体回収

打上げは正常に点火し、離床後 10.2 秒後に減速機構が作動し、正常にパラシュートが開傘した。着地状況を図 4.1 に示す。



図 4.1: 着地状況

落下の衝撃でアクリル製の固定フィンと可動フィンが機体から外れ、機体の周りに散らばっている様子が確認できた。また、CFRP 製のノーズコーンも落下の衝撃で割れていることが確認でき、チューブの塗装が一部めくれ傷がついていた。しかし、それ以外の搭載計器やエンジン、動翼機構には問題無いことをその後確認した。

5 電装概要

電装タワー上段から GPS 基板、開放基板、ミッション基板の 3 つの基板を搭載した。GPS 基板と開放基板はマイコンに STM32-F446RET6 を、ミッション基板は ESP32 を搭載した。記憶素子は SPI flash である S25FL127 を搭載した。基板動作用電源として CR-123A を 4 個、動翼用電源として Li-Fe バッテリーを搭載した。電源回りの配線を図 5.1 に示す。また電装タワー全体の配線の模式図を図 5.2 に示す。さらに実際の電装タワーの外観を図 5.3 に示す。

基板動作用電源

アクチュエータ用電源

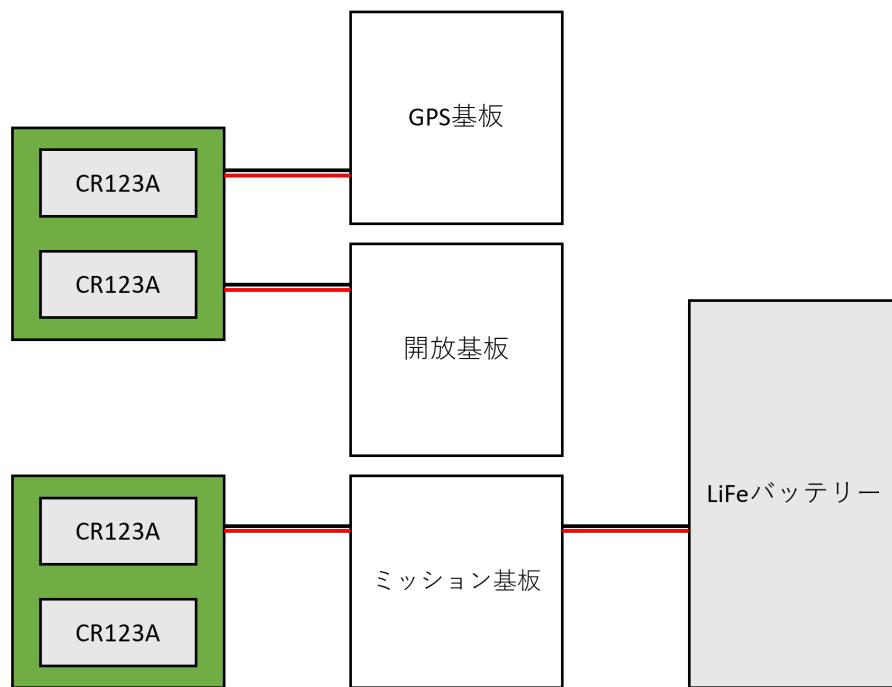


図 5.1: 電源供給

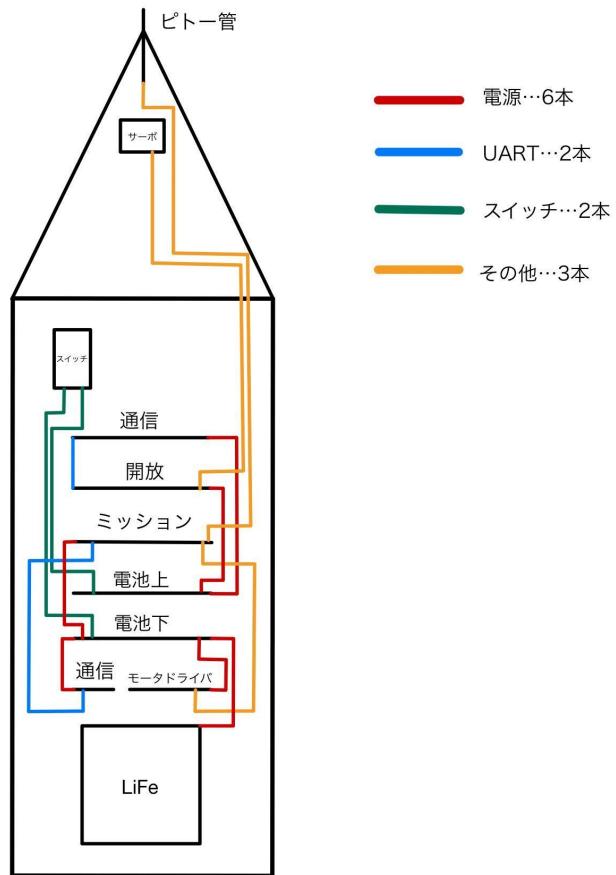


図 5.2: 電装タワー全体の配線

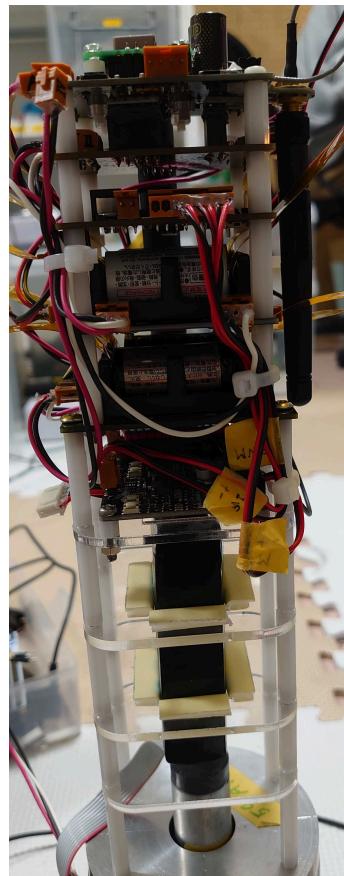


図 5.3: 電装タワー外観

5.1 GPS 基板

- 役割
 - ・ GPS 位置座標の取得、記録
 - ・ 無線通信による開放基板へのコマンド操作
- 搭載モジュールの詳細 (表 5.1)

表 5.1: 通信基板のセンサ等詳細

センサ等種類	型番	サンプリングレート (Hz)	測定範囲
GPS	AE-GYSFDMAXB	10	-
無線	TWE-Lite-RED	-	-

5.2 開放基板

- 役割
 - ・ 減速機構の開放動作
 - ・ 1kHz での加速度、角速度のロギング
 - ・ 50Hz での気圧のロギング
- 搭載モジュールの詳細 (表 5.2)

表 5.2: 開放基板のセンサ等詳細

センサ等種類	型番	サンプリングレート (Hz)	測定範囲
加速度	MPU-9250	1000	$\pm 16G$
角速度	MPU-9250	1000	$\pm 2000 \text{deg/sec}$
気圧	LPS-22HB	50	260hPa から 1260hPa

• 離床検知条件

- A. 各軸それぞれの加速度センサの直近の値 20 回分 ($=0.02$ 秒間分) の平均値を $\bar{a}_x, \bar{a}_y, \bar{a}_z$ とする。このとき、

$$\sqrt{\bar{a}_x^2 + \bar{a}_y^2 + \bar{a}_z^2} > 2 G \quad (5.1)$$

を 50 回連続で満たしたとき

- B. 気圧センサの直近の値 5 回分 ($=0.1$ 秒間分) の平均を取り、この値が前回の値より 0.1hPa 以上低い状態が 1 秒間連続したとき

上記のうちいずれかが 1 つを満たしたとき、その 1 秒前を離床時刻とする。

• 頂点検知条件

- A. 離床検知から 3 秒以上経過していること
- B. 離床から 10.65 秒後
- C. 0.1 秒ごとに気圧センサの値の 5 回分の平均値を取り、この平均値が前回の平均値より高い状態が 1 秒間連続すること

上記のうち A を満たし、かつ B、C のうち 1 つの条件を満たしたときに減速機構を開放する。

5.3 ミッション基板

- 役割
 - ・ 動翼を用いたロール制御
 - ・ 500Hz での加速度、角速度、対気速度のロギング
- 搭載モジュールの詳細 (表 5.3)

表 5.3: 通信基板のセンサ等詳細

センサ等種類	型番	サンプリングレート (Hz)	測定範囲
加速度	MPU-9250	500	±16G
角速度	MPU-9250	500	±2000 deg/sec
差圧計	HSCDRRN100MDSA3	500	±100 mbar
無線	TWE-Lite-RED	-	-

5.4 データ回収

5.4.1 GPS 基板

離床から地上に落下する数秒前までは GPS のデータを回収に成功した。しかし、地上に落下する少し手前で通信が途絶した。開傘の衝撃によって GPS のセンサー部分が破損し、受信ができなくなったことが主な原因だと考えられる。

5.4.2 開放基板

1000Hz で加速度・角速度、50Hz で気圧データの回収に成功した。

5.4.3 ミッション基板

500Hz で加速度・角速度、対気速度データの回収に成功した。

5.5 過去機体からの改良点・新技術

5.5.1 動翼を用いたロール制御

5.5.2 ピトー管

5.5.3 スイッチ機構

CREATE では毎回の打ち上げで電池の持ちがネックとなっていた。そこで今回はスイッチ機構を搭載した。図 5.5 のつまみ付きジャンパピンを抜くと、電源が接続し、つけたままだと電源が遮断される仕組みとなっている。内側は図 5.4 のように 3D プリンターの治具と基板のモジュールでできており、配線が ILG コネクターにつながることで、電池基板とつながっている。1 日目、9:30 から 16:00 までの 6 時間半のほとんどの時間を電源を遮断していたが、開放通信基板の電圧は 6.5V から 5.98V に降下していた。これは P 型 FET の回路内の抵抗の消費電力とサーボモータの待機電力が大きかったことが挙がられる。次機体以降は外部給電を用いて電池の持ち時間に困らないシステムを構築したい。



図 5.4: スイッチ機構（内側）

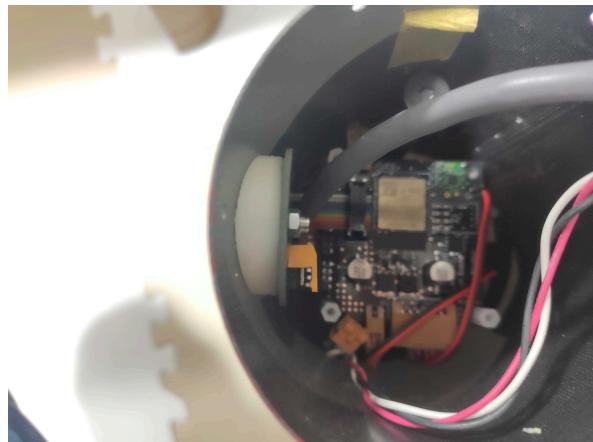


図 5.5: スイッチ機構（外側）

5.5.4 GPS データプロットソフト

地上局で受信した GPS 信号を短期間で処理し、GoogleEarth に経路を表示するソフトを開発した。このソフトによって、打ち上げ 10 分後には部員にプロットデータを配布できた。実際の GoogleEarth の経路を図 5.6 に示す。



