2021 年 3 月
第 1 回御宿共同打上実験

Duo

プロジェクト報告書

石﨑大貴，伊澤梓実，濵下宙千，髙梨晴己，菊田陽奈
杉本圭吾，神田智哉，正木青空，湯浅廣之，池田北斗，西村颯真，吉田健人
浜田一希，庄司康太，齋藤麟太郎，西濱大将，芝田朋世，川手里桜，東澪，宮内秀輔
瀧澤巧，田中悠豊，片山康矢，渡辺綾乃，髙島伴彰，大室海理

2021 年 4 月 4 日

目次

1 はじめに 3

2 ミッション 4
- 2.1 Duo コンセプト 4
- 2.2 ミッションステートメント 4
- 2.3 ミッション背景 4
- 2.4 ミッション内容 5
- 2.5 サクセスクライテリア 5
- 2.6 ミッションロゴ 6
- 2.7 機体デザイン 7

3 開発体制 8
- 3.1 開発メンバー 8
- 3.2 開発環境 9
- 3.3 予算 9
- 3.4 開発計画 9

4 概念設計 10
- 4.1 ミッションシーケンス 10
- 4.2 構造系 10
- 4.3 電装系 10
- 4.4 CanSat 11

5 構造系詳細設計 14
- 5.1 機体概要 14
- 5.2 部品設計 16
- 5.3 開放機構 47
- 5.4 水密機構 55
- 5.5 フィンモジュール 57
- 5.6 浮力計算 58

6 電装系詳細設計 60
- 6.1 メイン電装ハードウェア 60
- 6.2 メイン電装ソフトウェア 61
- 6.3 ノーズ電装ハードウェア 62
- 6.4 ノーズ電装ソフトウェア 64
- 6.5 ロガー電装ハードウェア 65
- 6.6 ロガー電装ソフトウェア 68

6.7 ロガー電装 (元バルブ電装) 68

7 推進系詳細設計 71
7.1 概要 71
7.2 構造 72
7.3 燃焼設計 73
7.4 燃焼試験 74

8 飛翔シミュレーション 76
8.1 計算条件 76
8.2 計算結果 76

9 実験結果と考察 77
9.1 打上げシーケンス 77
9.2 構造系 77
9.3 電装系 84
9.4 推進系 91
9.5 飛翔シミュレーション 92
9.6 CanSat 94

10 プロジェクト評価 112
10.1 サクセスクライテリアの成否判断 112
10.2 予算執行状況 112

11 まとめ 113

12 謝辞 114

1　はじめに

文責：石﨑

本報告書は 2021 年 3 月に開催された第 1 回御宿共同打上実験におけるハイブリッドロケット打上実験プロジェクト「Duo」のミッション，開発体制，設計，実験結果，プロジェクト評価をまとめたものだ．Duo は 2 機のハイブリッドロケット「ひばり 1」（ひばりワン）と「ひばり 2」（ひばりツー）両機の打上げを実行するプロジェクトである．しかし，様々な要因により開発に遅れが生じ，ひばり 2 の製造・打上げを断念しひばり 1 の打上げに注力することとなった．よって以下で述べる報告は概ねひばり 1 に関するものである．

2　ミッション

文責：石﨑

2.1　Duo コンセプト

- 設計コスト（予算・時間）を削減しつつ，経験値を上げるべく同型機（ひばり型）を 2 機打ち上げるプロジェクト．
- 開放機構とミッション部以外はひばり 1 とひばり 2 で概ね共通の設計となっている．

これはひばり 1 とひばり 2 に共通するコンセプトであるが，以降は特に断りがない限りひばり 1 に関する記述である．

2.2　ミッションステートメント

ひばり 1 は第 16 回能代宇宙イベントで天候不良により打ち上げることのできなかったハイブリッドロケット「ひばり」（通称：能代ひばり）を基にしたプロジェクトである．よって，ミッションステートメント・ミッション背景・ミッション内容はそれを受け継いでいる．一方，サクセスクライテリアは今回の実験に合わせて新たに設定し直した．

CORE が製作したロケットに，他団体が製作した CanSat を搭載し，ロケットを打ち上げ，飛行中の任意のタイミングで CanSat を放出する．また，この一連の実験の需要を喚起するため，CORE のロケットの有用性を示す．

2.3　ミッション背景

ミッションステートメントは以下の 4 点を背景に設定された．

1. ロケットエンジンの大型化に伴い酸化剤代（0.5 万円）や審査代（6〜12 万円），バルブ（8 万円），タンク（2 万円）などの費用負担が大きくなってきた．自団体のロケットに他団体の CanSat を相乗りさせることで他団体からこれらの費用を回収できることが見込まれる．
2. 国内で高高度から CanSat を投下する機会は主に，NSE，伊豆大島，種コンがある．NSE ではドローンを用いて最高 100 m から．伊豆大島ではドローンを用いて 100〜300 m から．種コンではクレーンを用いて 30 m からの投下となっており，いずれも ARLISS の数 km からの投下には及ばない．そこで CORE が数 km からの CanSat 投下機会を設けることには意義があると考える．
3. ロケットとは本来，ペイロードを所定の場所へお届けする存在であり，このミッションは本来の目的に適ったロケットの利用法と言える．
4. 相乗りの需要を喚起するには，CORE のロケットへの信頼性（パラシュートは開傘するのか，高高度へ到達できるのか）を高めなくてはならない．

2.4 ミッション内容

ミッションステートメントを受けて，ミッション内容を以下のように設定した．

1. 埼玉大学宇宙工学サークルあかときが製作した CanSat を搭載し，最高高度到達時に CanSat を機体外に放出する．
2. パラシュートを開傘させ，減速落下で着水する．

【根拠】

- あかときの CanSat はデータ収集がミッションであり，そのためにはできるるだけ長い滞空時間が必要である．よって最高高度で CanSat を放出することとする．
- パラシュートを確実に開傘させる技術力があることを示すのは相乗りの需要喚起に繋がる．

2.5 サクセスクライテリア

サクセスクライテリアを表 2.5.1 のように設定する．

表 2.5.1 サクセスクライテリア

サクセスレベル	内容
minimum	1) CanSat を搭載して高度 500 m 以上に到達する． 2) CanSat（パラシュートを含む）をロケットのパラシュートと絡まらないように放出する．
full	1) minimum を達成した上で，弾道落下しない． 2) minimum を達成した上で，最高高度で CanSat を機体外に放出する．
advanced	ひばり 1 に最適化した自団体開発エンジンを搭載して minimum, full を達成する．

各サクセスレベルの成功判断基準を以下のように設定する．

- **minimum**
  ロケットまたは CanSat から得たデータより成功を判断する．minimum success が片方のみ達成された場合，50%minimum success(half success) と判断する．
- **full**
  ロケット及び CanSat から得たデータまたは目視より成功を判断する．ただし取得データから算出した高度を基に考えて，最高高度の $-10\,\%$ の高度までに CanSat を放出できれば成功とする．full success が片方のみ達成された場合，50 % full success(half success) と判断する．
- **advanced**
  ひばり 1 のために開発したエンジンを搭載しているか否かから成功を判断する．

2.6　ミッションロゴ

本プロジェクトのミッションロゴを図 2.6.1 に示す．

図 2.6.1　ミッションロゴ

ミッションロゴデザイン担当者によると「ロケットを 2 機打ち上げる計画だったため，ひと目でそれがわかるようにロケットが飛翔する様子を載せた．また，Duo というミッションネームからその飛翔の軌跡が交わるようにした．右上部は余白を作ることでデザインとして整うようにした」とのこと．

2.7　機体デザイン

機体デザインを図 2.7.1 に示す.

図 2.7.1　機体デザイン

機体デザイン担当者によると「ひばりということで，赤を基本に使った．しかし，そこで青とグラデーションにすることで，色に躍動感を持たせた．機体下部の丸模様は大きさが 1/2 倍になるにつれて，その個数を 2 倍とすることでデザインに統一感を持たせた」とのこと.

3　開発体制

文責：石﨑

3.1　開発メンバー

表 3.1.1 に本プロジェクトの開発メンバーと役職・担当を示す（CORE のみ）.

表 3.1.1　開発メンバーと役職・担当

	氏名	役職・担当
1	石﨑大貴	プロジェクトマネージャ・全体設計
2	伊澤梓実	プロジェクトアシスタント
3	濵下宙千	構造班長・燃焼班（エンジン運用責任者）・加工
4	髙梨晴己	構造班・燃焼班
5	菊田陽奈	構造班（パラシュート）・燃焼班
6	杉本圭吾	構造班（ノーズ部）・燃焼班（点火者補助）・加工
7	神田智哉	構造班（開放機構）・加工
8	正木青空	構造班（開放機構）・デザイン・加工
9	湯浅廣之	構造班（浮力機構）・燃焼班（運用責任者補助）
10	池田北斗	構造班（ノーズ部）・加工
11	西村颯真	構造班
12	吉田健人	電装班長・燃焼副班長（運用責任者補助）・加工
13	浜田一希	電装班
14	庄司康太	電装班・燃焼班
15	齋藤麟太郎	電装班
16	西濱大将	電装班・燃焼班
17	芝田朋世	電装班・燃焼班・加工
18	川手里桜	電装班・燃焼班（予備点火者）
19	東澪	電装班・飛翔シミュレーション
20	宮内秀輔	飛翔シミュレーション・加工
21	瀧澤巧	燃焼班長（運用責任者）・加工
22	田中悠豊	燃焼班・加工
23	片山康矢	燃焼班（点火者）
24	渡辺綾乃	燃焼班
25	髙島伴彰	燃焼班（GSE 電装）
26	大室海理	船上回収要員・会計・加工

担当欄には（）で主に担当した箇所を示した．また日野キャンパスの工作機械室で加工を担当した人や CORE が所有する工作機械を用いて加工をした人には担当欄に加工を付与した.

3.2 開発環境

表 3.2.1 に本プロジェクトの開発環境を示す.

表 3.2.1 開発環境

項目	場所
全体会	Skype
簡単な加工	都立大学日野キャンパス学生会館第 3 会議室 日暮里作業場
機械加工	都立大学日野キャンパス工作機械室 DMM.make AKIBA ものつくり大学（外注．能代ひばり製作時） 湯本電機株式会社「メタルスピード」（外注．能代ひばり製作時）
3D プリンタ	杉本家@横浜
燃焼試験	千葉工業大学惑星探査研究センターロケット実験場（御宿）

3.3 予算

表 3.3.1 に本プロジェクトの予算を示す．開発メンバー（のうち折半対象者）1 人あたり 2 万円として予算を決定した．その他には安全審査費，第三者機関安全証明発行費，各予算が足りないときのための予備費を含む.

表 3.3.1 予算

項目	構造系	電装系	推進系	その他	合計
予算	¥150,000	¥60,000	¥100,000	¥130,000	¥440,000

3.4 開発計画

$$\text{概念設計} \xrightarrow[\text{MDR}]{} \text{基本設計} \xrightarrow[\text{PDR}]{} \text{詳細設計} \xrightarrow[\text{CDR}]{} \text{製作・打上げ}$$

以上の 4 段階の開発計画を想定し，各段階の移行期には Design Review(DR) を行うものとする.

4　概念設計

4.1　ミッションシーケンス

文責：石﨑

図 4.1.1 に本プロジェクトのミッションシーケンスを示す．

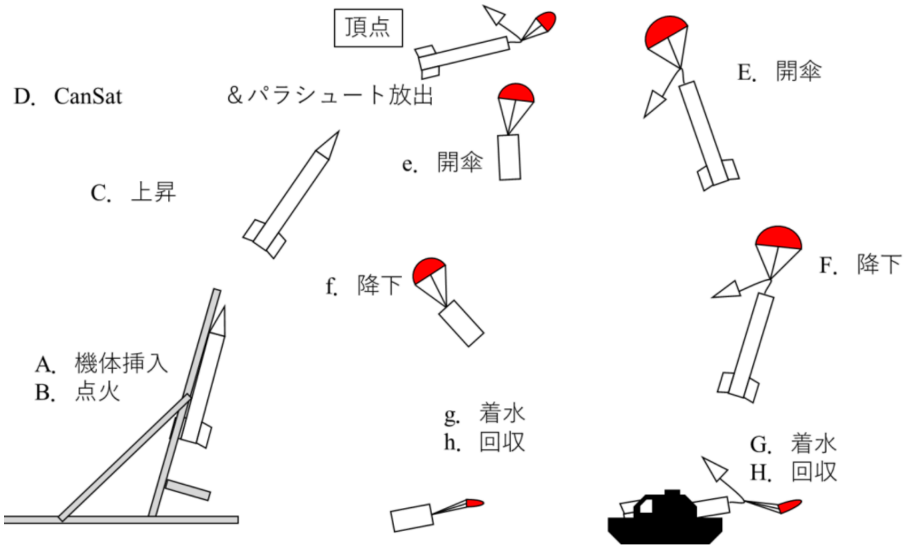

図 4.1.1　ミッションシーケンス

CanSat がロケット内部から放出された後，ロケットのパラシュートが放出され，CanSat とロケットのいずれも減速落下する．CanSat はロケットよりも遅い速度で減速落下しデータを収集する．ロケット・CanSat は着水後ただちに回収される．

4.2　構造系

文責：濵下

ひばり 1 は他団体が製作した CanSat を搭載し，飛翔中に放出するという要求を満たすための設計を行った．第 16 回能代宇宙イベントで打上げ予定であったひばりをベースに改良を施すことで確実な放出を目指した．

開放機構は縦開放を採用し CanSat とパラシュートを格納している．

4.3　電装系

文責：吉田

ひばり 1 の電装では次のような大きな要求がある．

- 開放機構作動のトリガーである離床判定を確実に行う
- 開放判定に冗長性を持たせる
- ダウンリンクで取得したデータ・ロケットのモードを送信する
- 取得データのログを回収する

これらの要求に対して次のような対策を目指した.

- 加速度センサの測定レンジの設定が容易にできるようにプログラム上で工夫する
- 開放判定条件を気圧変化・OR シミュレーション上での頂点到達時間の最大値に基づいたタイムアウトの 2 つを実装
- LoRa920MHz 帯の無線機を搭載
- メイン電装とノーズ電装にそれぞれロガー機能を付与し，ロガー機能に特化したロガー電装を別途搭載する

またプロジェクトを進めていく上で以下のような目標を立てた.

- 余裕のもったスケジューリング
- 1 年生の電装班員の教育

この 2 つの目標に対して次のような対策を目指した.

- タスク管理ツール Trello[*1]と GitHub の issue 機能の利用
- 回路図エディタの Quadcept の講習と GitHub の pull requests 機能を利用したコードレビュー

4.4 CanSat

文責：須田

4.4.1 構造

主に，機体は以下の要件を満たすように設計をした.

A) 海面に落下する際の衝撃で破壊しない.
B) 電装が水没しないための水密設計.
C) パラシュートの開傘衝撃で破壊しない.
D) 機体が回収されるまでの間に揺れなどで電装が破壊しないように，しっかりと電装が固定できる設計.

これらの要求から機体の概念図を図 4.4.1 に示す．A) については，電装部を格納するキャリアとして材質 GFRP の円筒を使用した．B) については，O リングや防水用パテなどを使用し，部品間やねじ穴の部分に隙間が無いようにした．C) については，シュラウドラインを取り付ける部分にアイボルトを使用し，アイボルトを固定する部分は十分に衝撃に耐え得るように設計した．D) については，電装部の底のねじの固定に加えて，図 4.4.1 に示すように緩衝材を使用して電装部が大きく揺れないようにした.