図 5.6: ソフトでのプロットの様子

5.6 離床検知

打上動画及び各基板の機軸方向加速度データから、エンジンが振動燃焼を起こしていた可能性は大きいと考えられる。開放基板の z 軸方向（機軸方向、前方正）加速度の離床直前から燃焼終了後までの推移を図 5.7 に示す。開放基板は直近 20 回分の加速度の平均値を算出し、50Hz で加速度による離床検知を行った。直近の加速度の平均値が 1 秒間連続して 2G を超えていれば離床と判断するため、振動燃焼による加速度のばらつきを吸収し、加速度で離床検知ができた。

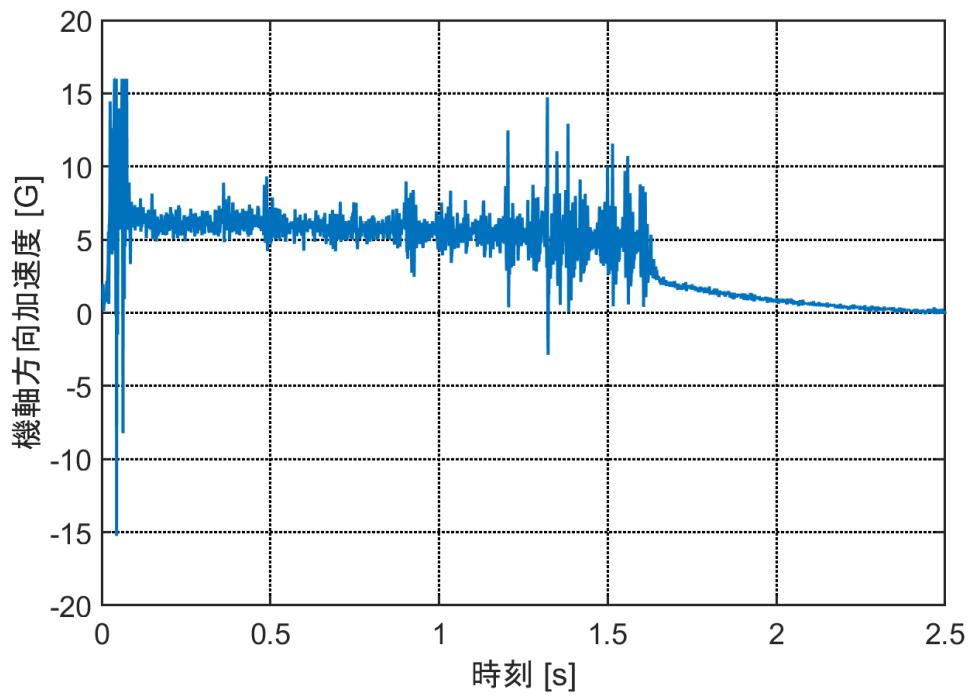


図 5.7: 機軸方向の加速度の時間推移（開放基板）

5.7 ランチクリア速度

まず、点火点から撮影した映像を元に算出したところ約 **23.6m/s** だった。一方、基板のデータからも算出した。加速度を積分し速度を、もう一度積分し距離を求めた。その結果速度は約 23.19m/s だった。

5.8 到達高度

図 5.8 は開放基板の気圧センサのデータから求めた離床からの時刻と高度の関係である。最高到達高度は約 353m である。算出に使用する気温は、大島のアメダスの打上時刻付近の気温と、アメダス設置点と射点の高度差から推測した気温 16.82°C を使用した。

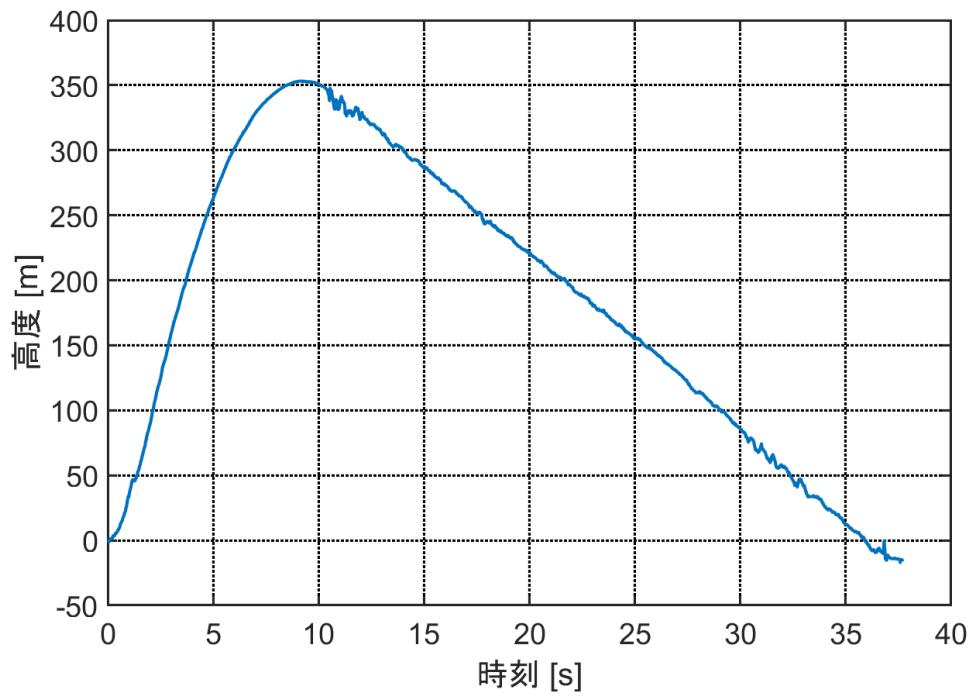


図 5.8: 離床からの時刻と高度の関係

5.9 減速機構開放

離床から 10.2 秒後に減速機構を開放した。タイマー条件ではなく、冗長系の気圧条件で頂点検知をして開放していたことがログから確認された。実際の最高到達高度が 353m であったのに対し、予想最高到達高度が 383m だったため、頂点到達時刻が早くなかったことが原因として考えられる。またデータからは頂点到達後約 1.1 秒後に減速機構に指令がなされていた。頂点到達後 1 秒以内に減速機構に指令を出す想定でいたため、約 0.1 秒程度遅い展開となった。

5.10 落下位置推定

飛行中の GPS の電波を受信できた。しかし、今回 GPS 最終受信地点は実際の落下地点と比較して直線距離で約 60m ずれてしまった。(図 5.9) 大きなズレが生じてしまった理由として、開傘衝撃でセンサーが破損し、落下の途中までしか GPS データをダウンリンクができなかったことだと考える。今回 GPS のデータが受信できていると確認できたため、指差しによる落下位置推定を行わなかった。しかし、ズレが大きかったことから、指差しによる落下位置推定を行うべきであった。次回以降の打ち上げでは確実に行えるように準備したい。

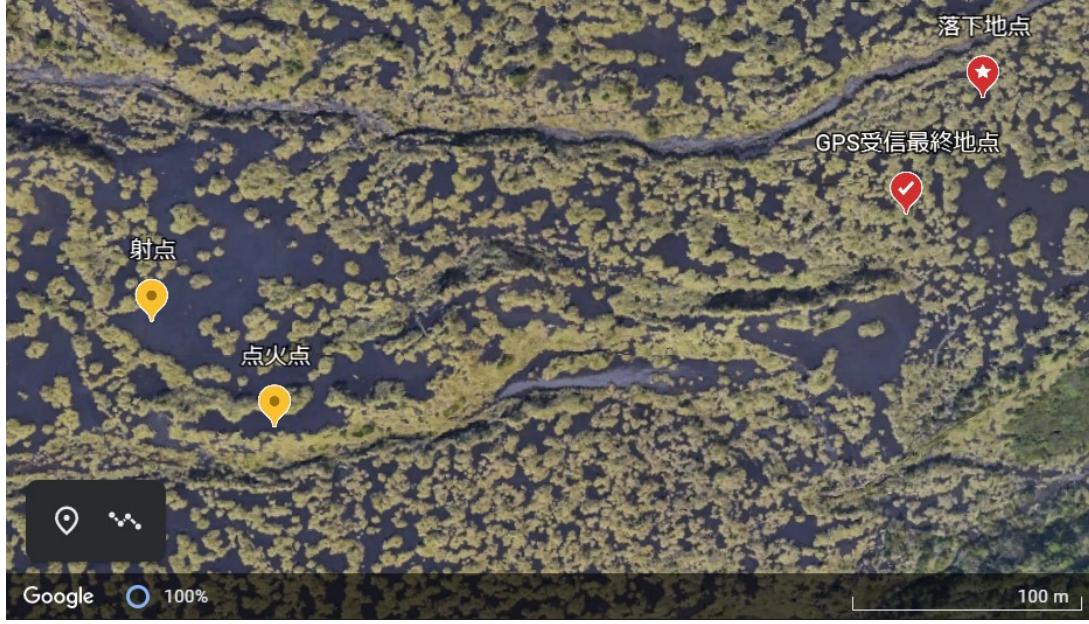


図 5.9: GPS 最終受信地点と実際の落下地点

5.11 動翼を用いたロール制御

5.11.1 概要

エンジン燃焼終了後からパラシュート開傘までの間、機体のロール角を一定値に保つ制御を行った。エンコーダ付き DC モータを用いて動翼の角度を制御し、空力によって発生するロールモーメントを用いて制御した。

5.11.2 ハードウェア構成

動翼角度を制御するために、MAXON 社製のエンコーダ付きギアモータを使用した。モータは A-max22（製品番号 110158）を使用した。良好な制御特性を得るために慣性モーメントの小さいコアレスモータを用いることとし、比較的価格が安い A-max シリーズを採用した。ギアヘッドは、減速比 29.16 のプラネタリギアを用いた。十分なトルクと動翼回転速度を両立する減速比を採用した。低バックラッシュ品の採用は、価格を考慮し断念した。エンコーダは、512 パルス/回転で 2 相のインクリメンタルエンコーダを用いた。動翼角度の分解能は、4 週倍を用いて $360/512/4/29.16 \approx 0.006 [\text{deg}]$ である。使用したセンサの詳細は [ミッショング基板のセンサ等詳細](#) に記述した。動翼機構の詳細は [（構造班のところ）](#) に記述した。