[*1] https://trello.com/ja

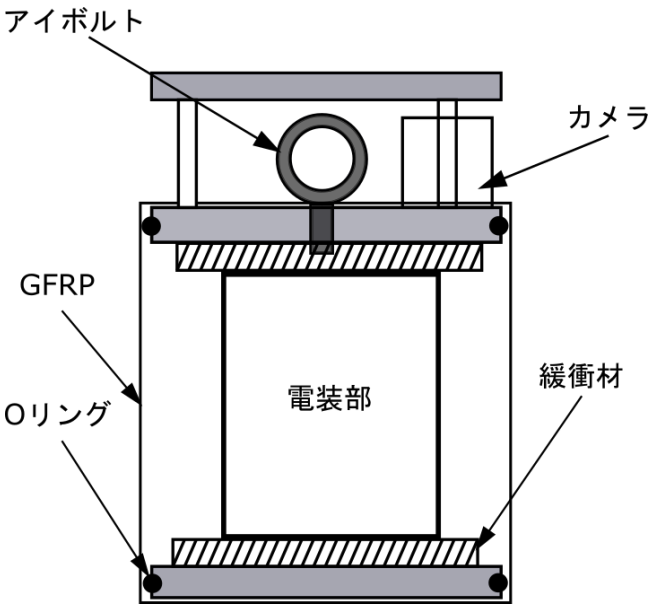

図 4.4.1　機体の概念図

4.4.2　電装

電装を設計するうえでのおおまかな方針を以下のように決定した．

- クレーンやバルーンにより投下される CanSat よりも過酷な環境に晒されるため，より堅牢な設計を行う．特にロケットによる打上げの機械的負荷に耐えうる設計をする．
- 学術的運用という観点からコスト・納期に対して測定系の精度を優先する．
- 安全性の観点からロケットの電装系と干渉しないように設計する．
- 試験機としての意味合いが強いため，量産性の優先順位は低いものとする．
- 確実にデータを回収できる設計をする．

これらの方針にしたがい設計した SC-4 の電装におけるブロック線図を図 4.4.2 に示す．外気を直接測定する必要のあるセンサ (BME280) を除き，全ての電装を水密区画とした．なお，映像撮影用のカメラについては既製品を用いたために他の電装と独立している．

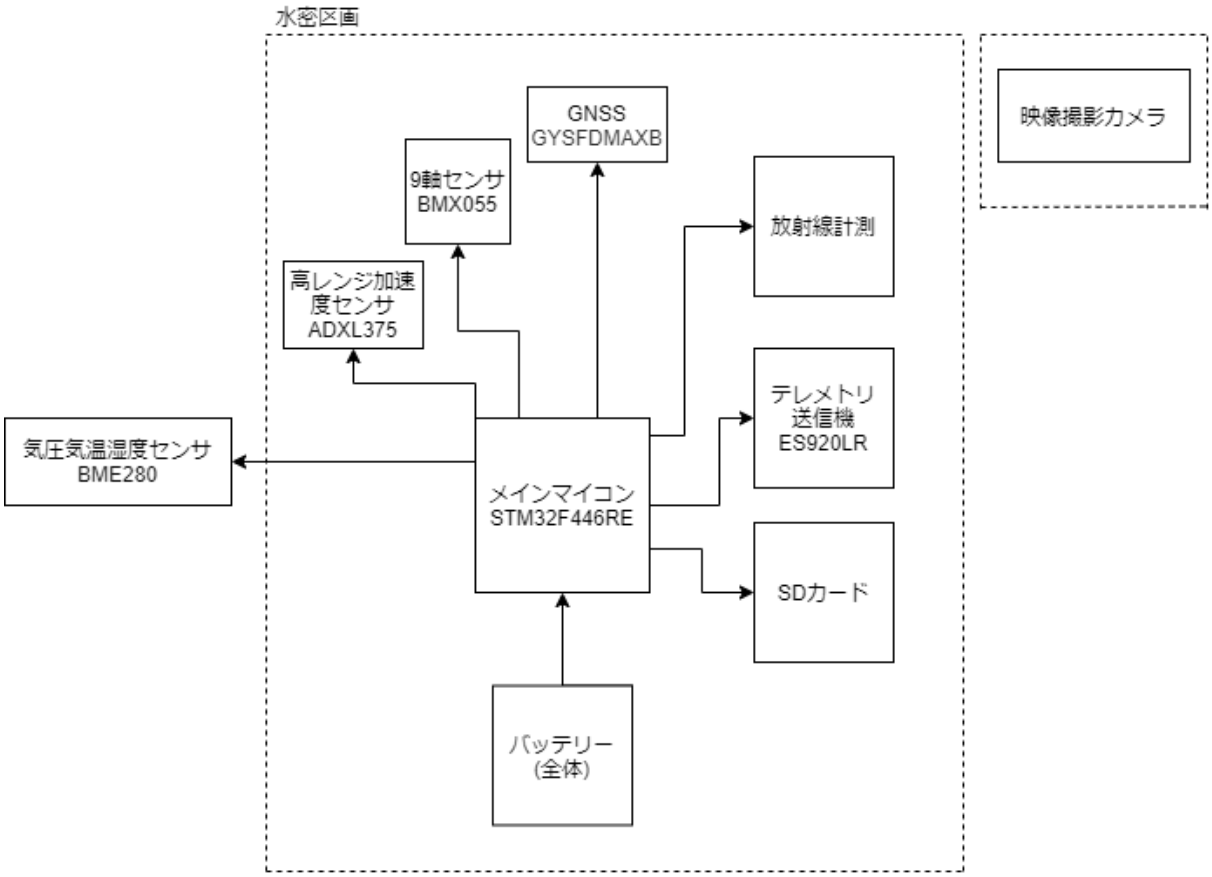

図 4.4.2　SC-4 の電装ブロック線図

5　構造系詳細設計

5.1　機体概要

文責：濵下

5.1.1　機体諸元

機体諸元を表 5.1.1 に機体特性を表 5.1.2 に F_{st} 値を表 5.1.3 に示す．いずれも CanSat の質量を含んだ値であり，機体特性の値はノーズ先端からの長さである．

表 5.1.1　機体諸元

機体名称	ひばり 1
機体全長 [mm]	2457
機体外径 [mm]	142
酸化剤充填時質量 [g]	14604
酸化剤非充填時質量 [g]	12900
燃焼終了時質量 [g]	12793
最大対気速度 [m/s]	110.8
予想到達高度 [m]	558
使用エンジン	LIATRIS.castella

表 5.1.2　機体特性

酸化剤充填時	X_{CG} [mm]	1483
	X_{CP} [mm]	1798(CFD) 1871(Barrowman method)
	X'_{CG} [mm]	0.2
酸化剤非充填時	X_{CG} [mm]	1425
	X_{CP} [mm]	1798(CFD) 1871(Barrowman method)
	X'_{CG} [mm]	0.2

表 5.1.3　F_{st} 値

酸化剤充填時	12.82(CFD) 15.79(Barrowman method)
酸化剤非充填時	15.18(CFD) 18.15(Barrowman method)

また現地計測により測定した値を表 5.1.4 に示す．

表 5.1.4　現地計測結果

測定項目	測定値	設計値との誤差
機体全長 [mm]	2457	0%
機体乾燥重量 [g]	12840	−0.5%
機体乾燥重心 [mm]	1401	−1.7%

5.1.2　機体の構成

図 5.1.1 と図 5.1.2 に各コンポーネント位置と完成後の機体の画像を添付する.

図 5.1.1　各コンポーネント位置

図 5.1.2　完成後の機体

ノーズにはピトー管を搭載した．また，埼玉大学宇宙工学サークルあかときが開発した CanSat を搭載した．図 5.1.1 にはフロートを省略してある．

5.2　部品設計

5.2.1　ノーズ

文責：池田

A) 概要説明
長さは 300mm で，形状は最も抗力が小さいとされる LD-Haack 型とした．また，ピトー管を搭載したため，それに合わせた設計と電装区画を設けた．

B) 材質
ABS，PLA，PETG(3D プリンタ用フィラメント)

C) 図面
なし

D) 強度評価
なし

E) 加工方法とその感想

3D プリンタによる造形．プリンタ造形範囲に収めるためにノーズを半分に分割し，プラスチック用セメダインで接着した．また，ノーズ先端と電装区画の蓋にはグルーガンで接着を行った．

F) そのほか

ボディチューブとの締結はノーズの底部にインサートナットを挿入し，ボルトを入れて行った．電装台の固定としてノーズ内部にインサートナットを挿入し，ねじを使用した．全体として，インサートナットの下穴の設計と強度面に関して十分配慮が必要である．

5.2.2 ノーズ部ボディチューブ

文責：正木

A) 概要説明

CanSat とパラシュートを格納する部分.

B) 材質

GFRP

C) 図面

なし

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

のこぎりで切断, やすりで端面を出し, ドリルで等配穴あけ.

F) そのほか

なし

5.2.3 開放部ボディチューブ

文責：正木

A) 概要説明

開放機構が入っている部分.

B) 材質

GFRP

C) 図面

なし

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

のこぎりで切断, やすりで端面を出し, ドリルで等配穴あけ.

F) そのほか

なし

5.2.4　水密部ボディチューブ

文責：正木

A) 概要説明
水密されており, 電装が入っている部分.

B) 材質
GFRP

C) 図面
なし

D) 強度評価
なし

E) 加工方法とその感想
のこぎりで切断, やすりで端面を出し, ドリルで等配穴あけ.

F) そのほか
なし

5.2.5　推進部ボディチューブ

文責：正木

A) 概要説明
酸化剤タンクとエンジンのモーターが入っている部分.

B) 材質
GFRP

C) 図面
なし

D) 強度評価
なし

E) 加工方法とその感想
のこぎりで切断, やすりで端面を出し, ドリルで等配穴あけ.

F) そのほか
なし

5.2.6　フィン部ボディチューブ

文責：正木

A) 概要説明
フィン同士の間を覆う部分.

B) 材質
GFRP

C) 図面

なし

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

のこぎりで切断, やすりで端面を出し, ドリルで等配穴あけ.

F) そのほか

なし

5.2.7　はめ合わせパーツ

文責：正木

A) 概要説明

ノーズ部ボディチューブと開放部ボディチューブを径方向に固定するための部品. 本機体の開放機構は縦開放であり, ノーズ部 (ノーズ部ボディチューブとそこに締結されているノーズ及びはめ合わせパーツ) をノーズ方向へ押し出して本体から分離させるというものである (詳細は「5.3」を参照のこと). ノーズ部ボディチューブは, 隣り合う開放部ボディチューブに対してねじで締結するのではなく, はめ合わせパーツではめ込まれている.

B) 材質

A2017-T4

C) 図面

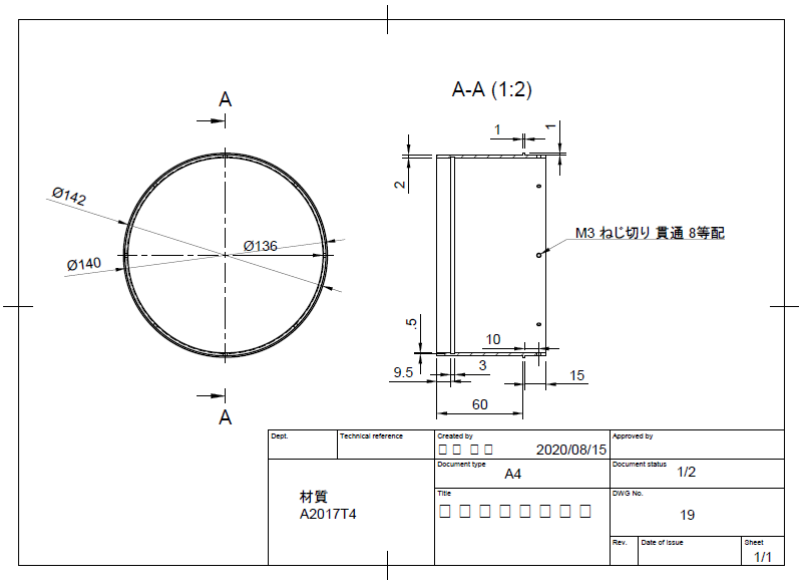

図 5.2.1　はめ合わせパーツ

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

外注で製作を行い, 後にボールプランジャ用の穴を 2 箇所開けた.

F) そのほか

開放部ボディチューブの内径に対してはめ合わせパーツの外径がほぼ一致していたため, 開放させるのに大きな力を必要としてしまった. はめ合わせパーツについては図面の段階で開放部ボディチューブとゆとりを持たせた方がよい. また, はめ合わせパーツをボールプランジャで固定する部分は溝にすると, 開放の際, パラシュートなどの引っかかりとなる可能性があるので, 溝ではなく穴をあけることを推奨する.

5.2.8 押し出し板

文責：正木

A) 概要説明

ノーズ部ボディチューブと開放部ボディチューブを径方向に固定するための部品. 本機体の開放機構は縦開放であり, ノーズ部 (ノーズ部ボディチューブとそこに締結されているノーズ及びはめ合わせパーツ) をノーズ方向へ押し出して本体から分離させるというものである (詳細は「5.3」を参照のこと). ノーズ部ボディチューブは, 隣り合う開放部ボディチューブに対してねじで締結するのではなく, はめ合わせパーツではめ込まれている.

B) 材質

A2017-T4

C) 図面

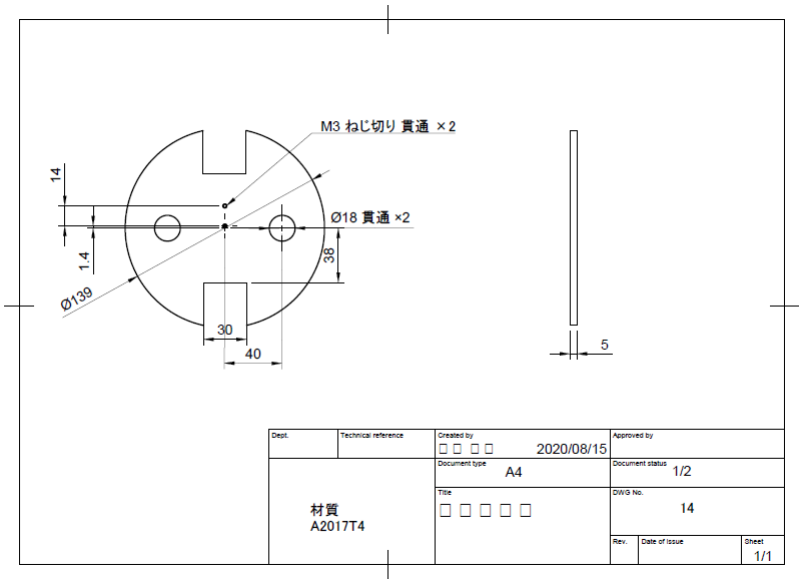

図 5.2.2 押し出し板

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

外注を行った.

F) そのほか

電気錠をひっかける部分が押し出し板の中心からずれていたため, 電気錠で固定する際, 押し出し板が傾いてしまっていた.

5.2.9 パラ絡まり防止板

文責：正木

A) 概要説明

開放機構とパラシュート及び CanSat 搭載部を仕切る板である. 開放機構の押し出し板が駆動する際パラシュートが押し出し板に絡まるを防ぐ.

B) 材質

シナベニア

C) 図面

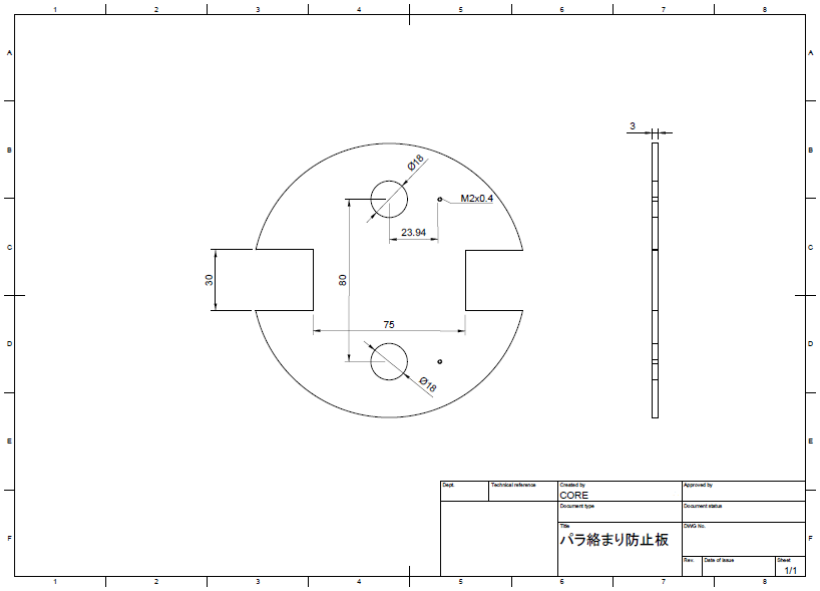

図 5.2.3 パラ絡まり防止板

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

レーザーカッターを用いて厚さ 3mm のシナベニヤを切断した.

F) そのほか

なし

5.2.10　電気錠固定板

文責：正木

A) 概要説明

開放機構でロック機構として用いる電気錠を固定する板であり, パラシュート, アイナット, シャフトを通して開傘衝撃を受ける (詳細は 5.3 を参照のこと).

B) 材質

A2017-T4

C) 図面

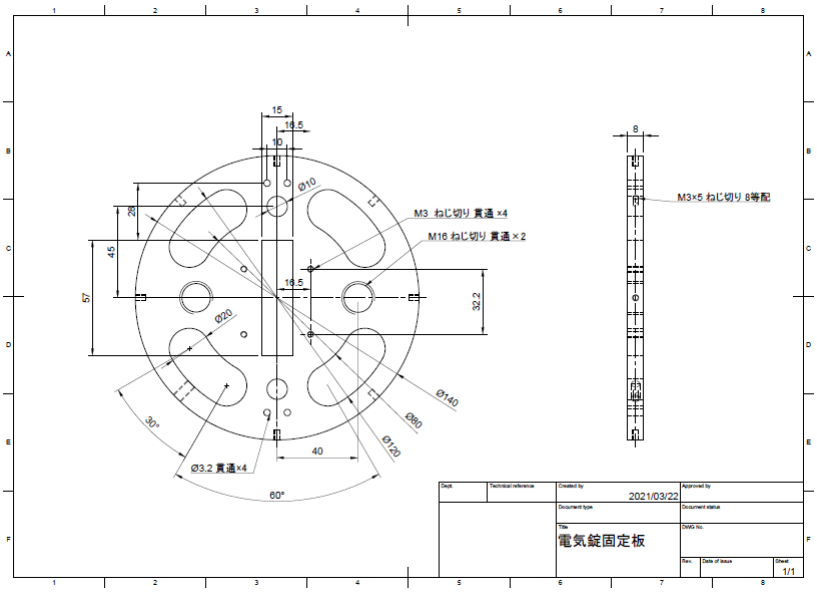

図 5.2.4　電気錠固定板

D) 強度評価

Autodesk Fusion 360 のシミュレーションを用いて FEM 解析を行った. 図 5.2.5 のように電気錠固定板とシャフトの接地面に開傘衝撃に等しい大きさの負荷を加え, ボディチューブとの締結箇所であるねじ穴 8 カ所をピン固定拘束し解析を行う. しかし, 開傘衝撃は衝撃荷重であり, 大きさは第 1 近似で静荷重の 2 倍となる. 今回は開傘衝撃を静荷重として解析しているが, 今後は衝撃荷重とするべきである.