5.11.3 制御則

図 5.10 に対気速度がある値 v のときの、制御器と制御対象をモデル化したブロック線図を示す。

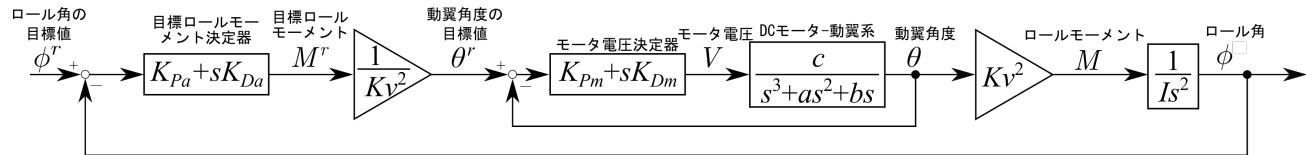


図 5.10: ブロック線図

対気速度はピトー管により計測される。制御対象であるロール角とロールモーメントの関係は、

$$I\ddot{\phi} = M \quad (5.2)$$

によりモデル化する。ただし I はロール方向の慣性モーメント、 ϕ はロール角、 M は動翼が発生させるロール

モーメントである。動翼が発生させるロールモーメントの目標値 M^r は、目標ロールモーメント決定器が PD 制御を用いて決定する。 K_{Pa} が P ゲイン、 K_{Da} が D ゲインである。エンコーダ付きギアモータの出力を傘歯車を介して伝えることで、2 枚の動翼を駆動する。これらの機構を合わせてモータ-動翼系と呼称する。モータ-動翼系を

$$\frac{V(s)}{\theta(s)} = \frac{c}{s^3 + as^2 + bs} \quad (5.3)$$

によりモデル化する。ただし、 V はモータに印加する電圧、 θ は動翼角度である。 a, b, c は定数であり、システム同定実験に基づき決定する。 V は、モータ電圧決定器が PD 制御を用いて決定する。 K_{Pm} が P ゲイン、 K_{Dm} が D ゲインである。動翼角度 θ とロールモーメント M 、対気速度 v の関係は、

$$M = K\theta v^2 \quad (5.4)$$

で表される。ただし K は定数であり、流体シミュレーションにより求める。目標ロールモーメント M^r が与えられたとき、これを Kv^2 で除算し、動翼角度の目標値 θ^r を決定する。

以上のモデル化を行ったとき、ロール角の目標値 ϕ^r からロール角 ϕ への開ループ伝達関数 $G_o(s)$ と閉ループ伝達関数 $G_c(s)$ はそれぞれ

$$G_o(s) = \frac{cK_{Da}K_{Dm}s^2 + c(K_{Pa}K_{Dm} + K_{Pm}K_{Da})s + cK_{Pa}K_{Pm}}{Is^5 + aIs^4 + (b + cK_{Dm})Is^3 + cK_{Pm}Is^2}$$

$$G_c(s) = \frac{cK_{Da}K_{Dm}s^2 + c(K_{Pa}K_{Dm} + K_{Pm}K_{Da})s + cK_{Pa}K_{Pm}}{Is^5 + aIs^4 + (b + cK_{Dm})Is^3 + c(K_{Pm}I + K_{Da}K_{Dm})s^2 + c(K_{Pa}K_{Dm} + K_{Pm}K_{Da})s + cK_{Pa}K_{Pm}} \quad (5.5)$$

と求まる。十分なゲイン余裕と位相余裕を有し、過去のデータの分析をもとに想定した外乱ロールモーメントがある場合に目標ロール角に収束可能な制御ゲインを決定した。

制御則を実装するにあたり、ロール角は角速度センサの値を用いて求めた。ロール角速度も同様に求め、カットオフ周波数 50 Hz の 1 次のローパスフィルタを施した。動翼角度はエンコーダの値を用いて求めた。動翼角速度は動翼角度の前時刻との差分を用いて求め、カットオフ周波数 50 Hz の 1 次のローパスフィルタを施した。対気速度はピトー管の値を用いて求め、カットオフ周波数 20 Hz の 1 次のローパスフィルタを施した。

5.11.4 データ解析

ここでは、ミッション基板のデータをもとにロール制御の精度を評価する。図 5.11 に離床から制御終了までのロール角の時間変化を示す。離床から制御開始までを青色、制御開始から制御終了までを赤色で示し、目標ロール角 90 度を黒色で示した。離床約 2.71 秒後に制御を開始し、約 0.3 秒で目標ロール角付近に収束していることがわかる。目標ロール角付近に収束した離床後 3 秒から、制御終了までの二乗平均平方根誤差は約 1.98 度であり、高い精度で制御できたことが分かる。誤差の原因は、外乱ロールモーメントや動翼機構のバックラッシの影響が考えられる。

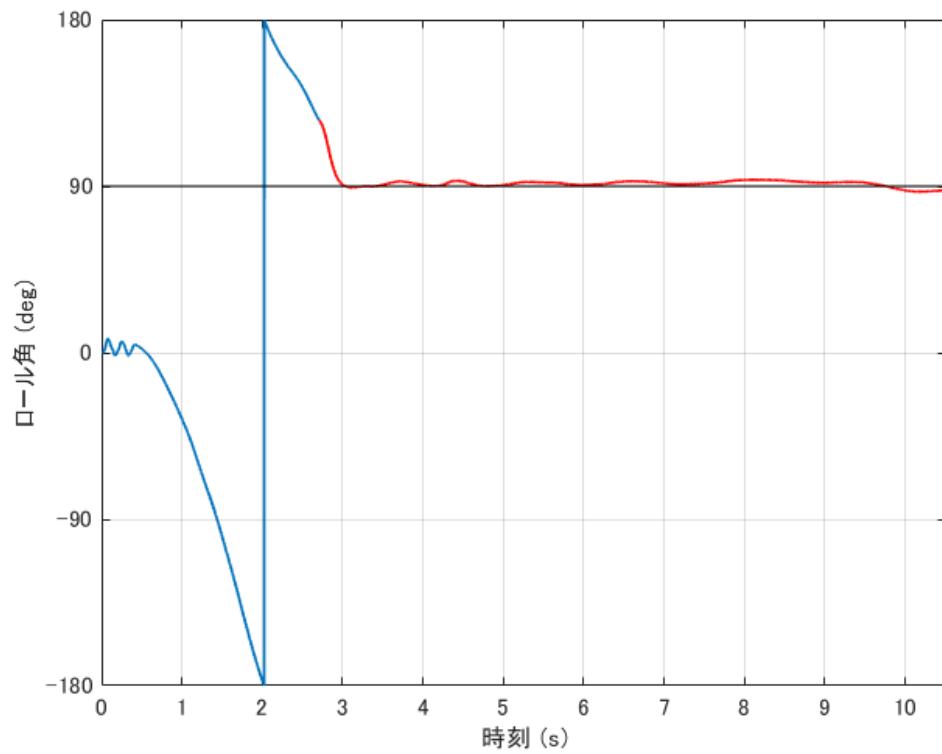


図 5.11: ロール角の時間変化

図 5.12 に離床から制御終了までの動翼角度の時間変化を青色で示す。また、目標動翼角度の時間変化を黒色で示す。動翼角度が目標値に高い精度で追従していることが分かる。図 5.13 に離床後 2.7 秒から 2.9 秒までを抜き出したグラフを示す。動翼角度が目標値にわずかに遅れて追従していることが分かる。離床後約 2.76 秒から約 2.79 秒までの間、目標値が-15 度で一定値なのに対し、動翼角度が約 14.74 度で停止しており、誤差がある。これは、空力により動翼の軸まわりにはたらくモーメントの影響だと考えられる。エンジン燃焼終了から間もないため対気速度が大きく、動翼角度の絶対値も大きいため、モーメントが大きい状況であり、誤差が大きくなつたと考えられる。