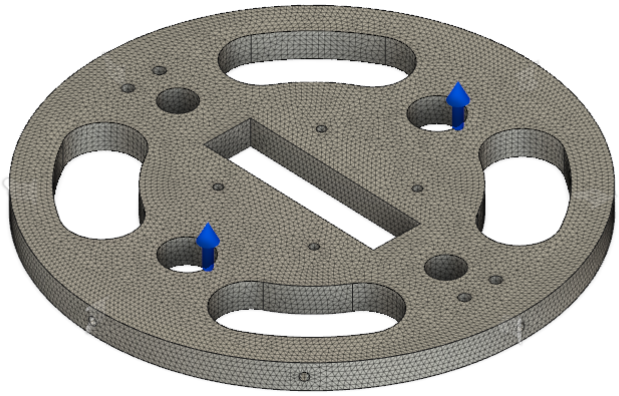

図 5.2.5　電気錠固定板拘束条件

図 5.2.6 に要素数変化に対する最大変位の変化を, 図 5.2.6 に要素数変化に対する最大応力の変化を示す.

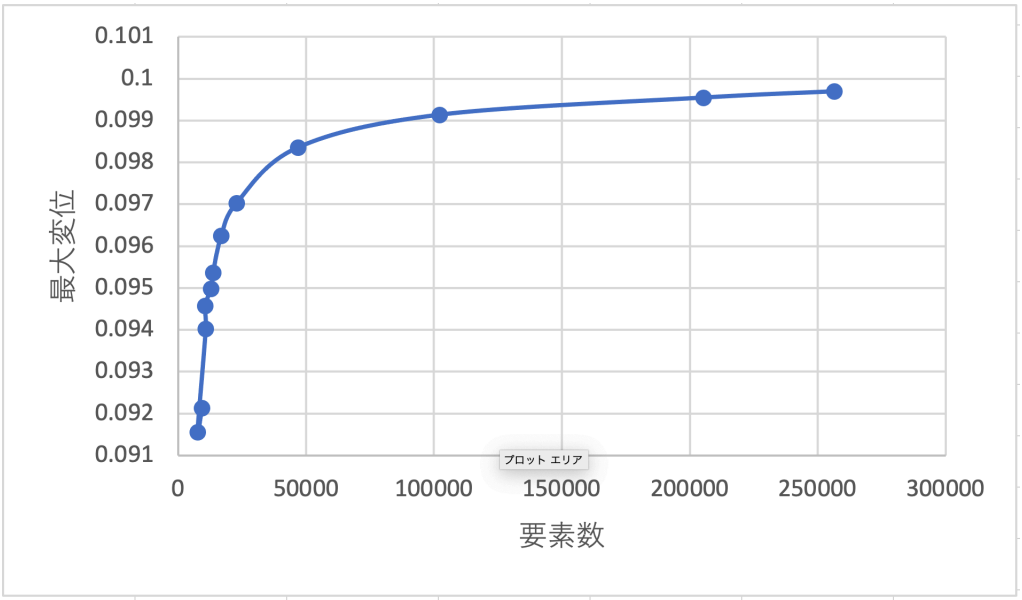

図 5.2.6　要素数変化に対する最大変位の変化

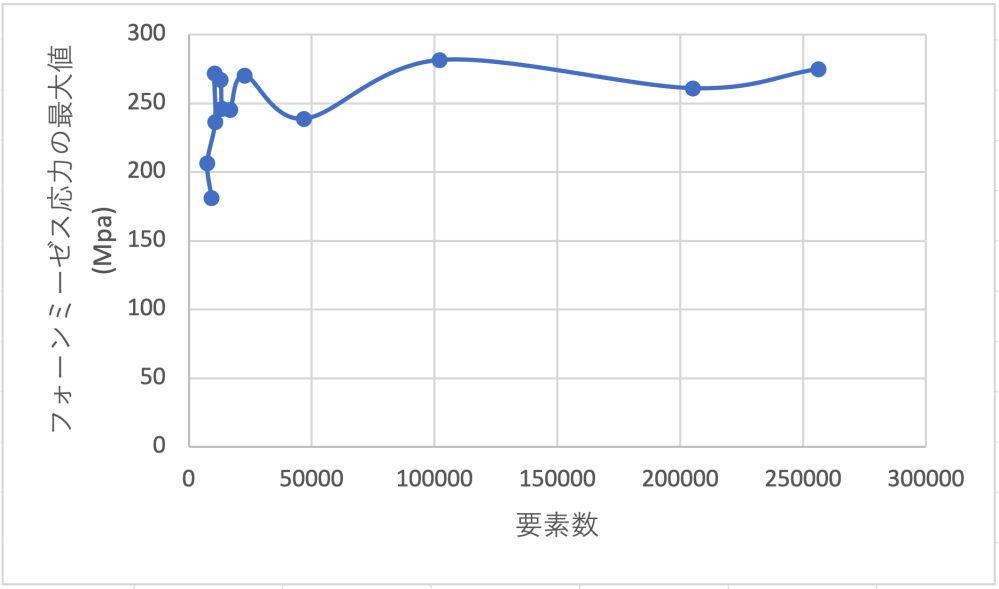

図 5.2.7　要素数変化に対する最大応力の変化

図 5.2.6 より要素数 610952 での値を収束点とした. この時の解析結果を図 5.2.8 と図 5.2.7 に示す.

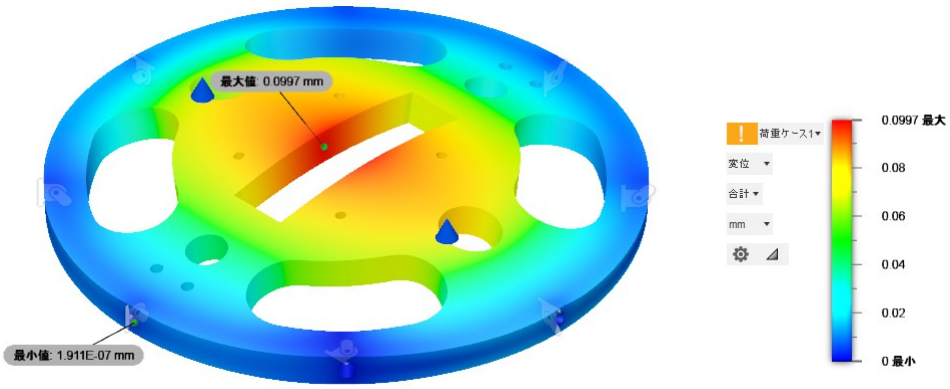

図 5.2.8　変位解析結果

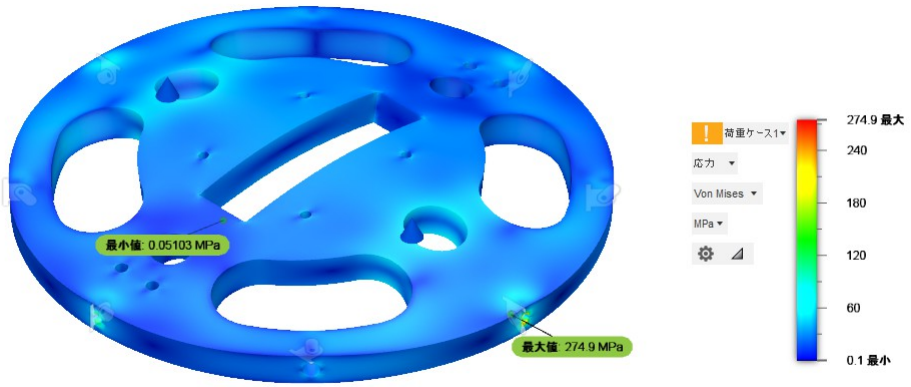

図 5.2.9　応力解析結果

E) 加工方法とその感想

外注を行った. 後にパラシュート固定糸を通す用の穴を 2 つ設けた.

F) そのほか

なし

5.2.11　フィンマウント

文責：濵下

A) 概要説明

フィンモジュールの下端を担うものであり，フィンを固定するための L 字アングルを固定することに用いる．今回はセンタリングを固定するためにも使用した．2020 年 3 月伊豆大島共同打上実験 (未実施) で使用する予定だったものを流用した.

B) 材質

A2017-T4

C) 図面

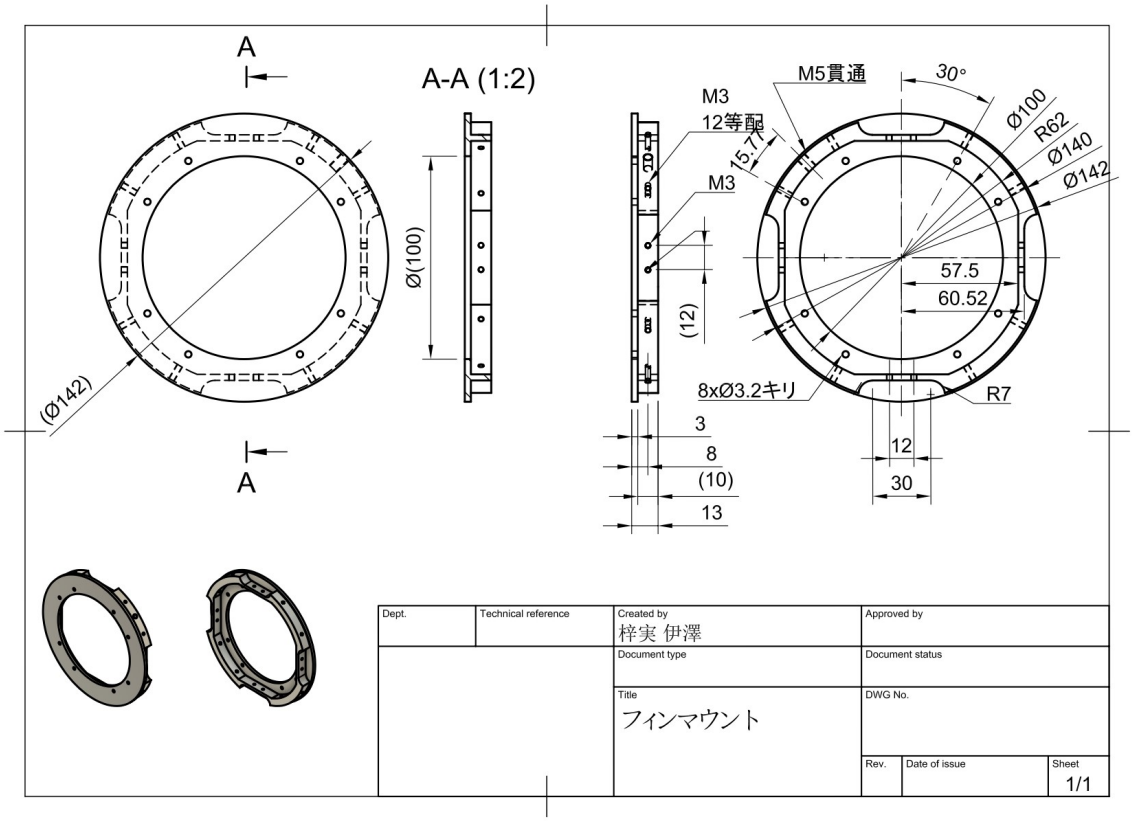

図 5.2.10　フィンマウント図面

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

マシニングセンタを利用して加工.

F) そのほか

センタリングをつける穴を現物合わせであけた.

5.2.12　フィンカプラ

文責：濵下

A) 概要説明

フィンモジュールと推進ボディチューブを締結するために使用．また，フィンモジュールの上端を担いフィンを固定する L 字アングルの固定に用いた．2020 年 3 月伊豆大島共同打上実験 (未実施) で使用する予定だったものを流用した.

B) 材質

A2017-T4

C) 図面

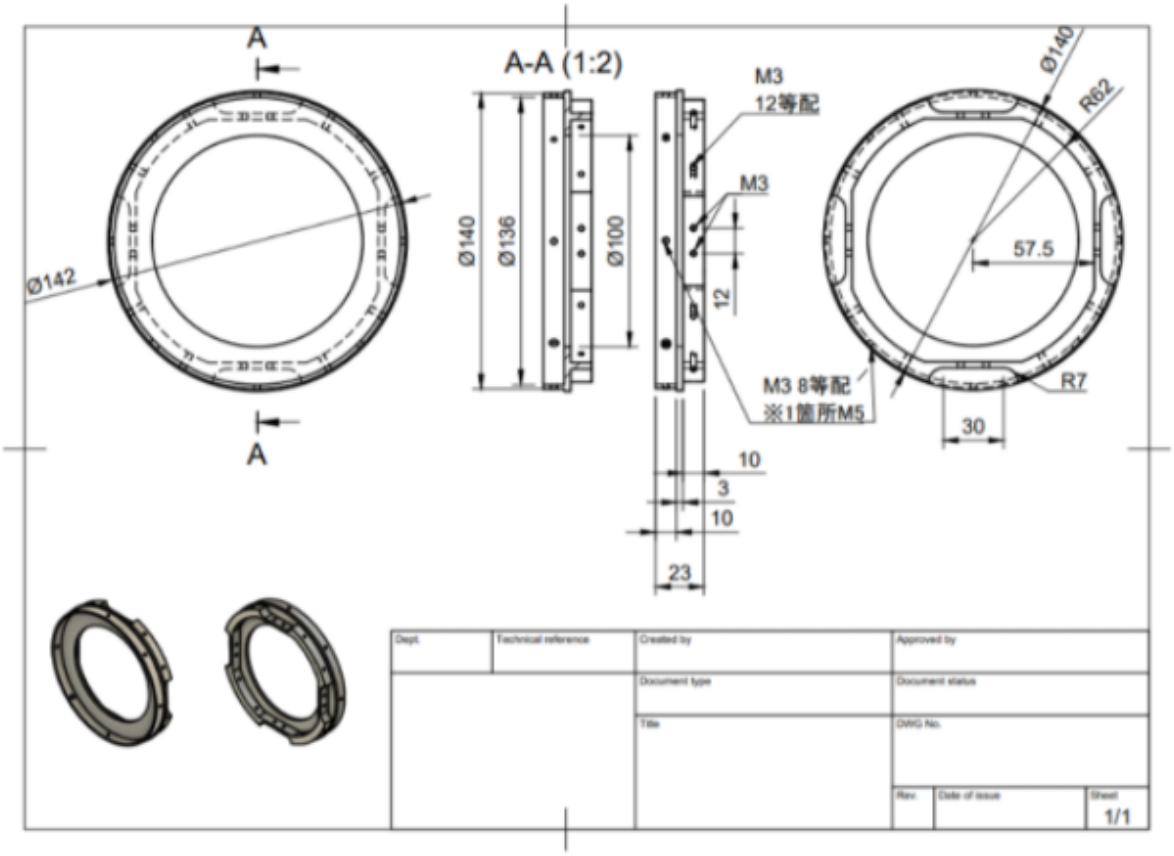

図 5.2.11　フィンカプラ図面

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

マシニングセンタを利用して加工.

F) そのほか

センタリングをつける穴を現物合わせであけた.

5.2.13　フィン用 L 字アングル

文責：濵下

A) 概要説明

フィンの固定部を挟み込みフィンマウントとフィンカプラとの締結をになう.