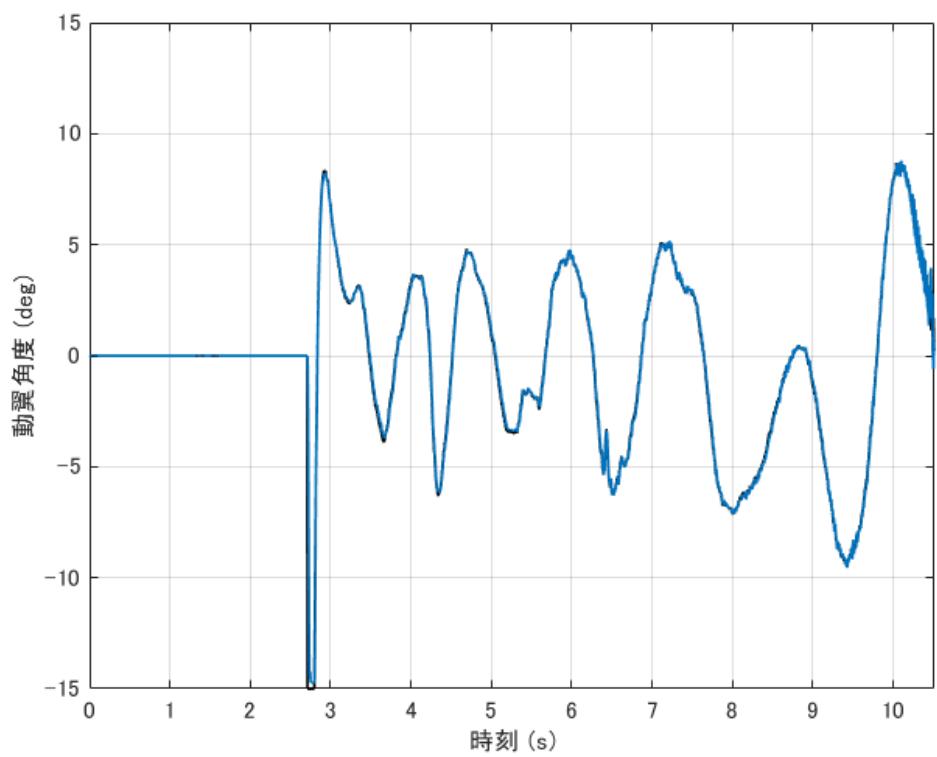


図 5.12: 動翼角度と目標動翼角度の時間変化

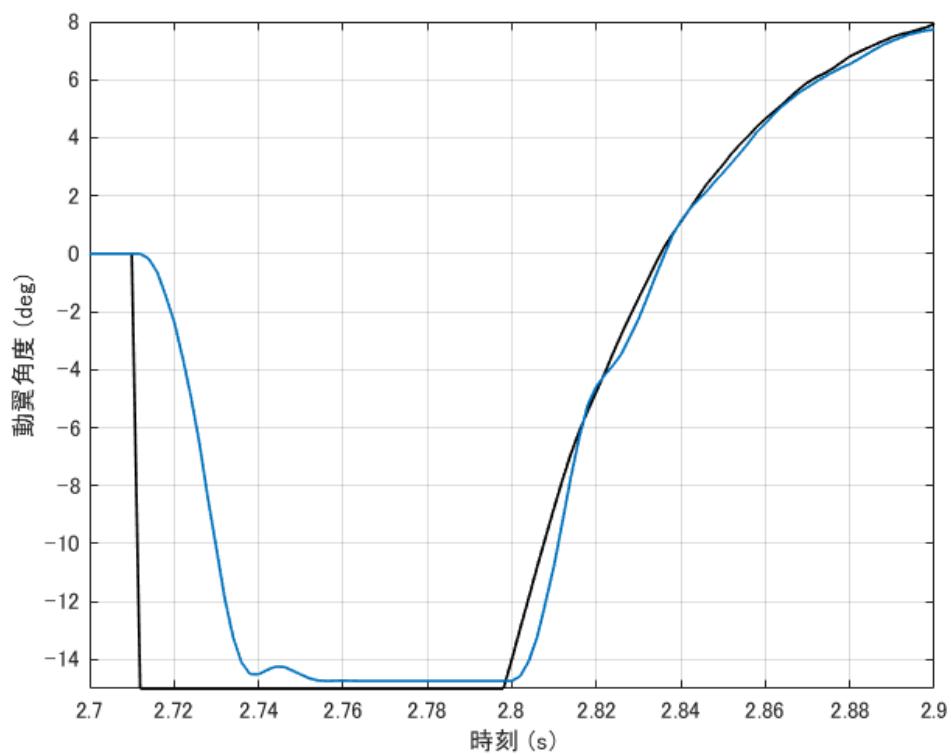


図 5.13: 離床後 2.7 秒から 2.9 秒までの動翼角度と目標動翼角度の時間変化

6 シミュレーション系

6.1 打ち上げ諸元

絶対ここじゃない

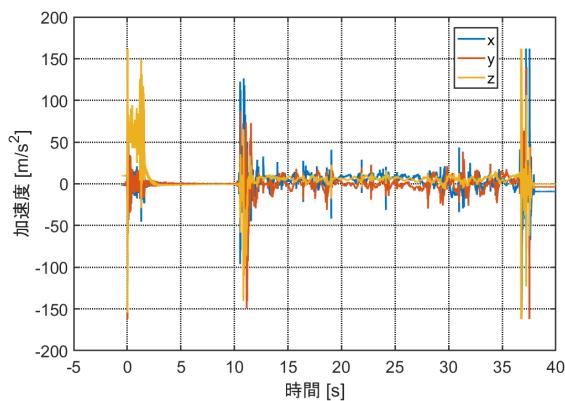
表 6.1: 打ち上げに関する諸元

名称	単位	値
日付		2022/11/13
日時		7:47
気象		
気温	°C	18.39
気圧	hPa	964.49
射点高度	m	430
射点緯度	deg	北緯 34.736139
射点経度	deg	東経 139.421333
磁気偏向	deg	7.53(西偏)
風向	deg	180
風速	m/s	3.0

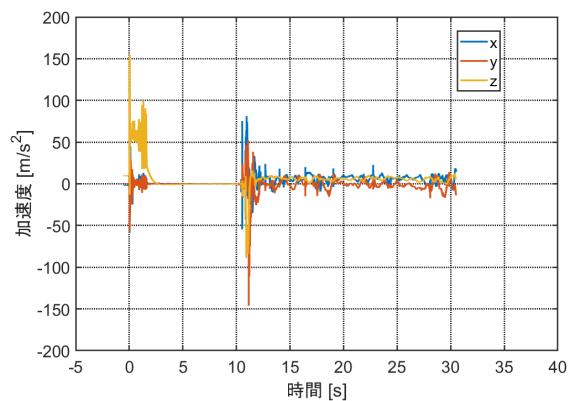
6.2 データ解析

6.2.1 位置・速度

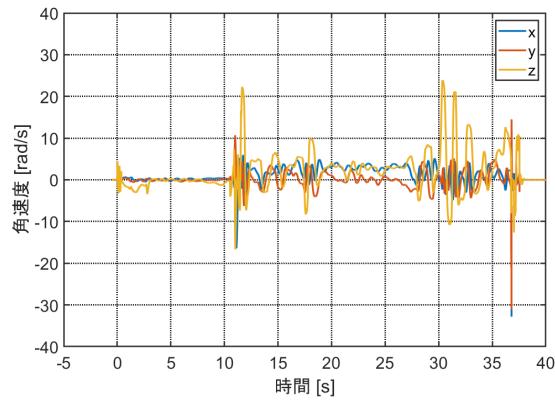
今回の打ち上げでは、開放基板及びミッション基板それぞれに搭載された 6 軸センサのロギング及びデータ取得に両者とも成功した。取得した加速度・角速度センサの値を図 6.1 に示す。ただしミッション基板のデータは離床検知後 30 秒までのものであり、着地前にロギングを終了している。座標軸に関して、各軸は図に示すとおりである。また、角速度センサについては離床前のデータの平均値を取り、全体から減算する事により 0 点補正を行っている。



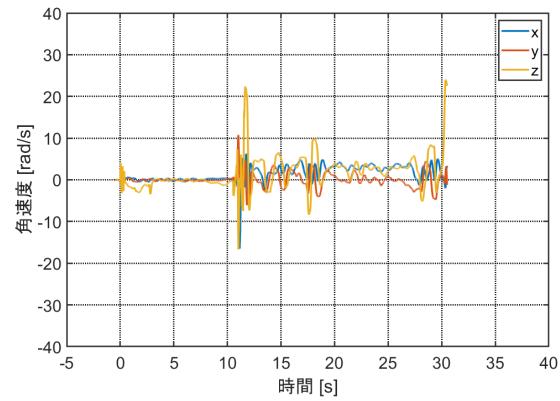
[1] 加速度データ（開放基板）



[2] 加速度データ（ミッション基板）



[3] 角速度データ（開放基板）



[4] 角速度データ（ミッション基板）

図 6.1: 加速度・角速度センサデータ

取得した加速度・角速度データをもとに積分を行い、対地速度及び飛行経路を算出した。開放基板及びミッション基板それぞれの対地速度を図 6.2 に、算出した飛行経路と実際の着地地点を図 6.3 に示す。また、それぞれの値は射点を原点とし磁東を基準とした ENU 座標系におけるものである。

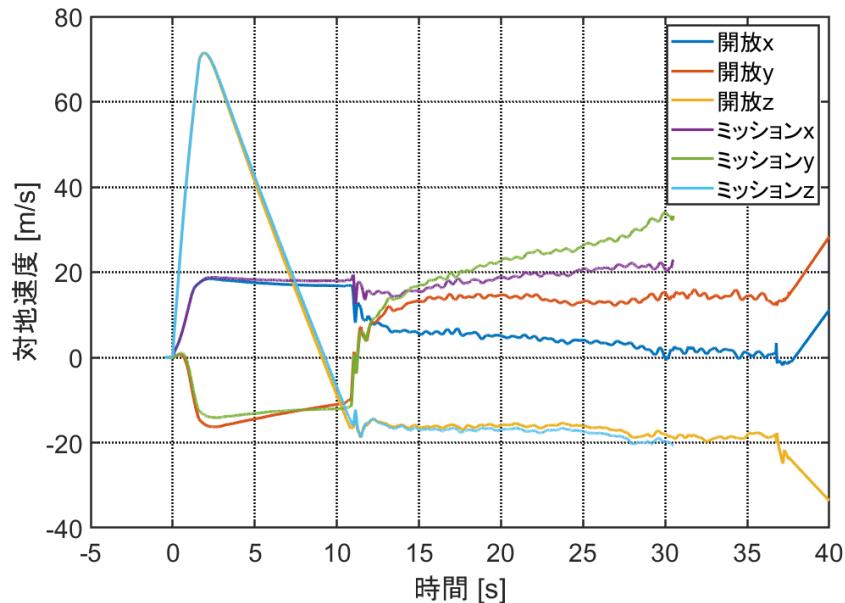


図 6.2: 対地速度

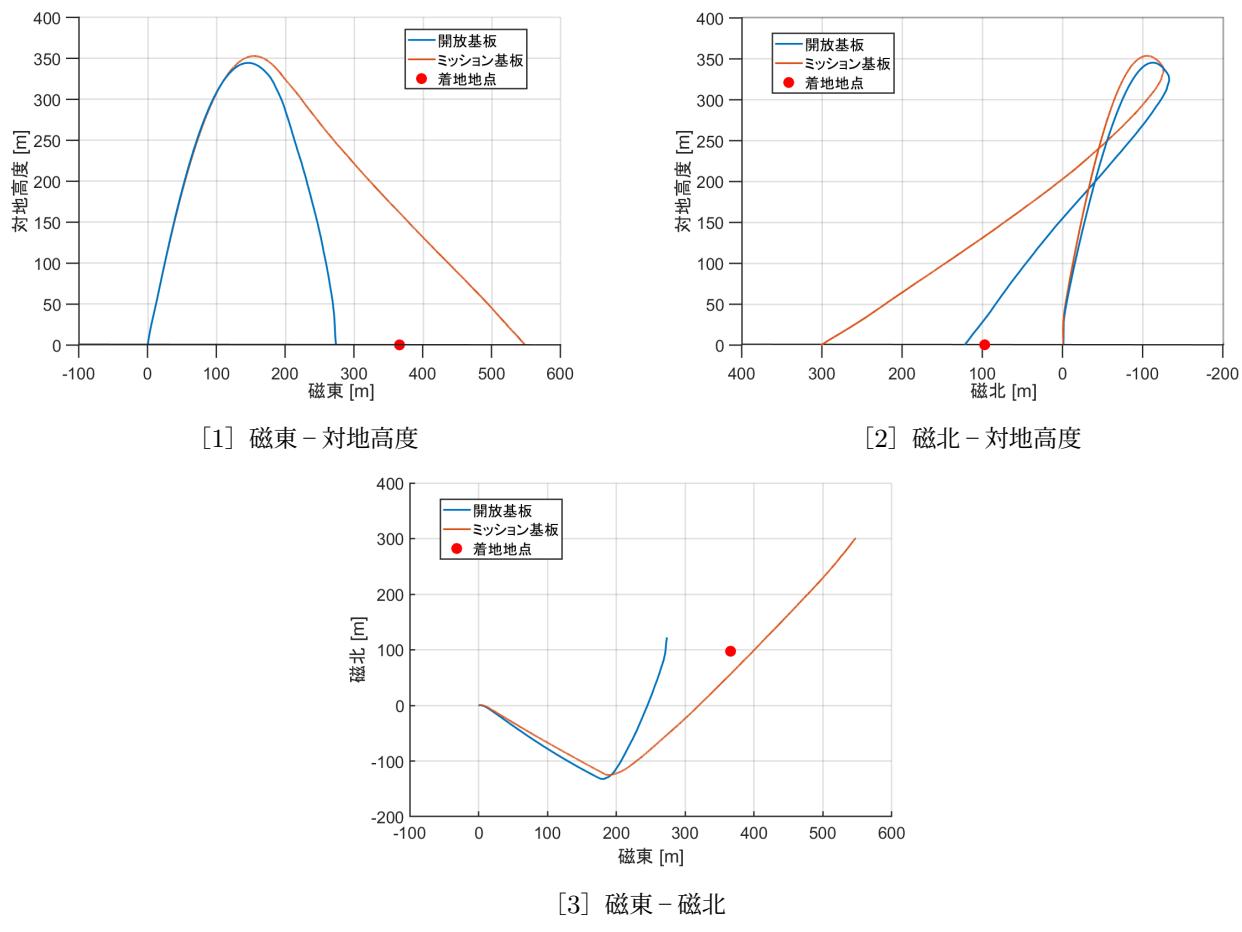


図 6.3: 飛行経路

表 6.2: 頂点座標

	x (m)	y (m)	z (m)
開放	146.2345	-111.7983	344.4591
ミッション	155.0635	-104.6902	352.7989