B) 材質

アルミニウム製

C) 図面

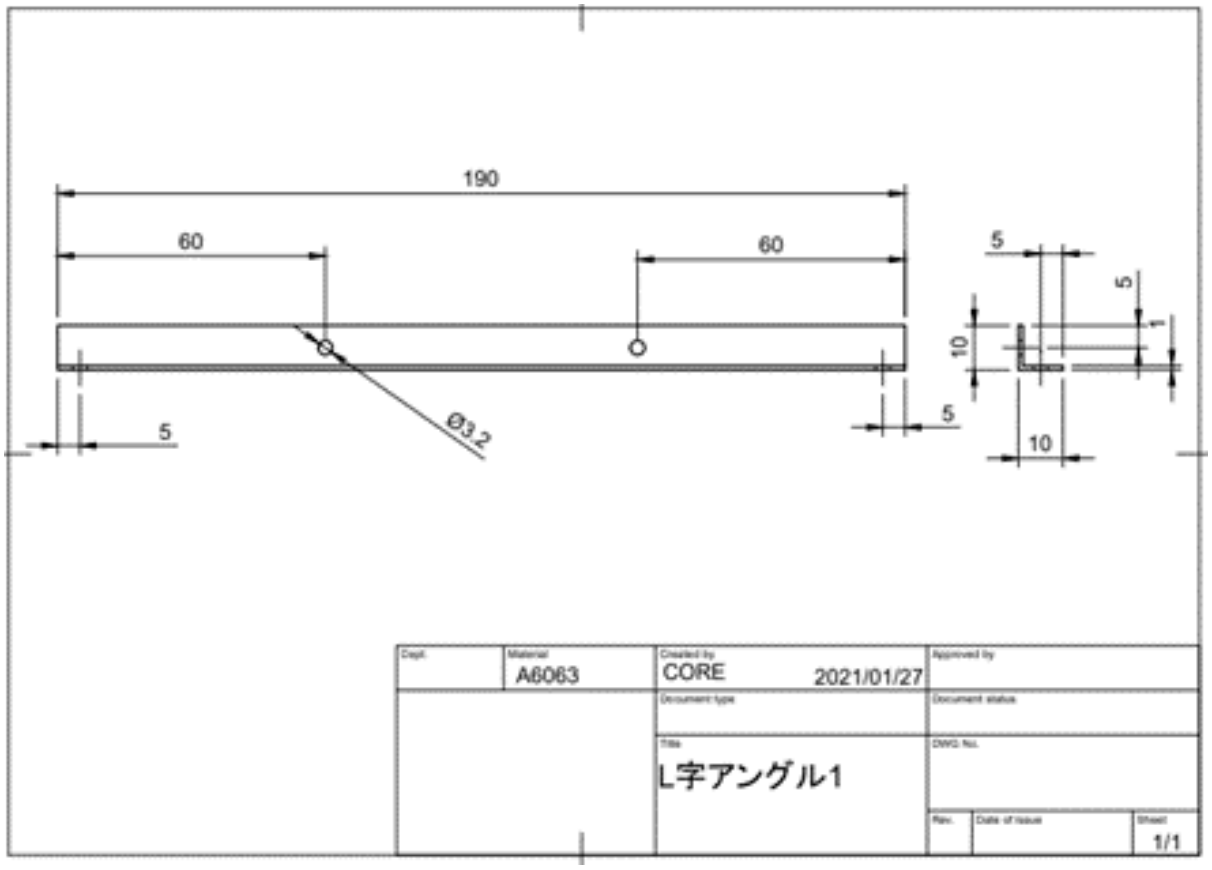

図 5.2.12　フィン用 L 字アングル図面

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

市販の L 字アングルを切断し切断面を研磨した．その後ねじ締結用の穴をボール盤であけた．

F) そのほか

なし

5.2.14　フィン

文責：濵下

A) 概要説明

フィン．機体の空力安定性を向上させるために使用．

B) 材質

A1100

C) 図面

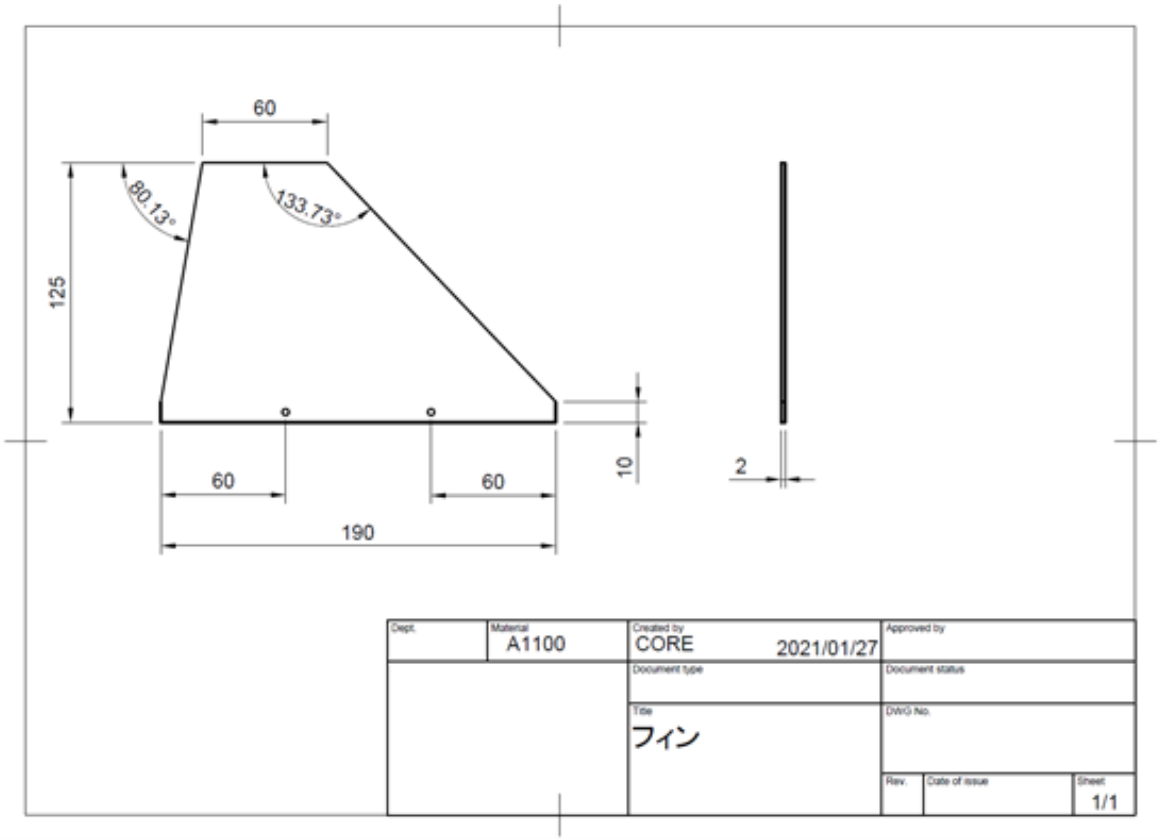

図 5.2.13　フィン図面

D) 強度評価

フィンの評価を以下のように行った．

飛翔中のロケットに働く法線力によって受ける荷重とそれに対する安全率について検証した．法線力を 2 つのパターンについて分割して検証した．分割した様子を図 5.2.14 と図 5.2.15 に示す．

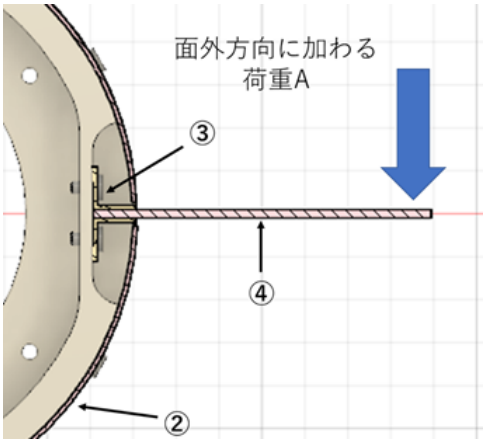

図 5.2.14　フィンの面外方向に加わる荷重 A

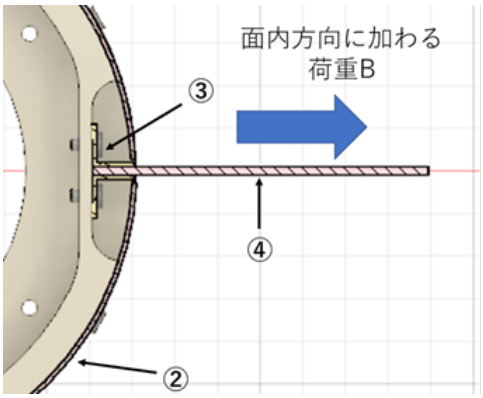

図 5.2.15　フィンの面内方向に加わる荷重 B

図 5.2.14 ではフィンの面外方向に加わる荷重を想定し，強度評価の際安全側に見積もるため，フィンおよびフィン固定部を片持ち梁とみなし，機体にかかる法線力がフィンの最先端に集中荷重として作用すると仮定した．図 5.2.15 ではフィンの面内方向に加わる荷重を想定し，最大法線力がフィン全体に作用すると仮定した．

今回の強度評価では図 5.2.14 での荷重を A，図 5.2.15 での荷重を B として扱う．最大法線力はシミュレーション結果より 20.3N である．そこで今回は十分に大きな値である 50 N で評価する．荷重 A の値は，2 枚のフィンで最大法線力を担保することから 50/2=25 N となる．

(a) せん断力に対する強度評価

フィンがねじ穴部分からせん断されないか検討する．このとき考慮すべき荷重は B である．荷重 B に対するフィンのせん断面を図 5.2.16 に示す．

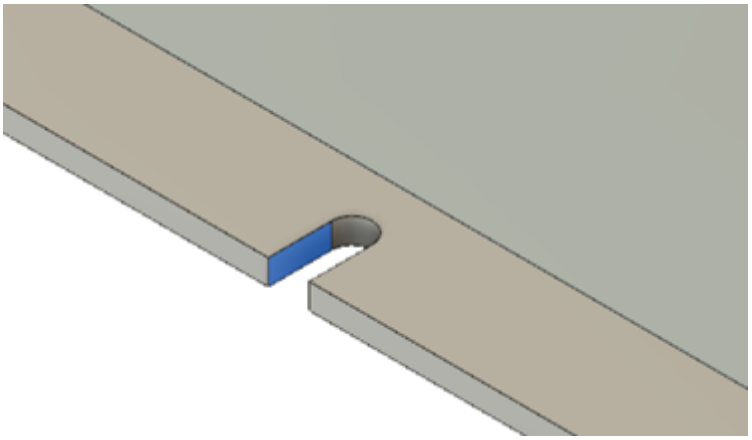

図 5.2.16　荷重 B に対するフィンの剪断面

せん断力のかかる面積は，図 5.2.16 の青色部分の面積が 10 mm^2 であることと，フィンは 2 か所で固定することから $10 \times 2 = 20$ mm^2 である．したがってフィンの許容せん断力は A1100 のせん断強度 75 MPa より，以下の式で求まる．

$$F_s = 20 \times 75 = 1500\,\mathrm{N} \tag{5.2.1}$$

よって，荷重 B に対する安全率は 30.0 となり，フィンの強度は十分である．

(b) 曲げモーメントに対する強度評価

A1100 製のフィンが曲げモーメントに耐えられるか，Autodesk Fusion360 のシミュレーションを用いて有限要素法にて解析を行い，検討する．L 字アングルとの締結穴をピン拘束，及び L 字アングルとの接触面を摩擦なし拘束し，フィンの最先端に荷重 A の 25 N を作用させた．最大解析要素数 138617 のときのメッシュ条件を図 5.2.17 に，応力分布を図 5.2.18 に，最大変位分布を図 5.2.19 に示す．

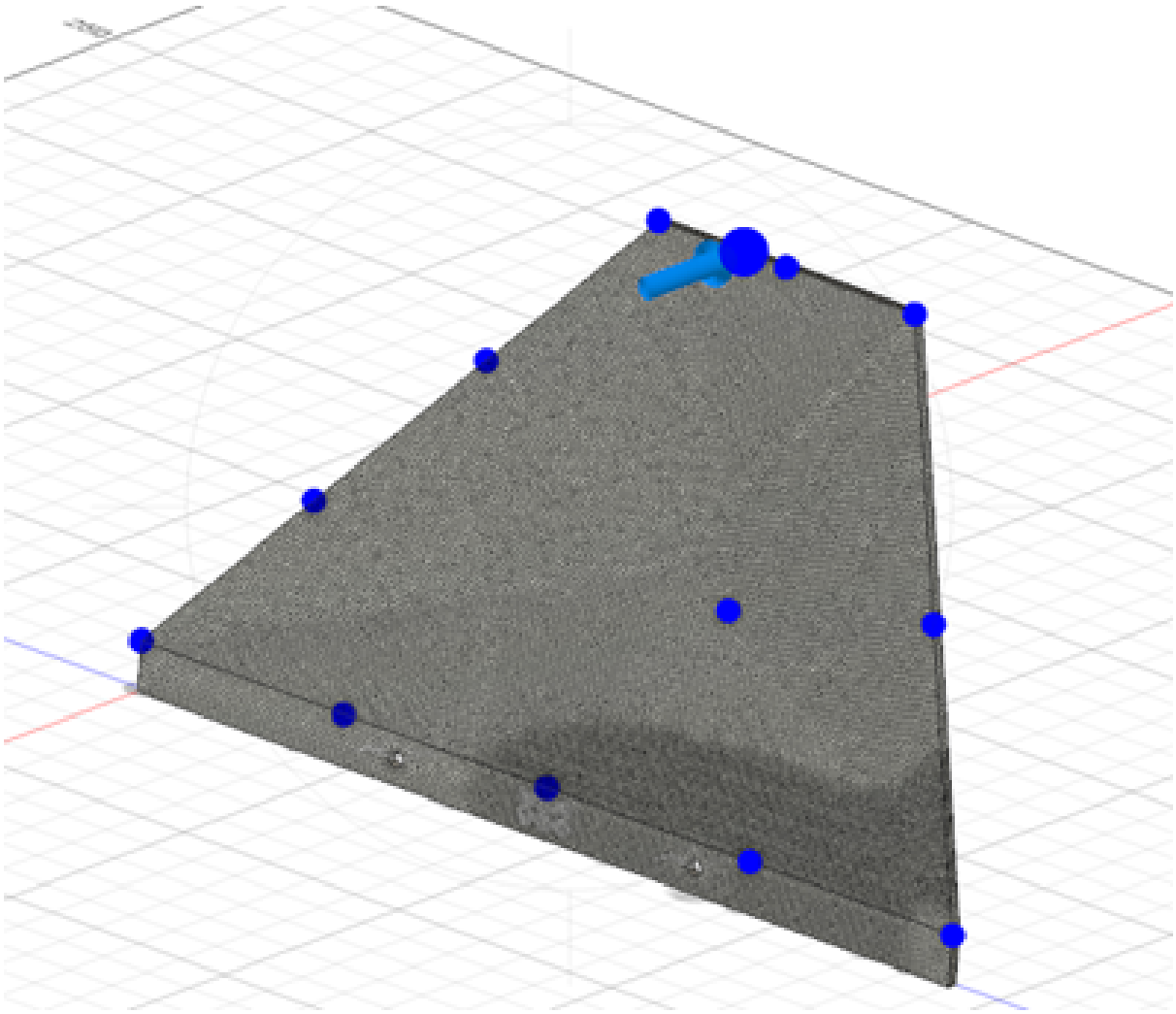

図 5.2.17　メッシュ条件

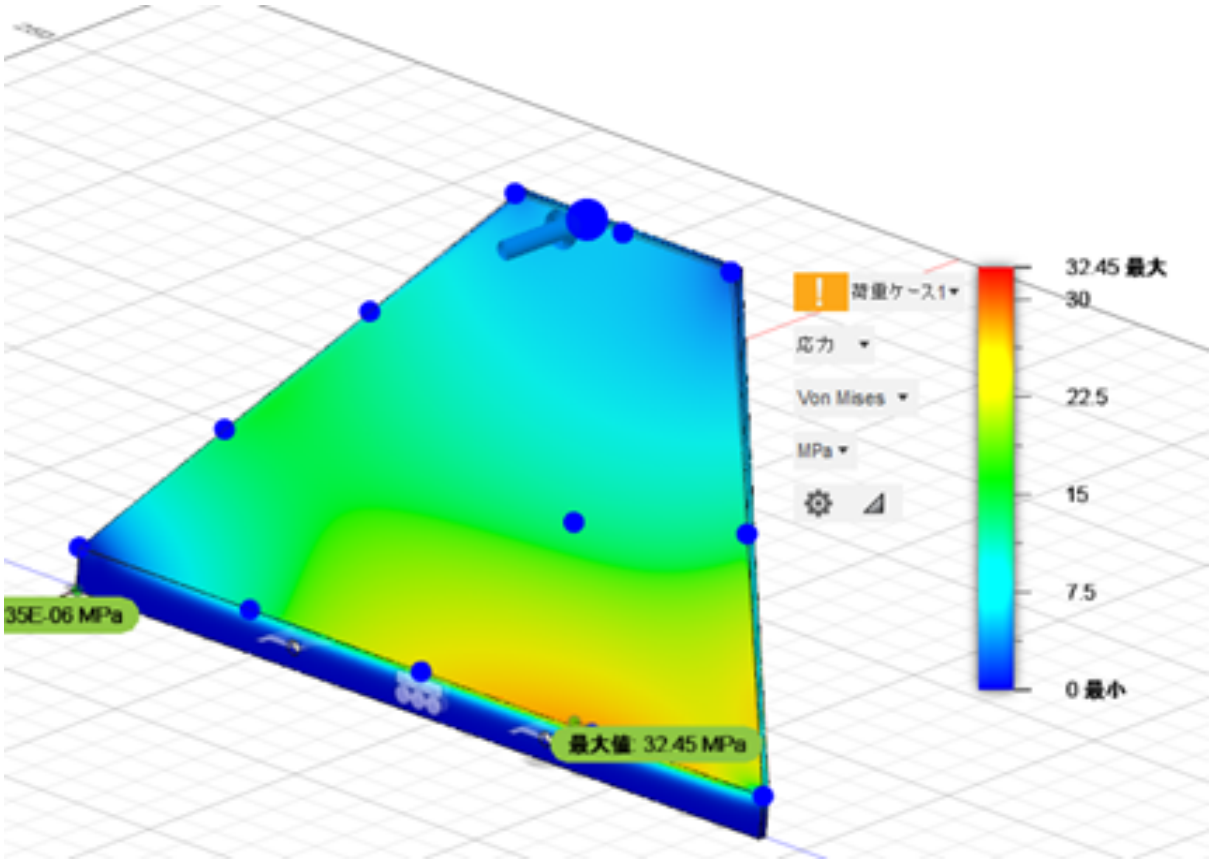
荷重ケース1
応力
Von Mises
MPa
32.45 最大
30
22.5
15
7.5
0 最小
35E-06 MPa
最大値: 32.45 MPa