表 6.3: ランチクリア速度

	時刻 (s)	ランチクリア速度 (m/s)
開放	0.42	23.19
ミッション	0.42	22.69

ここで、取得した加速度を地上座標系における機体の重心での値への変換は式を、各変数については表に示す。

$$\mathbf{a}_e = C_{e/b} (\mathbf{a}_b - \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{X}_s) - \mathbf{g}_e \quad (6.1)$$

表 6.4: 式?諸元

名称	変数	単位	値
加速度ベクトル (取得値)	e_b	m/s^2	-
加速度ベクトル (地上座標系)	e_e	m/s^2	-
角速度 (機体座標系)	ω	rad/s	
座標変換行列	$C_{e/b}$	-	-
センサ位置 (開放)	$C_{e/b}$	-	-
センサ位置 (ミッション)	X_s	m	-
重力 (地上座標系)	g_e	m/s^2	(0, 0, -9.8066)

図 6.2,6.3 からわかるように、2 つのデータは頂点到達までは、対気速度及び飛行経路ともに大方一致していることがわかる。実際頂点の座標はそれぞれ表?に示すとおりであり、その差は 14.0m である。

独立した 2 つのセンサから同様の経路を算出できたことから、頂点到達前に関しては実際の対地速度及び飛行経路と近いものが得られたと考えられる。一方で、頂点到達以降に関しては、2 つの算出結果に大きな差が生じていることがわかる。これはパラシュート開傘時の運動がサンプリングレートより高い周波数であり運動を追跡しきれなかったため、差が拡大していったと考えられる。

6.2.2 高度

離床時刻からの機体の高度は気圧センサのデータからも算出可能である。図 6.5 に気圧センサ及び 6.2.1 項で算出した高度の時間経過を、表にそれぞれの頂点到達時間及び最高到達高度を示す。

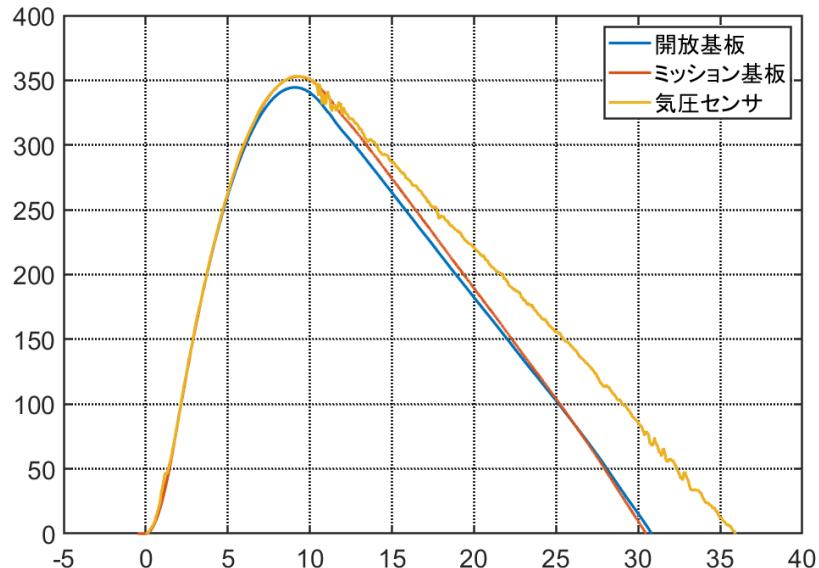


図 6.4: 高度の時間経過

表 6.5: 頂点到達時間及び最高到達高度

	頂点到達時間 (s)	高度 (m)
開放	9.08	344.5
ミッション	9.27	352.8
気圧センサ	9.48	353.0

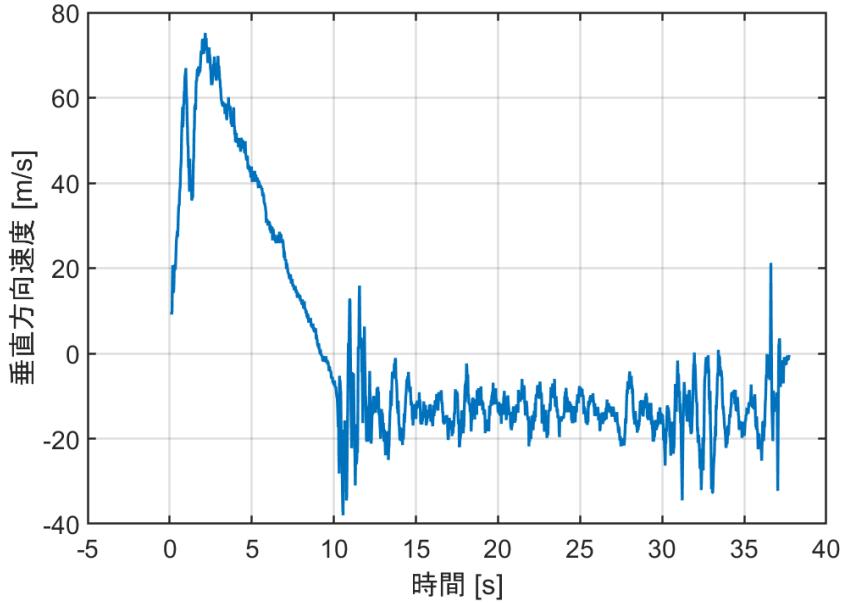


図 6.5: 気圧センサから算出した垂直方向速度

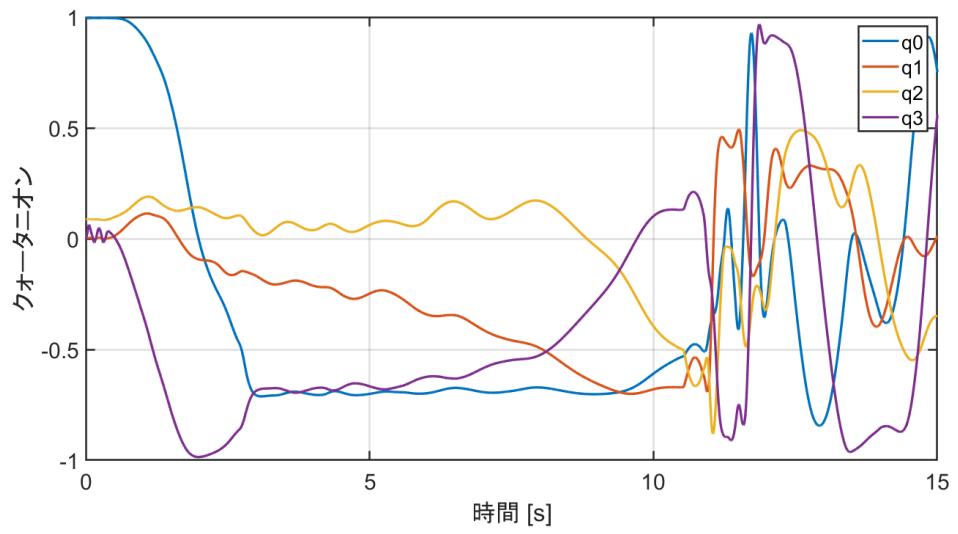
図気圧センサから取得した高度を微分したものをである。ただし、変化を明瞭にするため 0.4s 分、数にして 20 個のデータで移動平均をかけて表示している。パラシュート開傘時刻が離床から 10.2s あり比較的降下速度が安定しているのが 12.5s 付近であることから、開傘から終端速度到達までに 2.5s ほどかかっていることがうかがえる。また終端速度に関しては、15.0s から 35.0s の間に 274.3m 降下していることから 13.71m/s である。表の諸元よりパラシュートの抗力係数はである

表 6.6: 抗力係数算出諸元

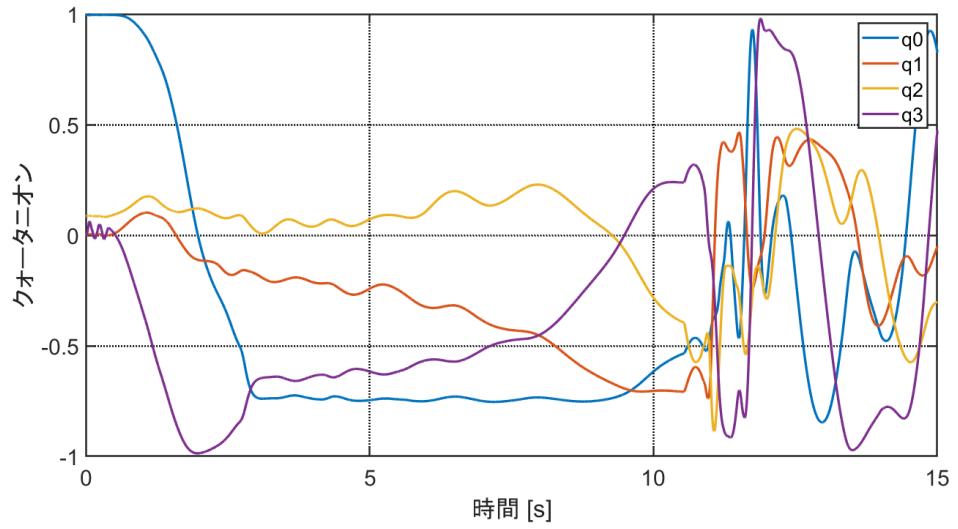
名称	単位	値
降下速度	m/s	13.71
燃焼終了後重量	kg	
気体密度	kg/m ³	
代表面積	m ³	
抗力係数	-	

6.2.3 姿勢

取得した角速度データから、飛行中の機体の姿勢を表すクオータニオンを算出した。図にそれぞれの基板のから算出した値を示す。またこれらクオータニオンを動翼の制御に使用した yxz オイラー角に変更したものを図 6.7 に示す。



[1] 開放基板



[2] ミッション基板

図 6.6: 算出したクオータニオン

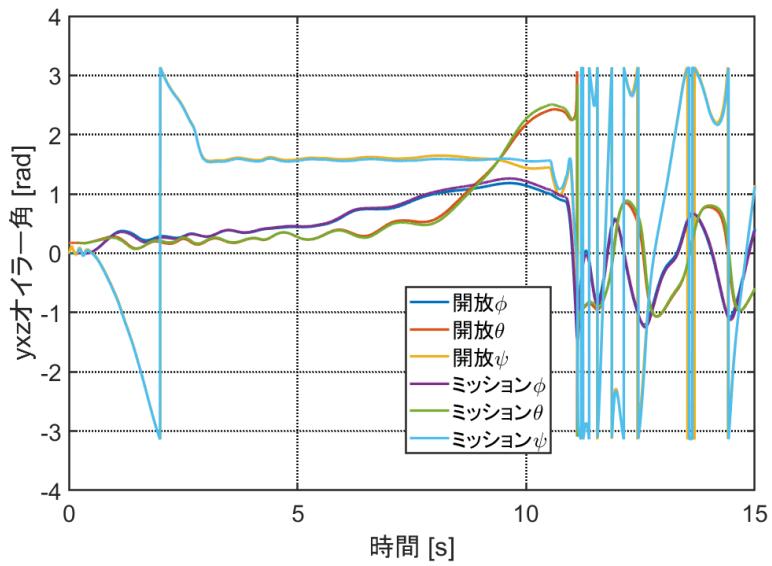


図 6.7: yxz オイラー角の比較

算出したクオータニオンの精度測るため、取得した磁気センサの値を比較を行う。磁気センサの零点補正を行うため、最小二乗法を用いて球面フィッティングを行った。補正した結果を図 6.8 に、ノルムの時間変化を図 6.9 に示す。射点の磁気ベクトルが分かんなくて積んだ。打ち上げ前の値を使いたいけど導体（ランチャレール）の隣にある磁気センサの値を信用していいのだろうか

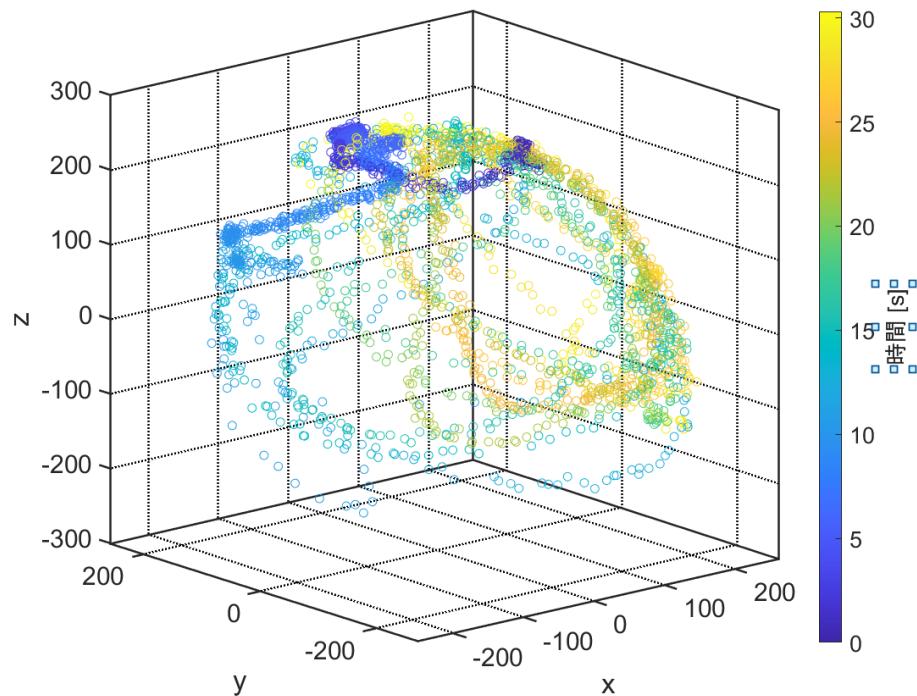


図 6.8: 零点補正後の磁気センサ

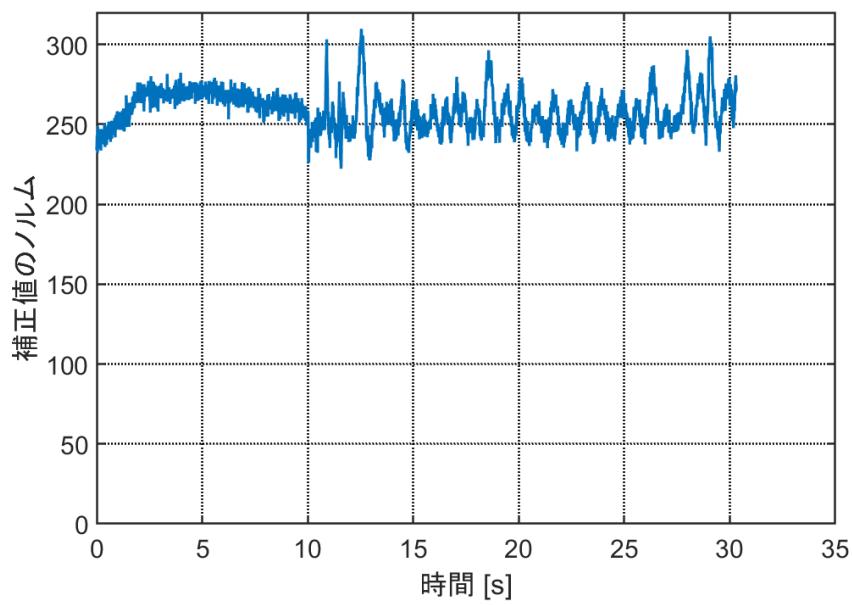


図 6.9: 零点補正後の磁気センサノルム

6.2.4 推力履歴

加速度データから打ち上げ時のエンジンの推力履歴を算出した。開放基板、ミッション基板から算出したものと、直近の 2022 年 7 月に実施された燃焼試験での値を図 6.10 に示す。また推力に関する各諸元を表 6.7 に、加速度データから推力の算出式を式 (6.2) に、各変数を表 6.8 に示す。

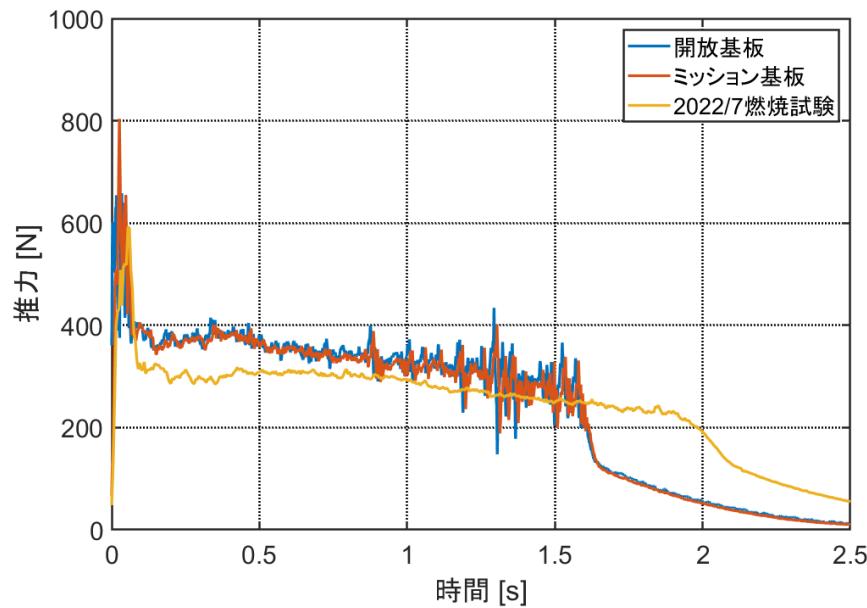


図 6.10: 推力履歴の比較

表 6.7: 燃焼諸元

名称	単位	開放	ミッション	7 月燃焼試験
トータルインパルス	N s	596	581	628
平均推力	N	273	280	226
比推力	s	169	165	174
作動時間	s	2.18	2.08	2.79

$$T = a_z \left(M_0 + \frac{M_1 - M_0}{b_t} t \right) + \frac{1}{2} C_d \rho S V^2 \quad (6.2)$$

表 6.8: 式 (6.2) 諸元

名称	変数	単位	値
推力	T	N	-
z 軸加速度 (センサ)	a_z	m/s ²	-
燃焼前質量	M_0	kg	6.258
燃焼後質量	M_1	kg	5.894
作動時間	b_t	s	-
時刻	t	s	-

図 6.11 の青線は打上実験時の開放基板から算出した推力を、赤線はミッション基板から算出した推力を、また黄線は 2022 年 7 月の燃焼実験時の推力をそれぞれ表している。

燃焼実験時と打ち上げ実験時の巣力履歴を比較すると、打ち上げ実験の方が作動時間が短く、またそれに伴ってトータルインパルスも小さくなっている。この原因としては、燃焼実験と打ち上げ実験で供給されている酸化剤の量が異なることが考えられる。燃焼実験では、タンク圧の計測を行っており、圧力センサ取り付け用の流路が存在している。打ち上げ実験時には、このような流路は存在しないため、この流路の分の酸化剤が供給されておらず、これが作動時間やトータルインパルスに影響を与えたと考えられる。

6.2.5 ロール運動関連

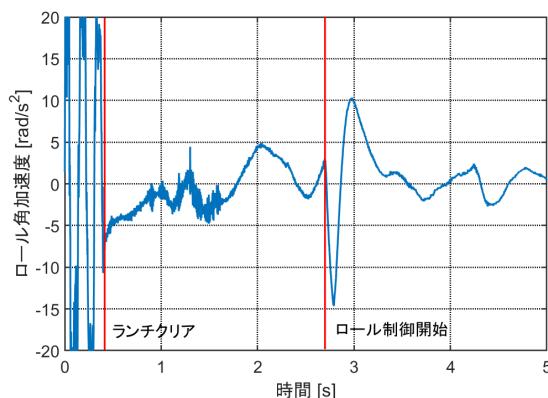
ロール運動について取得した角速度データから、ロール運動関連の空力係数である定常ロールモーメント係数 C_{l_0} 、ロール減衰モーメント係数 C_{l_p} 、動翼ロールモーメント係数 $C_{l_{\delta_a}}$ を推定する。式?にロール方向の回転運動方程式を示す。また、離床から 5 秒間のロール角加速度、ロール角速度、対地速度、動翼舵角を図?に示す。 ω_a
じゃなくて p のほうがいいんかな

$$\dot{\omega}_x = L_p \omega_x + L_0 + L_{\delta_a} \delta_a \quad (6.3)$$

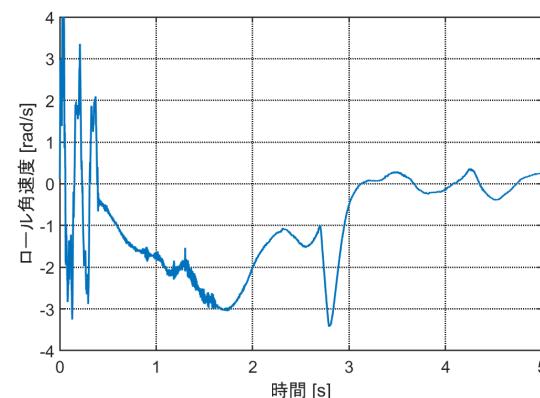
$$L_P = \frac{\rho V^2 S b^2}{4 I_{xx}} C_{l_p} \quad (6.4)$$

$$L_0 = \frac{\rho V^2 S b}{2 I_{xx}} C_{l_0} \quad (6.5)$$

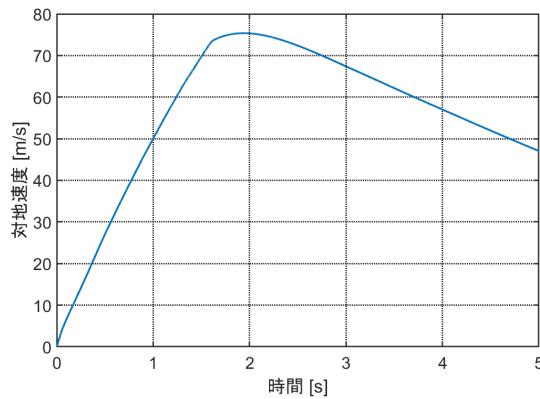
$$L_{\delta_a} = \frac{\rho V^2 S b}{2 I_{xx}} C_{l_{\delta_a}} \quad (6.6)$$