図 5.2.18　応力分布

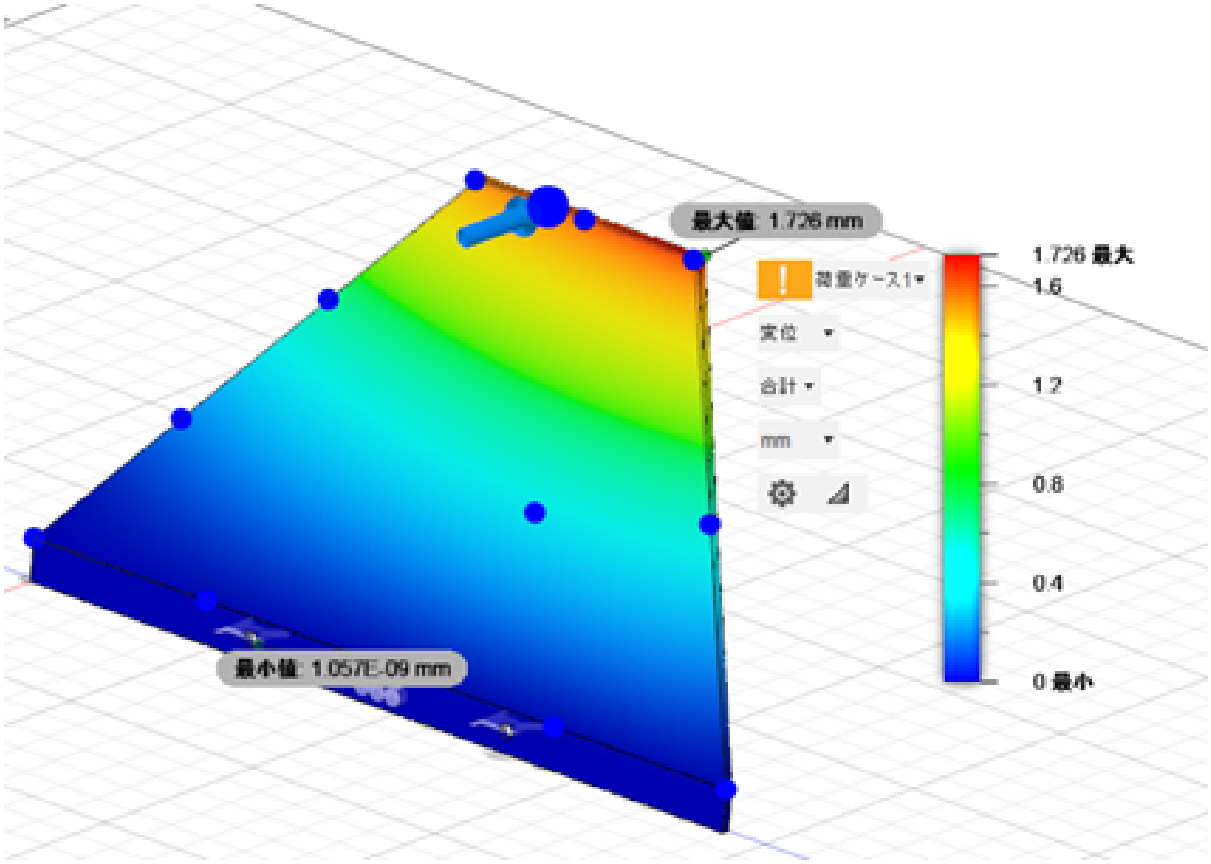

図 5.2.19　変位分布

有限要素法解析においてねじ穴などの応力特異点が発生する条件ではメッシュ条件の妥当性を判断することは困難である．よってメッシュサイズの妥当性は要素数増加に対する最大変位の収束で確認した．

以下の図 5.2.20 に要素数変化に対する最大応力の変化，図 5.2.21 に要素数変化に対する最大変位の変化を示す．

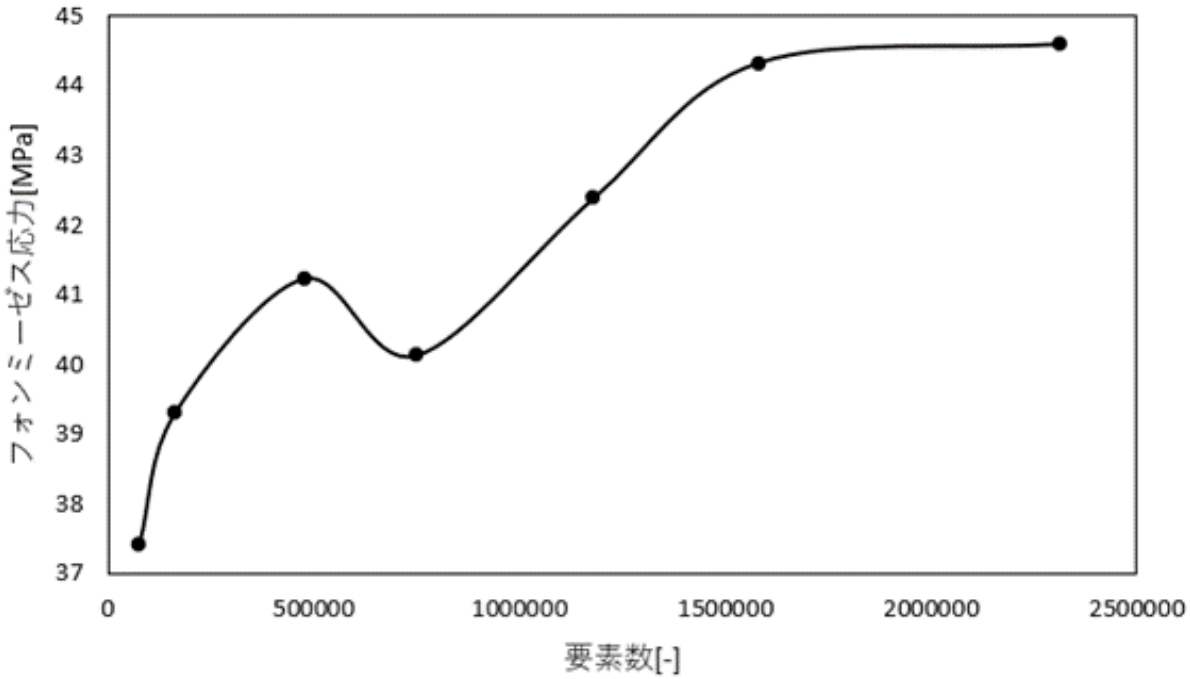

図 5.2.20　要素数変化に対する最大応力の変化

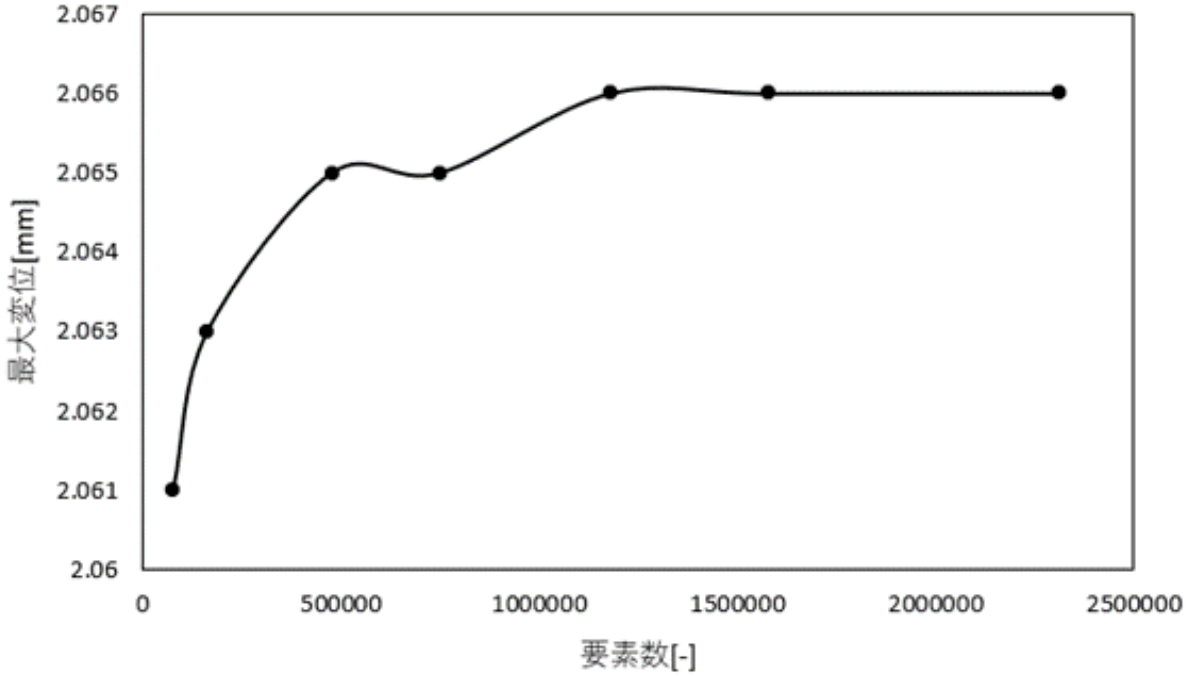

図 5.2.21　要素数変化に対する最大変位の変化

図 5.2.20，図 5.2.21 より，収束していることが確認できる．

図 5.2.20 より，最大解析要素数 138617 のとき，フィンの側面の穴端部に最大応力 32.45MPa が生じていることが分かる．A1100 の 0.2 % 耐力は 115 MPa なので，空気力による曲げモーメントに対するフィンの安全率は 3.54 となり，フィンの強度は十分である．

以上のように評価を行い破壊されないことを確認した．

E) 加工方法とその感想

アルミ板を切り出した後成形した．

F) そのほか

なし

5.2.15 エンジンブロック

文責：濵下

A) 概要説明

エンジンの推力を本体に伝達する部品である．インジェクタとボディチューブにそれぞれ 8 本のねじで締結される．

B) 材質

A2017-T4

C) 図面

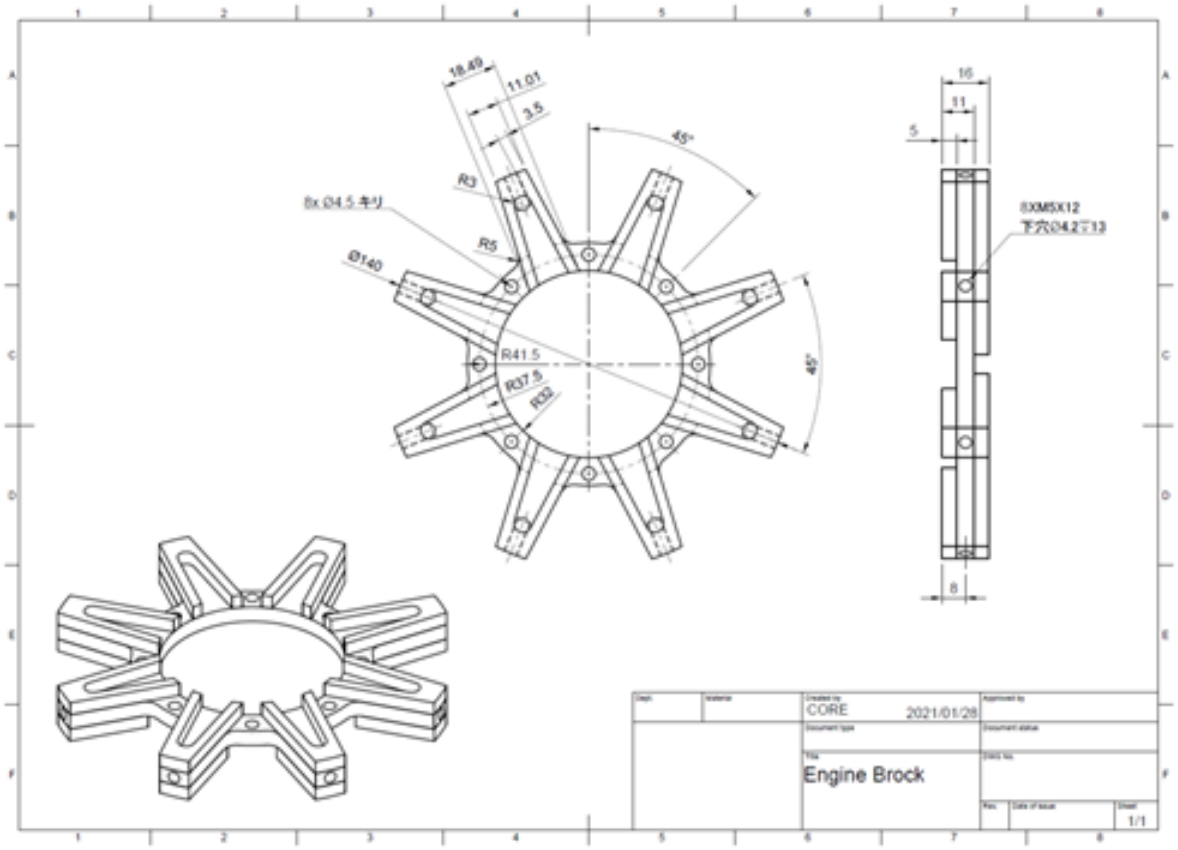

図 5.2.22　エンジンブロック図面

D) 強度評価

ロケットモーターで推力が発生したとき, エンジンブロックには機軸方向に荷重がかかる．Autodesk Fusion360 のシミュレーションを用いて有限要素法による強度評価を行った．尚, ソルバーには Autodesk Nastran を使用している．エンジンブロックにかかる荷重をロケットの最大推力より十分大きな値であるである 2500 N として解析を行った．エンジン本体との接触面に対して垂直に荷重を加え, ボディチューブに固定するためのねじ穴全体に完全固定の拘束条件を与えた．また, 設計には初の試みとして Fusion360 のジェネレーティブデザイン機能を用いて, 部品のトポロジー最適化を行い, 大まかな形状を決定した. メッシュ条件を図 5.2.23 に，応力分布を図 5.2.24 に，変位分布を図 5.2.25 に示す.