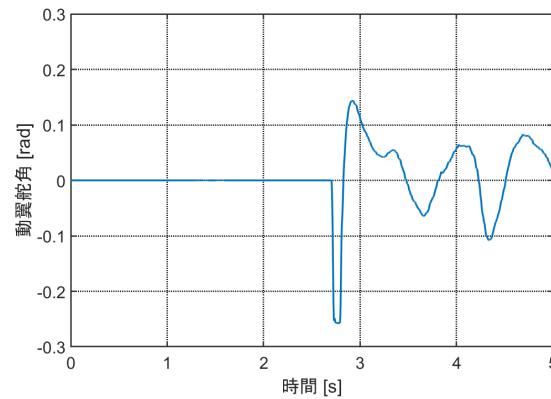
[1] ロール角加速度



[2] ロール角速度



[3] 対地速度



[4] 動翼舵角

図 6.11: ロール運動関連飛行データ

ここで、機軸周り角加速度 $\dot{\omega}_x$ の時間推移は、式 (6.3)において対気速度 V 、角速度 ω_x 、動翼舵角 δ_a のみを変数と考え、慣性モーメントの時間変化を無視すると

$$\dot{\omega}_x = a_0 V^2 + a_1 V^2 \omega_x + a_2 V^2 \delta_a \quad (6.7)$$

とモデル化できる。ただし a_0, a_1, a_2 はそれぞれの空力係数をに関する定数である。また、角速度については角速度センサ、動翼舵角に関してはエンコーダーのログデータ、対気速度は 6.2.1 項で算出した対地速度を対気速度として使用しする^{*5}。目的の空力係数を算出するためには式(6.7)に示すような時間変化となる a_0, a_1 を算出できればよい。そこで最小二乗法を用いて算出する。

まず、ランチクリア後から制御直前 ($?s ?s$) に注目して空力係数を算出する。この間、動翼の舵角は常に 0deg であるため式 (6.7) の右辺第 3 項を無視し、 a_0, a_1 の 2 つを求める。

6.3 事後シミュレーション

打ち上げ実験後に、打ち上げ 10 分前に計測した風向風速データをもとにべき法則を用いて事後シミュレーションを行った。風向風速データを表 6.9 に、べき法則の各パラメーターを表 6.10 に示す。

表 6.9: 風向風速

風向	磁南 (0deg)
風速	3.0m/s

表 6.10: べき法則パラメータ

風向風速測定高度	2
風速分布係数	6

また、機体に搭載された 2 つの 6 軸センサのデータをもとに飛行経路及び対地速度の推定を行った。事後シミュレーションの結果、推定した 2 つの飛行経路及び実際の着地地点を図 6.3 に示す。図 6.3 は射点を原点とする磁東を基準とした ENU 座標系による表示である。

^{*5} シミュレーションの結果、風速 3m/s の条件下における対気速度と対地速度の差は離床から $? s$ までは $? %$ 以下であり、十分対地速度を対気速度として使用可能である。まだやってない

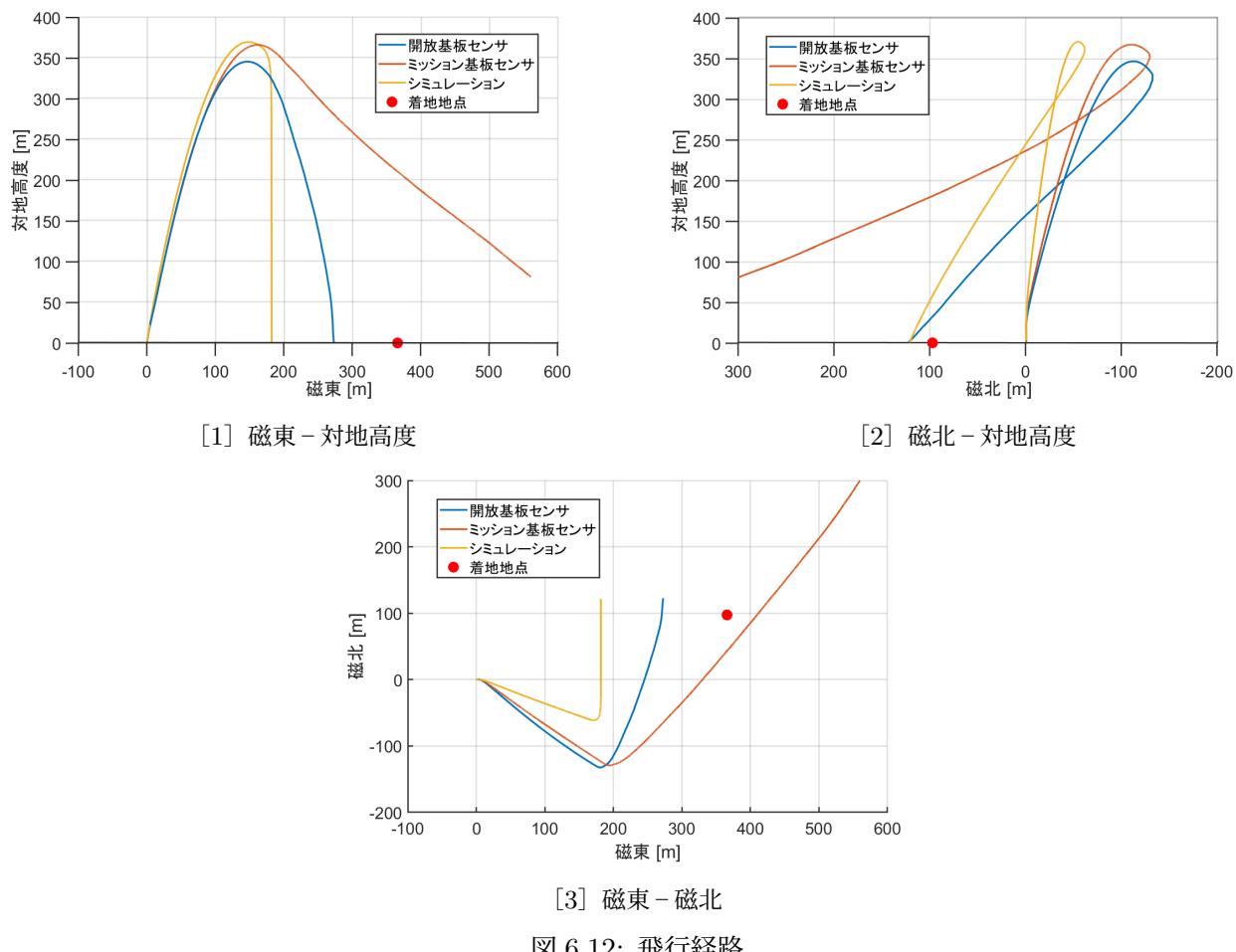


図 6.12: 飛行経路

参考文献

[1] 嶋田有三・佐々修一, 飛行力学, 森北出版株式会社 (2017)

7 GSE 関連

7.1 GSE 展開のタイムスケジュール

11月13日（2日目）のGSE展開のタイムスケジュールを以下の表7.1に示す。

表 7.1: GSE 展開スケジュール

時刻	作業内容
3:30	裏砂漠入り口出発
4:15	射点到着・GSE 展開開始
4:35	配管接続終了・ガスなし電磁弁試験開始
4:50	ガスなし電磁弁動作試験完了
5:10	ガスなしでの点火シーケンス試験開始
5:15	ガスなしでの全ての試験完了
5:30	窒素ボンベ開栓
5:40	窒素を通しての電磁弁試験
6:00	亜酸化窒素ボンベ開栓
6:05	噴出試験
6:15	総員退避
6:40	総員退避解除
6:45	酸素ボンベ開栓
6:50	酸素電磁弁・イグナイタ同期試験
7:00	GSE 展開完了

7.2 各種試験

11日の打上の際に発生した中継基板の破壊事故を受けて、12日のGSE展開では通常の試験に加えて破損した部分の重点的な試験を行った。以下の表7.2行った試験の内容と目的、結果を示す。

表 7.2: GSE 展開試験内容

試験内容	結果
充填時間を30秒間として、充填操作をして電磁弁の動作を確認する	電磁弁の動作を確認
窒素ボンベを開栓し、充填時間を30秒として充填操作を行い電磁弁の動作を確認する。これを3度行った。	電磁弁の動作を確認
亜酸化窒素ボンベも開栓し、噴出試験を行った。この試験は亜酸化窒素の大気開放する試験のため、電磁弁の操作時間は3秒程度であった。	亜酸化窒素の噴出と脱圧を確認

7.3 展開の評価

今回のGSE展開は前日の問題の対策を講じたためいつもより展開に時間を要することになった。しかし、展開の手際は非常に良く、問題となっていた中継基板も問題なく作動したため、非常にスムーズな展開だったといえる。

8 捜索概要

8.1 1日目の動きについて

以下の表 8.1 に実際の 1 日目のスケジュールを示す。

表 8.1: 1 日目の打上スケジュール

時刻	イベント
8:00	C-59J 組立開始
9:00	C-59J 組立終了
12:00	C-59J 点火点に搬入
13:00	C-61J X & GSE トラブル
16:50	本部撤収
19:00	GSE トラブルの原因究明開始
23:45	原因究明・対策・試験終了