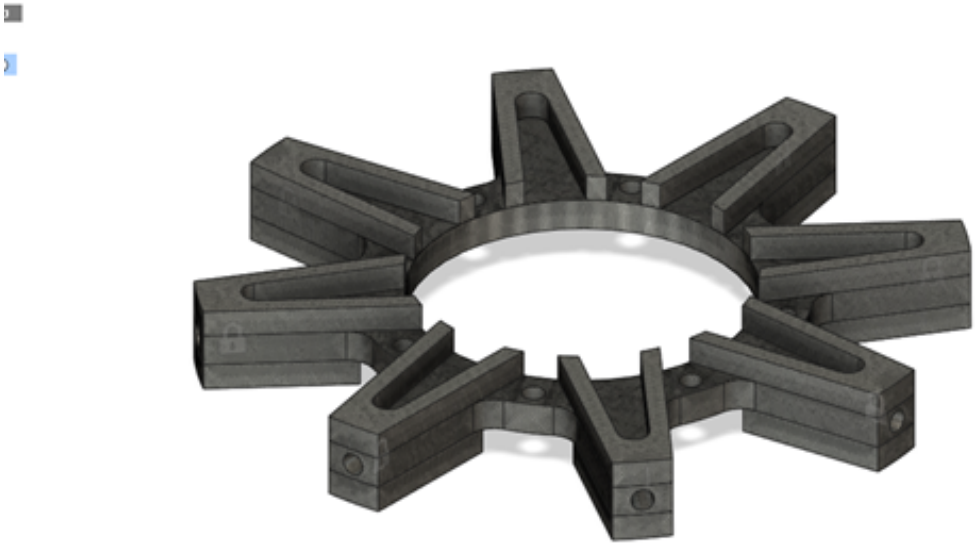

図 5.2.23　メッシュ条件

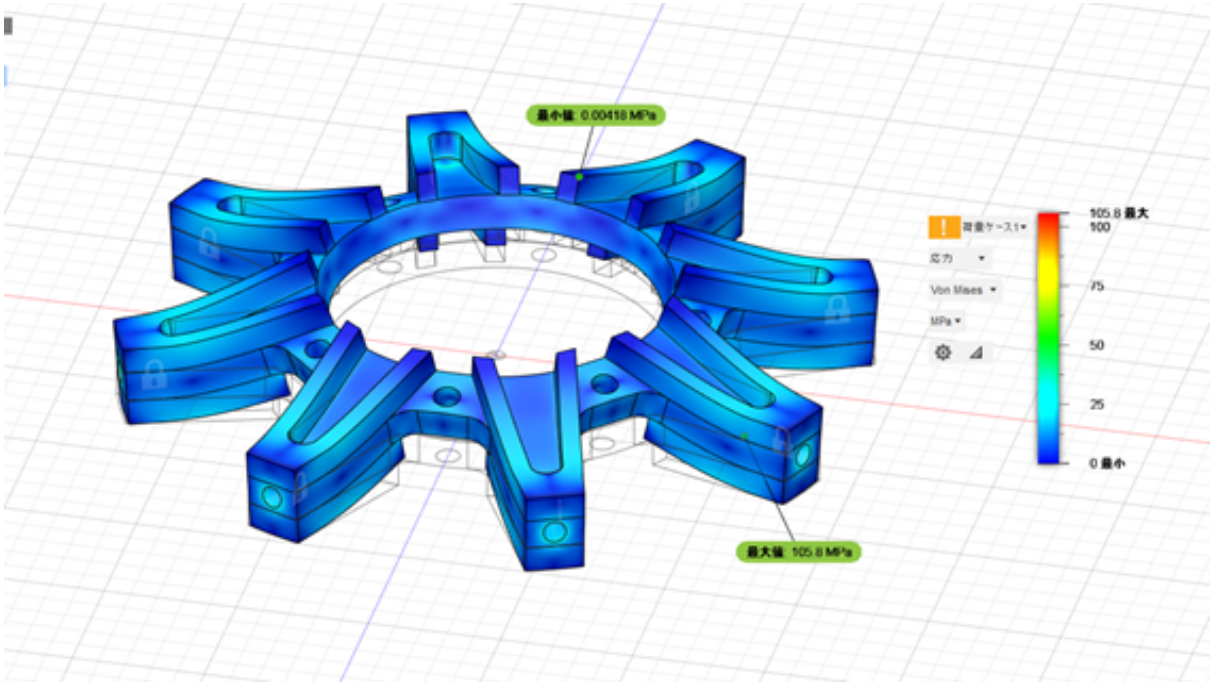

図 5.2.24　応力分布

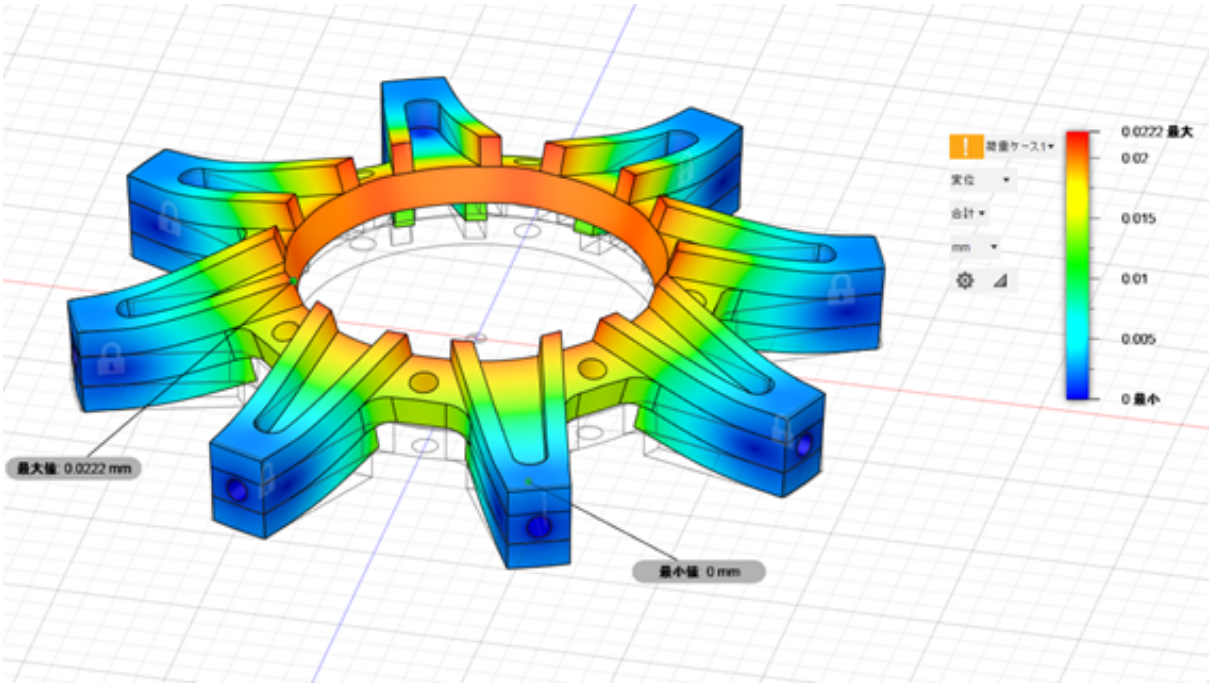

図 5.2.25　変位分布

エンジンブロックの側面のねじ穴端部は応力特異点となってしまうため，有限要素解析において最大応力の収束からメッシュサイズの妥当性を検討することは困難である．したがって，メッシュサイズの妥当性は要素数変化に対する最大変位の収束を確認し，これを図 5.2.27 に示す．また，あわせて最大応力の収束グラフも図 5.2.26 に示す．

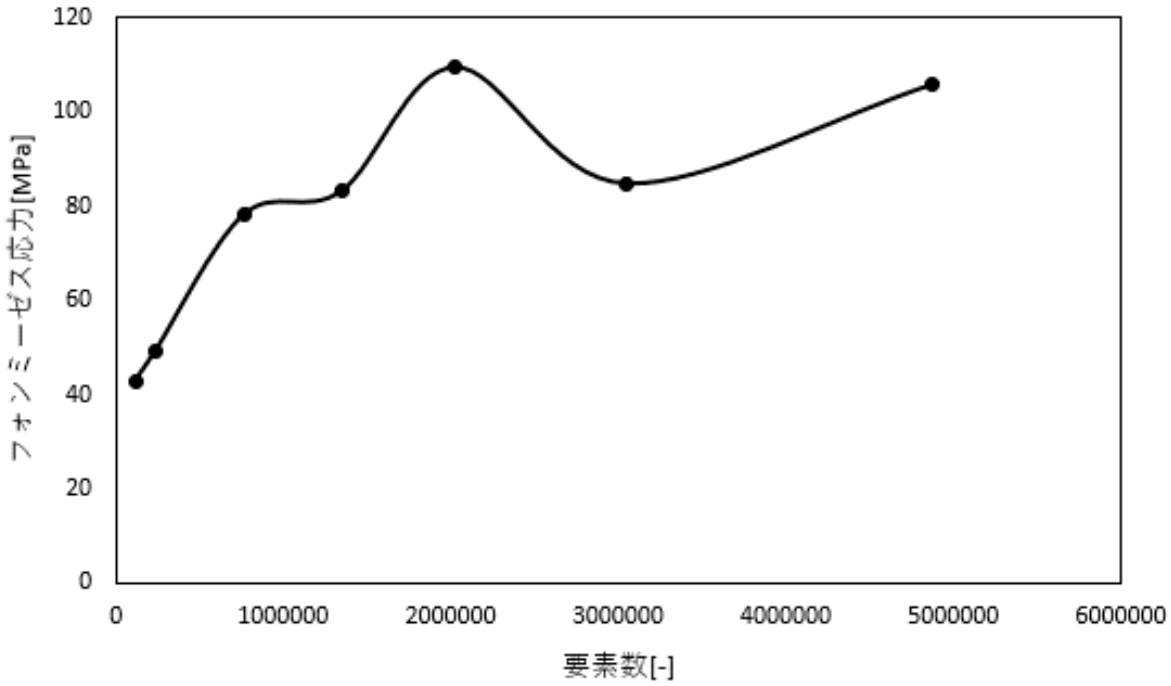

図 5.2.26　要素数変化に対する最大応力の変化

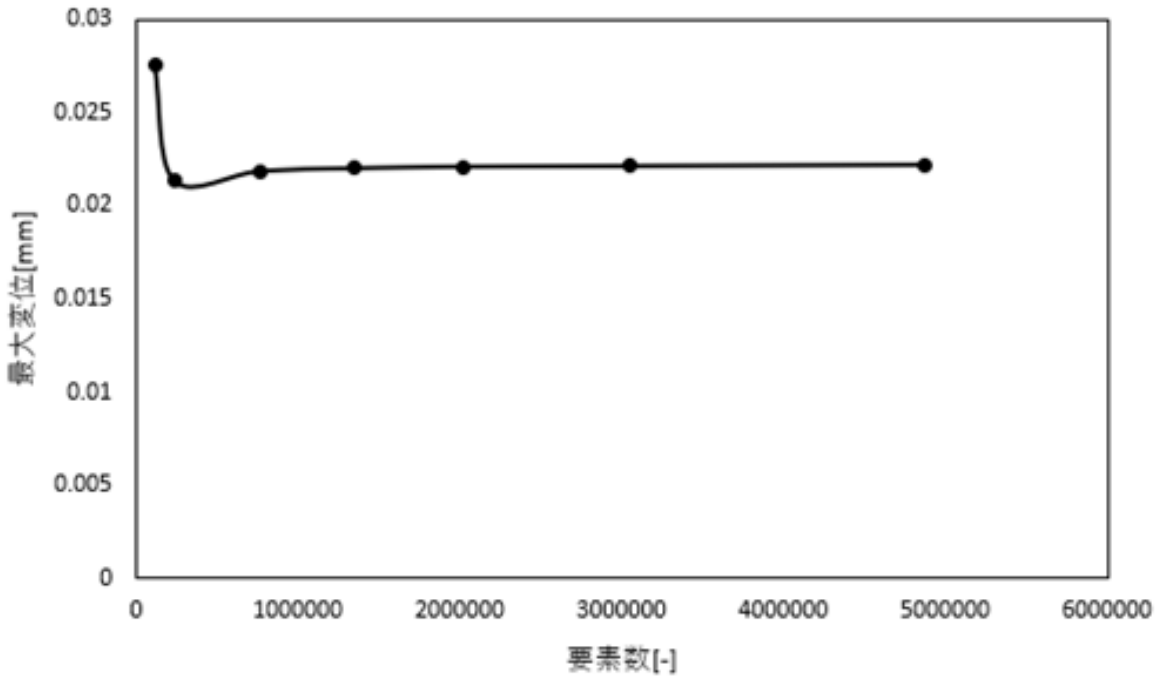

図 5.2.27　要素数変化に対する最大変位の変化

図 5.2.26 より，最大応力は 105.8 MPa と判明した．エンジンブロックの材質である A2017 の耐力は 275 MPa である．これより，推力に対する安全率は 2.60 となりエンジンブロックの強度は十分である．

E) 加工方法とその感想

マシニングセンタを利用して加工.

F) そのほか

なし

5.2.16　センタリングリング

文責：伊澤

A) 概要説明

エンジンが径方向にずれないよう固定する為の部品であるセンタリングの部品. センタリング組立図を図 5.2.28 に示す．センタリングリングを囲うように支柱を 8 本配置し，8 カ所を M3 ねじで固定する．さらに支柱の上面をフィンカプラに，下面をフィンマウントに M3 ねじで固定する．

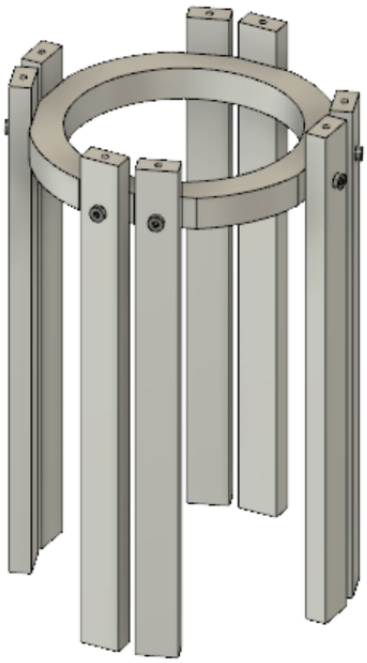

図 5.2.28　センタリング組立図

B) 材質

A2017

C) 図面

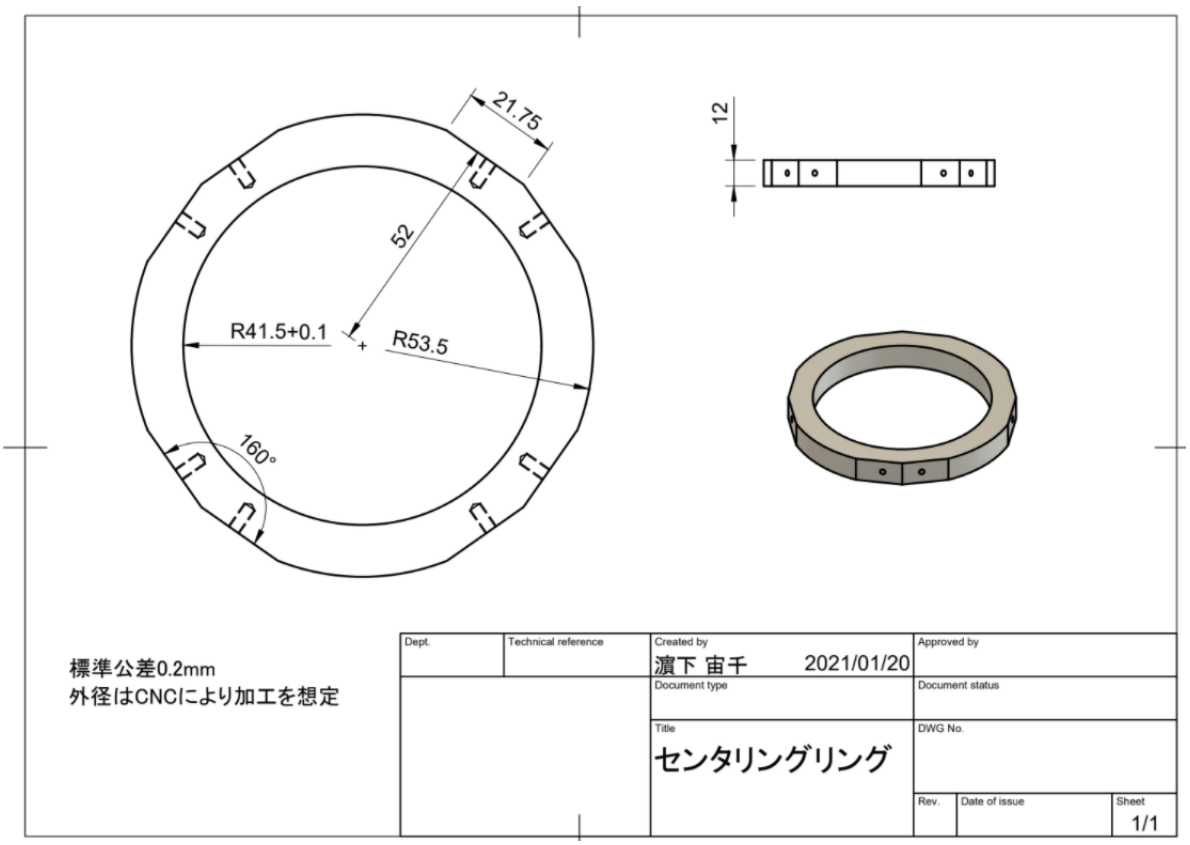

図 5.2.29　センタリングリング図面

D) 加工方法とその感想

旋盤で円筒を作った後に支柱をはめる部分の直線をマシニングセンタで切削.

5.2.17　センタリング用支柱

文責：伊澤

A) 概要説明

センタリングの部品.

B) 材質

アルミニウム

C) 図面

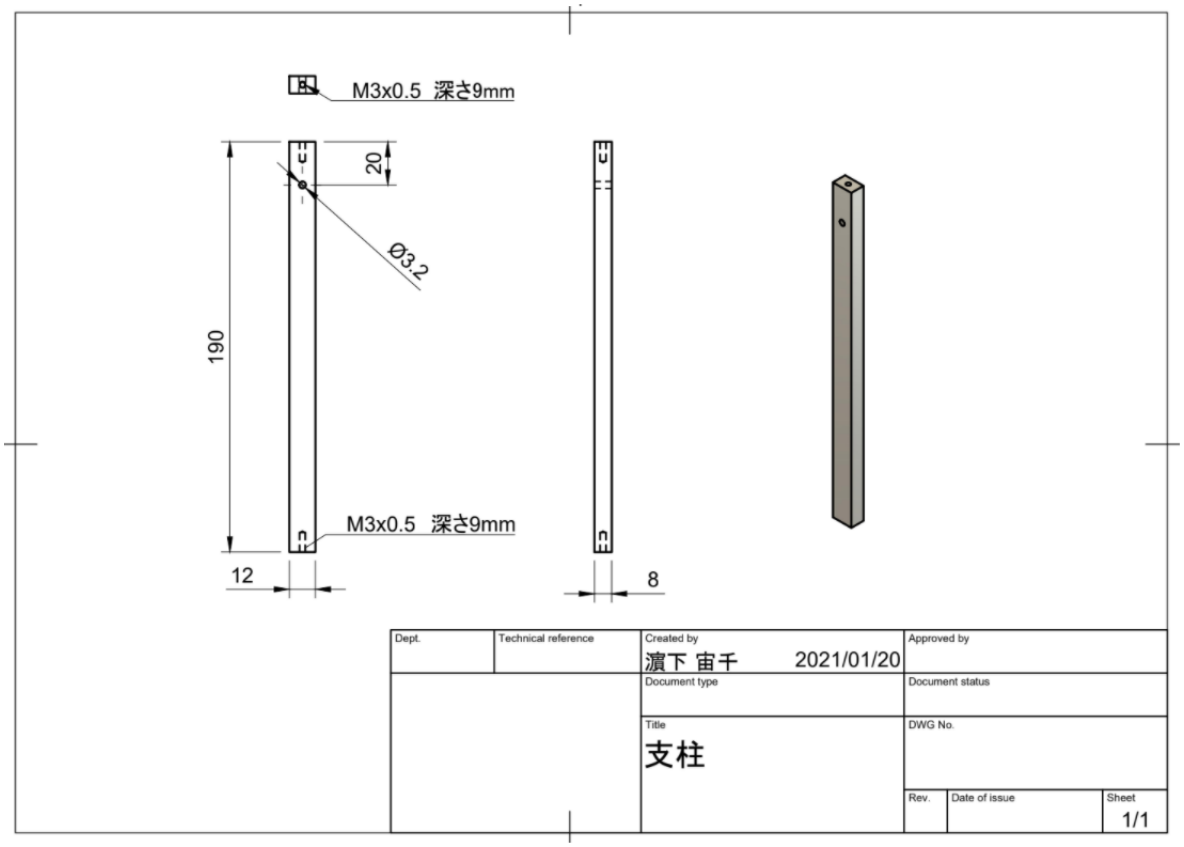

図 5.2.30　センタリング用支柱図面

D) 加工方法とその感想

長さをフライス盤・ベルサン等を用いて出し，ねじ穴をボール盤であけた．

5.2.18　フロート

文責：湯浅

A) 概要説明

海打ち用の機体のため，水上で回収ができるよう，フロートを搭載した．ボディチューブ内全体に詰めるメインフロート，酸化剤タンクの周りに詰めるタンク周りフロートの 2 種類ある．

B) 材質

発泡スチロール　40 倍グレード

C) 寸法

メインフロート：外径 140 mm，高さ 450 mm

タンク周りフロート：外径 140 mm，内径 96 mm，高さ 380 mm

D) 加工方法とその感想

有限会社フジカット様に図面を送り発注した．ボディチューブやタンクに硬すぎず，緩すぎずなすっぽりと収まる高品質な物が届いたので，今後も使っていけるだろう．

5.2.19　水密カプラ上

文責：菊田

A) 概要説明

電装の固定及び側面の溝に O リングをはめることでカプラとボディチューブとの間の水密を行う．水密部ボディチューブと開放部ボディチューブをつなげる．

B) 材質

A2017

C) 図面

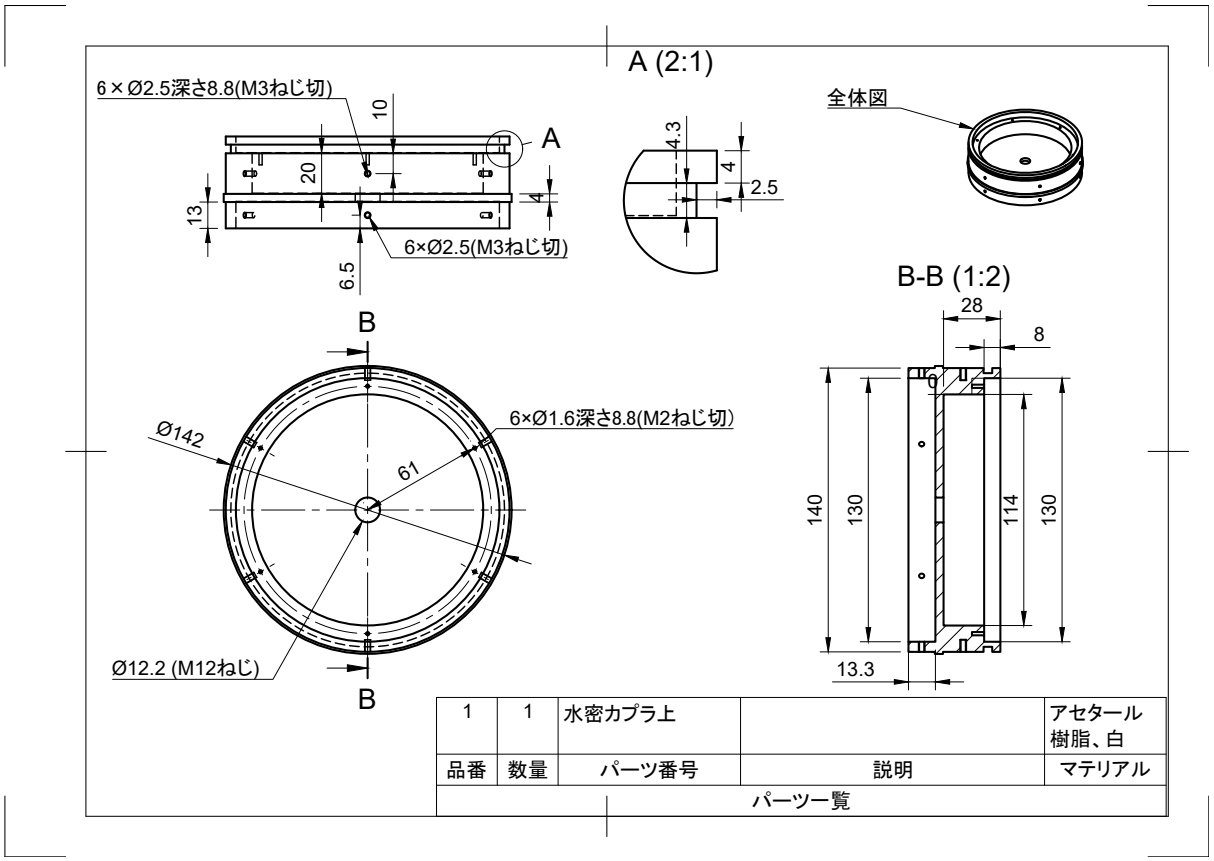

図 5.2.31　水密カプラ上図面

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

ものつくり大への加工依頼．都立大での旋盤を用いた加工．

F) そのほか

5.2.20　水密カプラ下

文責：菊田

A) 概要説明

電装の固定及び側面の溝に O リングをはめることでカプラとボディチューブとの間の水密を行う．水密部ボディチューブと推進部ボディチューブをつなげる．

B) 材質

A2017

C) 図面

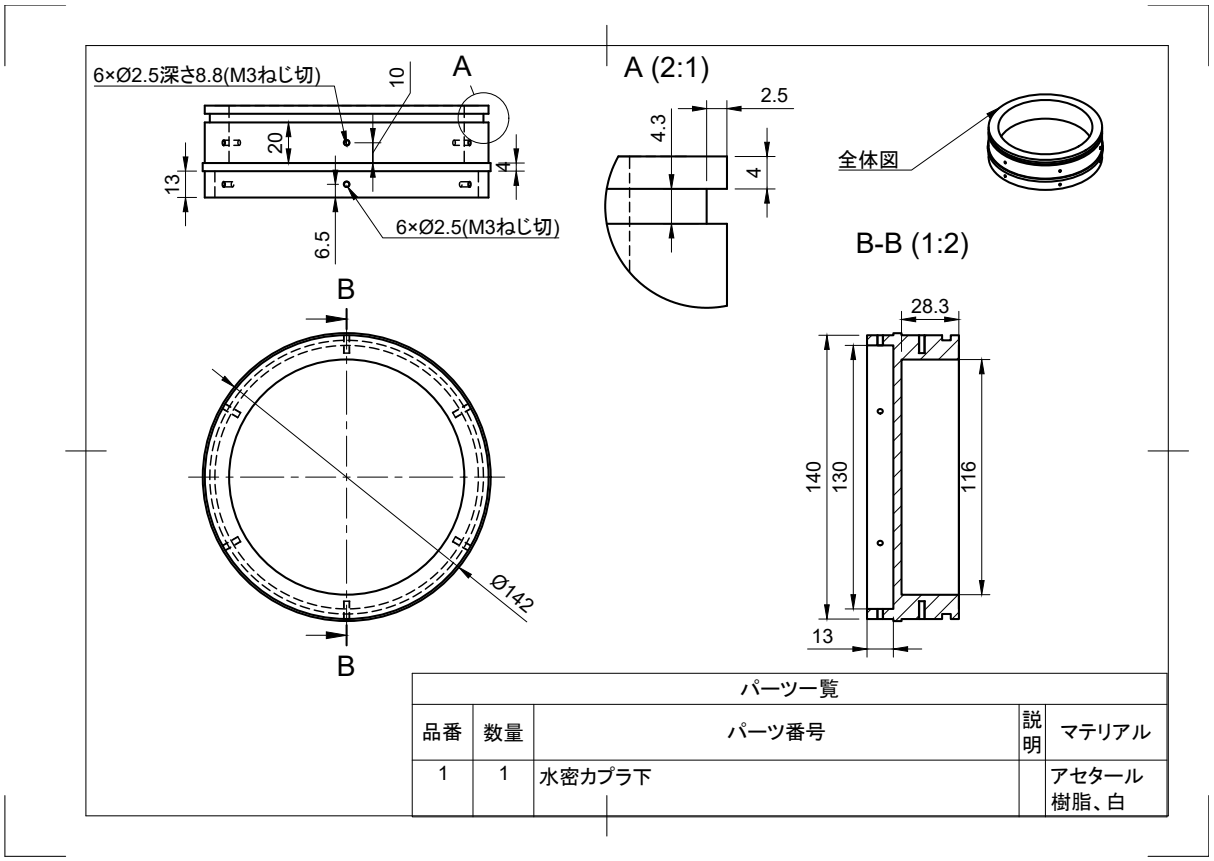

図 5.2.32　水密カプラ下図面

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

ものつくり大への加工依頼．都立大での旋盤を用いた加工.

F) そのほか

5.2.21　電装固定板

文責：正木

A) 概要説明

電装を水密カプラ上に固定するための板.

B) 材質

POM

C) 図面

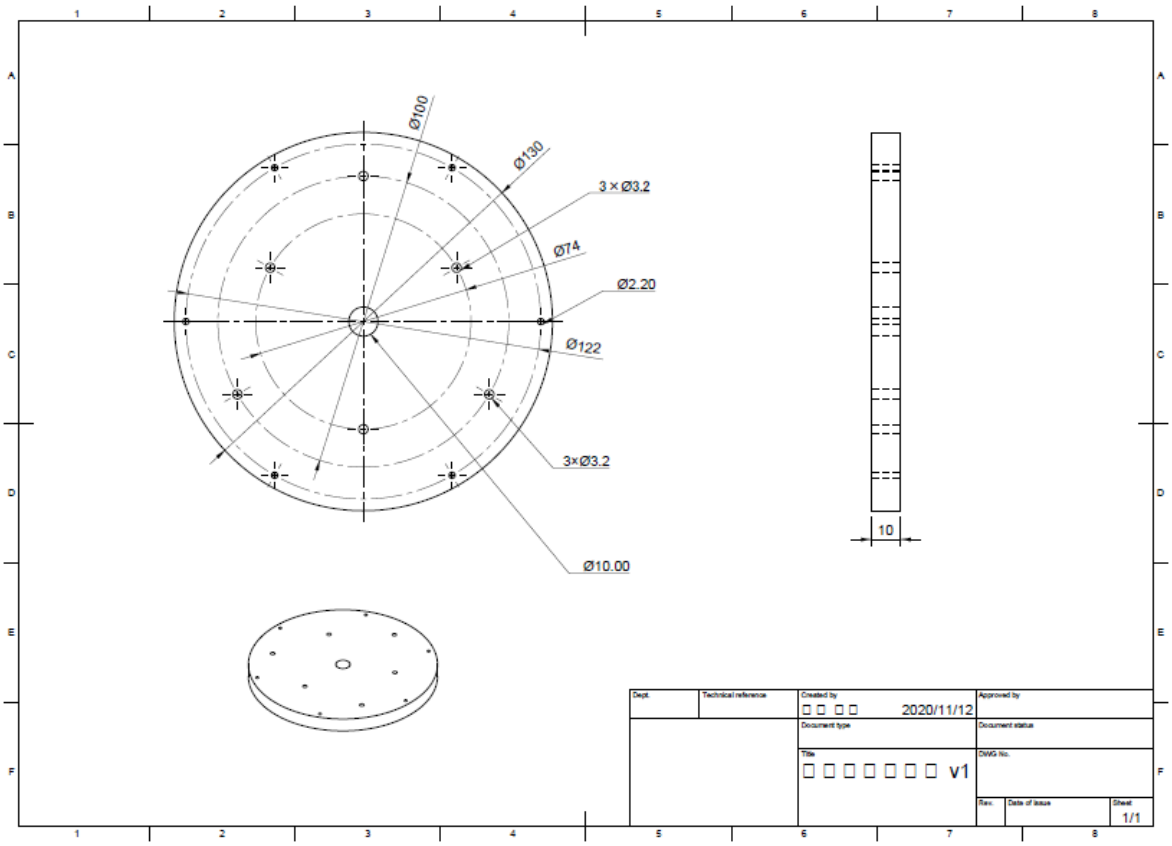

図 5.2.33　電装固定板図面

D) 強度評価

なし

E) 加工方法とその感想

円柱から寸法 +5 mm くらいまで切断し，その後旋盤で長さと外径を出した．最後にロボドリルでポンチ打ちを行った．

F) そのほか

5.3 開放機構

5.3.1 開放機構

文責：神田

開放機構はノーズ及びボディ先端に位置し，電気錠が動作することで機体軸方向にノーズを飛ばし，パラシュートと CanSat を機体外に開放する (一般的にいう縦開放)．また今回の機体ではパラシュートに加え CanSat も同区画に格納した．パラシュートはパラシュート固定板の上に載せることで開放機構との干渉を防いでいる．

図 5.3.1 にロック状態の構造を，図 5.3.2 にロック解除状態の構造を示す．

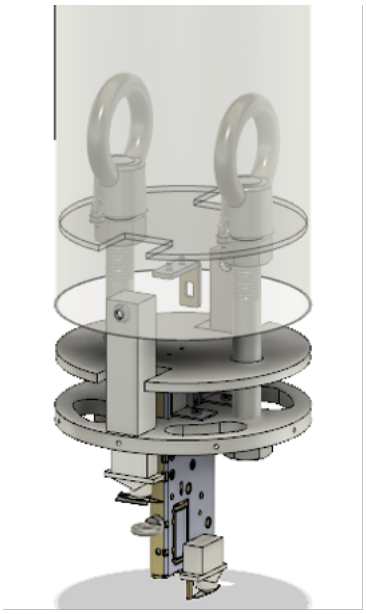

図 5.3.1　開放機構ロック状態

電気錠固定板に取り付けられている電気錠の L 字アングルが押し出し板と締結していることでバネの力を抑え，ロック状態にしている．

図 5.3.2　開放機構開放状態

■この機構に関して考えられるメリット

1. 縦開放であるためボディチューブの座屈評価が容易になる.
2. ノーズのみを押し出しているためパラシュートなどが引っかかる可能性が少ない.
3. 電気錠を用いているため開放時に機体軸方向のみの荷重しか掛からない.
4. 電気錠を用いているため組み立て時に電源が必要でない.

■考えられるデメリットと改善案

1. 電気錠が仕様外の用法では想定通りに動かなかった.
   (a) L 字パーツが引っ張られた状態だと，通電しても解錠されなかった．そのため，緊急解錠機構を作成した. これは電気錠の手動解錠レバーを，サーボを用いて動かす機構である．サーボの力ではレバーが動作しなかったが，引張ばねで補助したところ解錠できた.
   (b) 第 16 回能代宇宙イベントで打上げ予定であったひばりの製作の時点で電気錠がうまく動作しないことが判明していたのにも関わらず，新たな電気錠の選定を行わずに前回同様の仕様で打ち上げに臨んだ. 電気錠を変更するべきであった.
2. はめ合わせパーツが出切らなかった.
   (a) パーツ長さを短くすることで引っ掛かりをなくす.
   (b) テーパーをかけてノーズ機軸の歪みを許容できるようにする.
   (c) グリスを塗って動作試験を行ったが， あまり効果を感じられなかった.
   (d) はめ合わせパーツ選定の際, 開放部ボディチューブの内径とはめ合わせパーツの外径は余裕を持た

せたものを採用する.

3. 押し出し板が斜めに傾きはめ合わせパーツに十分な力を加えることができなかった.
   (a) 設計の段階で電気錠の固定位置が板の中心からずれていた.
4. パラシュートと CanSat の放出タイミングをずらすためにパラシュートをミシン糸で固定していたが, 取り回しが悪かった.
   (a) 結果的には, パラシュートと CanSat が引っ掛からずに両方とも開放されていたが, この措置が開放機構動作成功にどの程度貢献していたかは, 今後動画等のデータを使って検証していく.
5. 誤動作が発生するリスクがあった.
   (a) 打上げ当日の機体全組みの際に開放機構が誤動作し, 打上げシークエンスに遅れを発生させた.
   (b) 原因として, 開放機構のアクチュエータを動作させるための電装ケーブルと電気錠の手動解除レバーが干渉し, レバーを押してしまったことが考えられる.
   (c) 設計時に電装系との干渉を詳しく考慮するべきであった. 電装班との連携の甘さがあった.
6. カッターの刃が開放機構に搭載されていたため, 怪我の恐れがあった.
   (a) 刃物を使わずにミシン糸を切る方法を考える.
7. パラシュートがはめ合わせパーツの溝に引っ掛かる可能性があった.
   (a) はめ合わせパーツをボールプランジャで固定する部分は, 溝ではなく穴を開ける.

今回の開放機構では, 能代ひばりと基本構造は同様であった. 映像を見る限り開放機構の動作には成功しており, その点は非常に良かった. ただ, 放出時にパラシュートが切れてしまった.

考えられる原因は 2 つある. 1 つ目として, 2 本のシャフトが開傘衝撃に耐えられなかったことが考えられる. シャフトを 3 本以上にして力を分散するべきであった. 2 つ目として, 開放時にパラシュートのウェビングの縫い目で切れたことが考えられる. 後者の可能性が高いと推測され, この詳細は 9.2.3 に記載する.

また、能代ひばりの開放機構製作時に改善するべきことが多く挙がっていたのにも関わらず, ほとんど設計変更せずに進めてしまったことは非常に惜しい点である. 今回の開放機構の反省点を十分に理解して, 今後の開放機構の設計に取り組んでほしい.

最後に今回の開放機構で使用した部品の型番を表 5.3.1 に示し, 開放試験の実験動画を下方に示す.