補足事項

C-59J の現地審査において事前の報告書のミスが発覚したものの、現地で安全が担保されて合格した。^{*6}また、現地審査合格時においては、組立が最も早かった C-61J が 13:00X、2 番の C-59J が 14:00X の予定であった。C-61J の打上直後に GSE のトラブルに見舞われ、現場での原因究明が難航したため、1 日目の C-59J 打上は中止となった。GSE トラブルについては宿での作業で対策^{*7}を施し、試験^{*8}では全て正常に動作したため、2 日目の C-59J 打上が可能となった。

8.2 2日目

以下の表 8.2 に実際の 1 日目のスケジュールを示す。

^{*6} 報告書における動翼の寸法図を前設計から更新していないというミスである。シミュレーションや強度計算では寸法を更新していたため、現地でその確認を行い合格した。

^{*7} 打ち終わった C-61J の基板からダイオードを持ってくる限界開発を実施した

^{*8} 宿でイグナイターの試験を何度も行った。非常に良くない

表 8.2: 2 日目の打上スケジュール

時刻	イベント
4:20	C-59J 組立開始
4:40	ポンベ開栓より前の GSE 展開完了
6:00	C-59J 点火点到着
6:30	CORE X
6:40	安全確認終了
6:40	GSE 最後のガスあり試験開始
6:50	機体移動 & ランチャー整備
6:55	ランチャー挿入開始
7:05	システム挿入開始
7:15	ランチャー立上開始
7:37	総員退避完了
7:38	ミッション基板でリブート発生
7:40	諸元入力のため射点に接近
7:42	点火シーケンスへの移行許可
7:47	C-59J X
8:35	ドローンによって C-59J 発見
8:45	捜索隊によって目視で C-59J 確認・回収
10:00	本部撤収

補足事項

ポンベ開栓は 5:30 まで待つ必要があった^{*9}ため、それより前の GSE 展開のみを行った。その結果、GSE は最も早く展開が終了し、5:40 にガスあり試験を終了させた。CORE が打上を予定通りに成功させたため、元の予定であった 8:00X からの前倒しとなる 7:30X を目指した。動翼制御に必要な気温や気圧などのパラメータの入力は打上直前に行うことになっていたため、総員退避後に点火点から行った。しかし、基板との通信が行えなかったため、総員退避を解除したのちに射点での入力を行った。入力には成功したが、これが原因で C-59J は 7:47X となった。

8.3 ドローンによる捜索

以下に X 後の捜索のスケジュールを 8.3 に示す。

^{*9} 日が昇らないとリークの確認が不可能であることと、安全管理の先生の到着を待つ必要があるためである。

表 8.3: X 後の搜索のスケジュール

時刻	イベント
7:47	X
7:59	GPS による C-59J の落下位置推定完了
8:00	点火点から搜索隊 1 が推定落下位置に向けて出発
8:03	本部からドローンが推定落下位置に向けて出発
8:12	点火点から搜索隊 2 が推定落下位置に向けて出発
8:18	ドローンのバッテリー切れでいったん本部に一時撤退
8:20	ドローンの予備バッテリーに交換し、再度出発
8:35	ドローンによって C-59J 発見
8:45	搜索隊によって目視で C-59J 確認・回収

今回天の技様のご厚意により、ドローンを提供していただいた。天の技様からドローンの提供がなければ、C-59J の発見は困難だと推察される。その理由として、想像以上に起伏が激しく見通しが悪かったこと、ブザーが鳴っていなかったこと、GPS の落下推定位置が実際の落下位置より 60m 程度ずれていたことの 3 点が挙げられる。

図 8.1、8.2 にドローンでの発見時の様子を示す。



図 8.1: ドローンからの発見時の様子 1



図 8.2: ドローンからの発見時の様子 2

8.4 反省事項

- 搜索隊 2 つ目をすぐに向かわせなかった。

搜索隊を多く向かわせる必要があったが、指揮者が早急に指示を出さなかった。次回からは出せる限りの搜索隊を迅速に向かわせる。

- 搜索隊が 2 つが効率良く探せなかった。

指揮者が推定落下地点についていた 2 隊に具体的な指示を与えなかった。その結果手当たり次第探すだけでもらが生じてしまった。今後は、第 1 隊は落下推定地点の北側、第 2 隊は南側を搜索する等指示するようする。

9 位置推定ソフトの開発について

本打上実験では機体からの GPS が開傘後の上空 100m 時点で途絶しており、GPS の最終値は実際の機体落下位置とは異なる座標を示していた。さらに、防犯ブザーも機能せず、機体の位置把握がドローン以外ではほぼ不可能な状況であった。そのため、指差しでの機体落下位置推定技術の重要性を再認識し、落下位置の誤差範囲なども考慮して機体落下位置を指差しから推定する位置推定ソフトの開発に着手した。

9.1 指差しによる機体落下位置推定の概要

CREATE では、GPS データが取得できない状況における機体搜索での機体発見確率を上昇させるために、指差しによる機体落下位置推定を行っている。本節では指差しによる機体搜索推定の概要について説明する。

また、指差しによる誤差には以下の数種類がある：

- 機体が丘などで隠れてしまい、落下直前まで目視で確認することができないことによる誤差
- 指で落下方向を決定することの限界による、機体落下方向と指差し方向がずれていることによる誤差
- 観測者の位置を決定する GPS の精度（本打上実験では半径 4m の精度）が悪いことによる観測者の位置の誤差
- 直線を決定するときに発生する誤差

ここで、各誤差の寄与を考える。本打上実験を例にすると、機体は射点から直線距離で約 380m 先に落下した。まず、正確な機体落下位置から角度 $\theta = 1 \text{ deg}$ だけ異なる方向の直線を引いてしまったとする。このとき、射点からの距離 $r = 380 \text{ m}$ 付近における直線上の位置と機体落下位置との差は

$$r \times \frac{\pi\theta}{180} \approx 6.6 \text{ m} \quad (9.1)$$

となる。すなわち、GPS の精度が悪いことによって直線が平行移動する誤差に比べて、角度が異なることの誤差の寄与の方が十分に大きい。^{*10}そのため、以下では作成する直線と真の機体落下位置方角のずれについて考察する。なお、ここでは理想的な状況として、機体は十分に低い高度において観測できているとする。

まず、機体の落下位置が確認できた場合において、指で落下方向を決定することの限界による誤差については最大でも 4deg 程度（機体落下位置付近において 18m 程度の誤差）と見積もる。次に、直線を決定するときに発生する誤差について考察する。現段階においては、直線を作成する方法については 2 種類あると考えている：

- 観測者の指が示す方角へ距離 $d \text{ m}$ だけ離れた場所の座標を GPS で取得し、2 点を通る直線を作成する。
- 観測者の指が示す方角をコンパスで測定し、観測者の座標とその方角から直線を作成する。

CREATE の慣習により現在では 2 点を通る直線を作成しているが、 d が小さいときに誤差が大きくなることや、GPS を 2 点で取得しないといけない問題などがあり、精度については疑問が生じている。そのため、コンパスを用いる方法との比較を行うことが今後の課題である。

以下ではコンパスで測定する方法の誤差について考察する。コンパスで測定した方角を真の方角に修正するためには磁気偏角の値が必要である。磁気偏角の値は国土地理院の磁気図 (https://www.gsi.go.jp/buturisokuchi/menu03_magnetic_chart.html あとで bibtex 作るの忘れないこと。) から取得している。磁気図を参照すると、0.5deg 程度の分解能でプロットされているため、磁気偏角の誤差は最大で 0.5deg と見積もれる。

さらに、コンパスが指す北と磁北のズレである自差についても考慮する必要があるが、磁気センサが内蔵されているスマートフォンのコンパスアプリを用いることで考慮しなくて良いと考えられる。スマートフォンの地磁気センサは簡単にキャリブレーションを行うことができるため、周囲の磁性体の影響を受けにくくからである。以上より、コンパスを用いて直線を決定する方法では、真の方角から 5deg のずれに収まると考えられる。したがって、GPS を取得することができなくとも $(35 \times 35) \text{ m}^2$ の範囲を検索すれば機体が見つかる可能性が高い。以上より、指差しによる機体落下位置推定はアナログではあるものの有効だと考えている。

9.2 位置推定ソフトに必要な機能

位置推定ソフトに必要な機能について列挙する：

- 指差しをしている人の座標と方向から機体落下位置方向の直線を作成する。
- 生じる誤差を考慮して、機体落下可能性が高い範囲を決定する。
- 受信できた GPS データから、機体の飛行経路をプロットする。

^{*10} 同一の端末で異なる位置の GPS を取得した場合、その間の GPS の誤差の揺らぎは考慮しなくてよい。したがって、誤った GPS を用いた直線は正しい GPS を用いた直線を平行移動させたものとなる。

これらを同一マップ上に示すことができれば効率的に検索を行うことができ、機体発見可能性が上昇すると考えた。

9.3 現段階の開発進捗と今後の展望

10 プロジェクトのまとめ

10.1 サクセスクライテリアの達成状況について

打上結果を基にして、サクセスクライテリアの達成状況を確認する。以下にサクセスクライテリアとその達成状況についてまとめた表を示す。

表 10.1: サクセスクライテリアとその達成状況

	内容	判定条件	達成状況
MIN	地上で制御プログラムを実行し、動翼の適切な動作を確認する。	動画とデータ解析により、意図した動翼の動作が実現していることを確認する。	達成
FULL	ロール制御を成功させる。	搭載カメラの映像とデータ解析によって確認する。	達成
ADV	制御前に機体がロールをしていた場合、制御中は目標角からのロール角度を 90° 以下にする。	データ解析で内容を達成しているか確認する。	達成

まず、地上試験において動翼の適切な動作の確認は打上前に行った。そのため、MIN は達成できている。また、FULL については機体搭載のカメラ映像と 6 軸センサにより、制御中の機体のロール角度が一定に保たれていることが確認された。そのため、FULL も達成できている。最後に ADV については、5.11.4 節で考察しているように非常に精度の良いロール制御ができており、明らかにクライテリアの内容は達成できている。以上より、本プロジェクトのサクセスクライテリアは MIN、FULL、ADV 全てを達成できたと結論付ける。

10.2 今後の展望

本プロジェクトの結果は打上前の期待を大幅に上回るものとなった。搭載していた全センサのデータを完全な形で取得することができ、団体初のロール制御も非常に精度よく行うことができた。以上の結果を踏まえると、今後は更なる技術発展を目的としたピッチ・ヨー制御に挑戦することも十分に可能である。また、今回のロール制御は機体のロール角を制御中一定に保つことを目的として行われたが、目標ロール角に収束後、新たな目標ロール角を設定してその角度へ制御することに挑戦することも面白いと考えている。また、二段式ロケットである C-43J では機体の姿勢が不安定であったがために二段目の射出を行うことができなかった。そのため、姿勢制御技術を発展させて二段式ロケットプロジェクトに再挑戦するといった取り組みも行えれば良いと考えている。

11 謝辞