表 5.3.1　開放機構に使用した部品の型番

	型番	材質
パラシュートキャノピー	KT75092	ナイロン
ウェビング	TW250R	ポリエステル
リングキャッチ	SH-9	SUS304
アイナット	B-1132-16	SUS304
パラ絡まり防止板	N/A	シナベニア
サーボ 1	SH-0350	-
サーボ 2	SH-0350	-
替刃	-	合金工具鋼
シャフト	FWB16-145-E21-F42	S45C
はめ合わせパーツ	N/A	A2017-T4
ボールプランジャ	BPW10	-
押し出し板	N/A	A2017-T4
ばね	CS 2.0-24-75	SUS304
ボールプランジャ固定材	N/A	A2017-T4
電気錠固定板	N/A	A2017-T4
電気錠	NL0210	-
キーリール	-	-
パラシュート固定糸	-	ミシン糸
アイボルト	IB-2M	SUS304
アイボルト	IB-4M	SUS304

実験動画: `https://www.youtube.com/watch?v=ei5OIJf560I`

5.3.2　減速機構

文責：菊田

減速にはパラシュート (赤色) を用いた．製作には脚注の設計シート[*2]を参照した．製作したパラシュートの概観を図 5.3.3 に示す．

[*2] 設計シート：`https://drive.google.com/drive/u/0/folders/1I4LhfS94tX49hvGAjZ8XrQaAIiekEeAm`

図 5.3.3　パラシュート外観

A) 投下試験

パラシュートにおもりを搭載し，橋から投下させた．投下から地面へ着地するまでの秒数から終端速度を求め，17 回の測定から平均を算出した．これをもとに抗力係数を導出した．

B) 開傘衝撃測定時の画像を図 5.3.4，図 5.3.5 に示す．

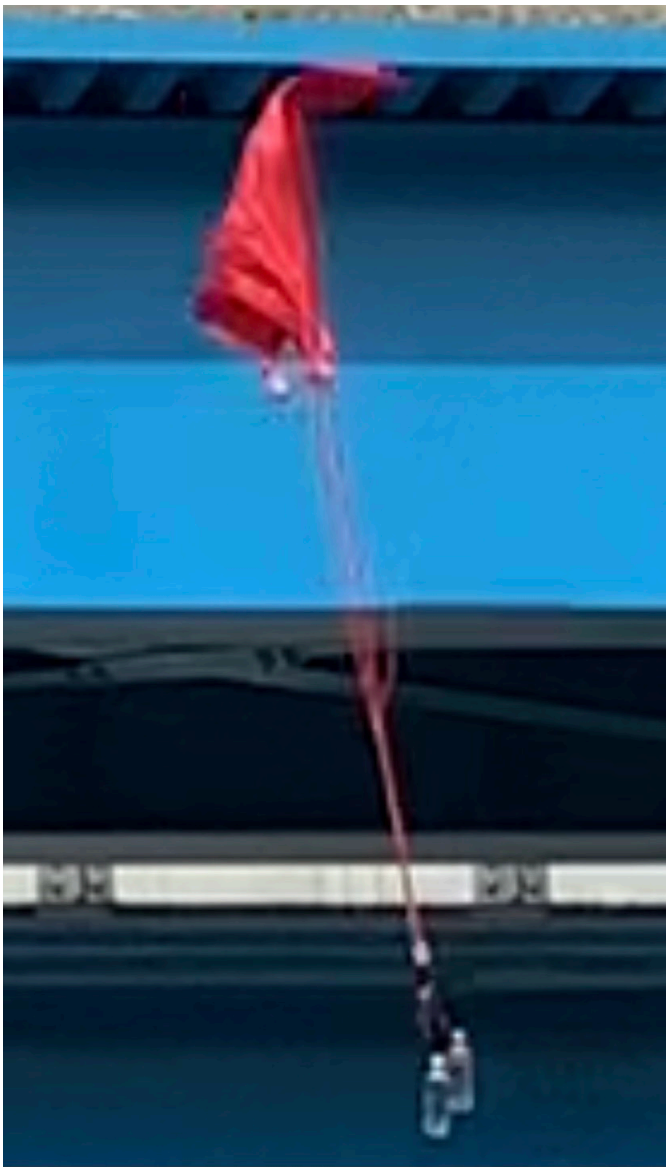

図 5.3.4　投下直後

図 5.3.5　投下直後

C) 機体上部が脱落しないことの確認

縦開放式の開放機構を採用しているが，開放部はボールプランジャにより構造的に固定されており，ロック部が解錠される以外で機体上部が外れることはない．逆さにした際に開放部の自重がボールプランジャによって押さえられることを実機で確認した．

D) ゴアの強度試験

パラシュートとウェビングの結合部の強度評価について，試験片を作成し，ウェビングの輪っかを固定し，布をもってぶら下がった．おもりの重さは 59 kg であり，結果は図 5.3.6 のようになった．

図 5.3.6　ゴアの強度試験結果

ゴアは 6 枚用いるため，開傘衝撃に対して 3540 N まで耐えられると考える．また，破れているのが結合部分のため，実際のパラシュートではウェビングの付け根の部分を二重にして強度を上げた．

E) 伝達経路

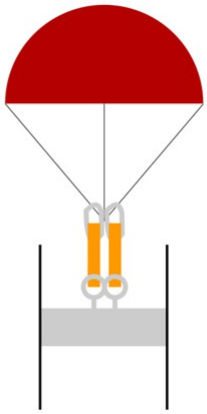

図 5.3.7　減速装置構造

5.4　水密機構

文責：菊田

5.4.1　水密区画

図 5.4.1 の赤枠で囲った箇所が水密区画である．

図 5.4.1　水密区画の位置

5.4.2　水密方法

水密ケース付近の構造について示す．水密カプラ上下ともに O リング溝を設け，O リングを水密カプラにはめ合わせることで電装モジュールの水密を行った．また，水密カプラ上には，開放機構で使用するサーボモータの配線を通すための穴を設け，配線の穴の水密にはケーブルグランドを使用し，配線を通しつつ水密を行えるようにした．

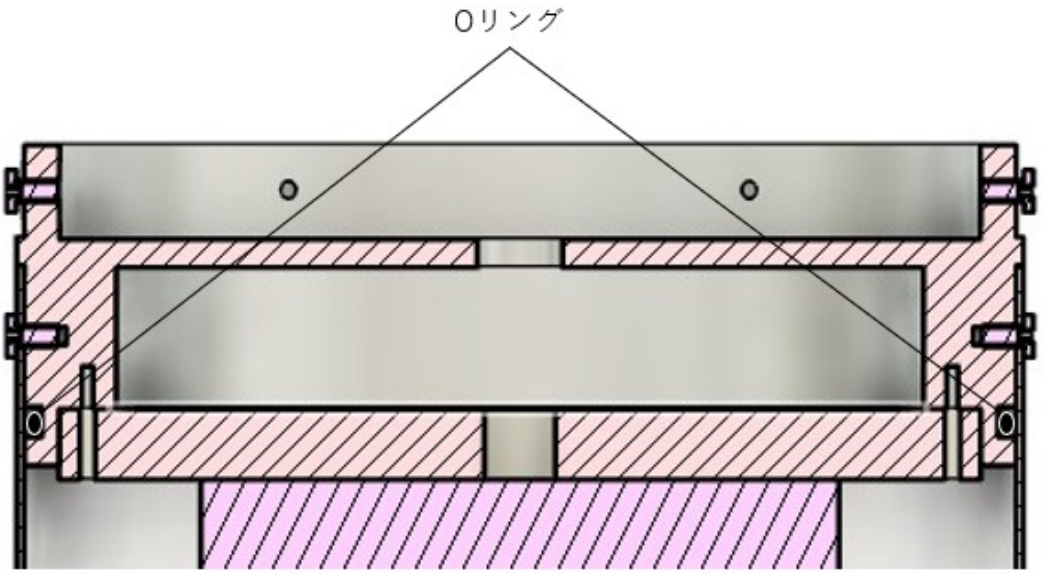

図 5.4.2　水密カプラ上の構造

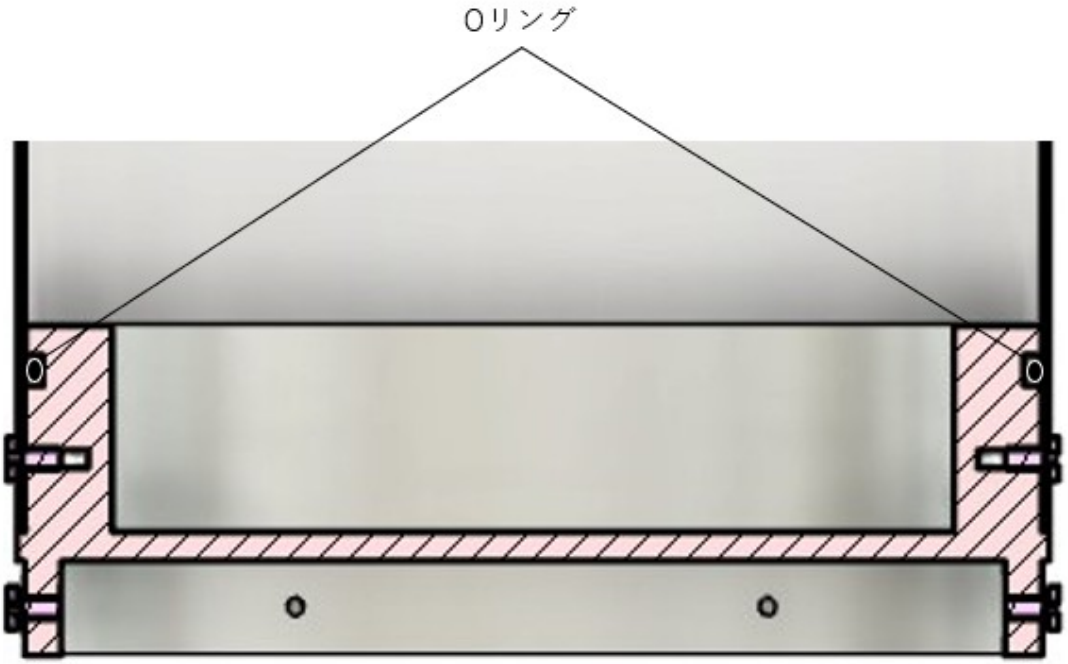

図 5.4.3　水密カプラ下の構造

5.4.3　改善点

図 5.4.2，図 5.4.3 に示した通り，O リングが　ボディチューブと接触している状態にある．そのため，機体全てを組み上げるまで水密されない．当日，機体を組み上げる際に水密カプラ下側が O リングで引っ掛かってしまいきちんとはめるのにかなり時間がかかってしまった．はめ合わせを行う際に変形が起こってしまったのか，打ち上げ後に回収したときには水密カプラ下は回収できたが，水密区画のボディチューブはせん断してしまった．ボディチューブの変形が起こってしまう問題はボディチューブ内部に水密された区画を作る二重構造にすることで解決できる．

二重構造にすると電装機器の搭載スペースの減少，それに伴う獲得浮力の減少が起こる．そのため O リングが 2 つになるがボディーチューブと水密パーツをあらかじめ固定し，水密パーツに蓋をする方式にすることで改善できる．

水密カプラの材質は A2017 であるため，重量が重い．そのため，強度上差し支えのない箇所の厚さを変更するなどの改善が必要である．

5.5　フィンモジュール

文責：菊田

5.5.1　概要説明

フィンをボディチューブに固定するための部品で，以下の表 5.5.1 のような構成になっている．また，組立図も図 5.5.1 に示す．

表 5.5.1　フィンモジュールの構成部品表

番号	名称	材質
1	フィンカプラ	A2017
2	ボディチューブ	GFRP
3	L 字アングル	A6063
4	フィン	A1100
5	フィンマウント	A2017

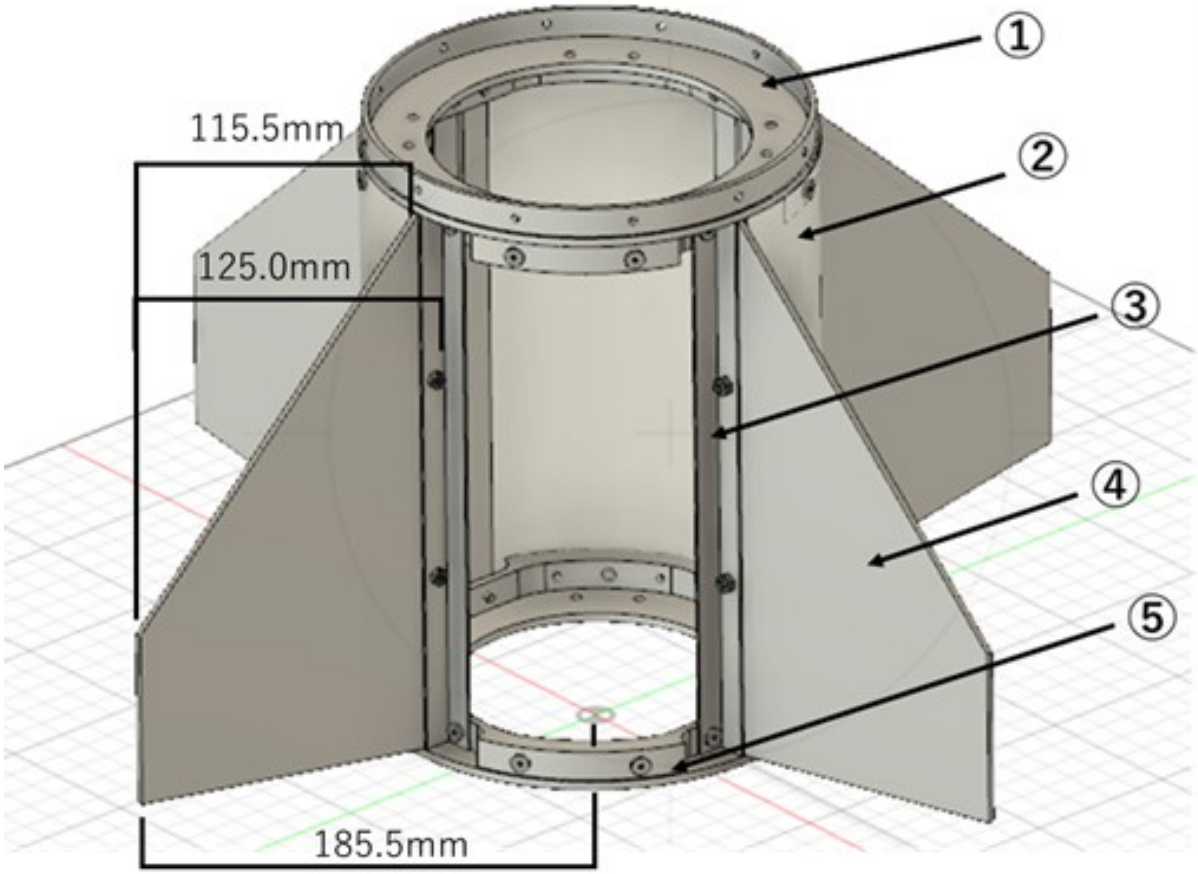

図 5.5.1　CAD 組立図

5.5.2　組み立て手順

A) フィン 1 枚につき 2 つのアングルを用いてフィンを挟み込み，フィンの上端と下端の 2 箇所を M3 ねじとナットで固定する．

B) フィンカプラの凹部分にアングルの上端を，フィンマウントの凹部分にアングルの下端を 2 箇所を M3 ねじで固定する．

C) ボディチューブをフィンカプラとフィンマウントにそれぞれ 2 箇所を M3 ねじで固定する．

5.6　浮力計算

文責：湯浅

5.6.1　概要説明

今回打ち上げた機体は海打ち用の機体のため，海上で機体を回収する必要がある．そこで，機体の内部に組み込まれた発泡スチロール製のフロート，電装部を海水から保護する水密機構，ボディチューブの体積を浮力を担保することのできる機構とし，ペイロードを含めた機体全体を浮かすことが可能か否かの計算を行った．

5.6.2　計算方法

計算方法は浮力発生部の体積に水の密度をかけ，計算する．水の密度は，1020 kg/m^3 とする．

5.6.3　体積の計算

- **水密**

  直径 0.14 m，高さ 0.24 m のため，体積は，

  $$3.69 \times 10^{-3}\ \mathrm{m}^3$$

  となる．

- **ボディチューブ**

  ボディチューブの寸法は，外径 0.142 m，内径 0.140 m，高さ 2.00 m のため，体積は，

  $$8.85 \times 10^{-4}\ \mathrm{m}^3$$

  となる．

- **フロート**

  直径 0.14 m，高さ 0.45 m のメインフロートと外径 0.14 m，内径 0.096 m，高さ 0.38 m のタンク周りフロートより，フロート部の体積の合計は，

  $$1.00 \times 10^{-2}\ \mathrm{m}^3$$

  となる．

- **合計**

  以上より，体積の合計は，

  $$1.37 \times 10^{-2}\ \mathrm{m}^3$$

  である．

5.6.4　浮力

以上より担保可能な浮力は，

$$14.11\ \mathrm{kgf}$$

である．

これに対し，機体全体の乾燥重量は 12.84 kg であるため，重量に対する浮力が十分に確保されていることが示された．

6　電装系詳細設計

文責：吉田

6.1　メイン電装ハードウェア

文責：齋藤

6.1.1　使用部品

本プロジェクトで使用した電装物品を表 6.1.1 に示す.

表 6.1.1　メイン電装部品

部品番号	種別	名称	個数
1	マイコンボード	ESP-WROOM-32	1
2	無線モジュール	ES920LR	1
3	加速度センサ	GY-521(MPU6050)	1
4	気圧センサ	GY-280(BME280)	1
5	GNSS モュール	AE-GNSS-EXTANT	1
6	SD カードスロット	AE-MICRO-SD-DIP	1
7	サーボモーター	SH-0350	2
8	コンデンサー	0.1 μF	2
9		0.33 μF	1
10	電解コンデンサー	0.1 μF	1
11		33 μF	1
12	抵抗	10 kΩ	1
13	mosfet		1
14			1
15	ダイオード	1N4148	1
16	12 ピン XH コネクタ	-	2
17	2 ピン XH コネクタ	-	2
18	Lipo ポバッテリー		2
19	電池	アルカリ乾電池 (単 3)	4

6.1.2　回路図

本プロジェクトで開発した回路図を 6.1.1 図に示す.

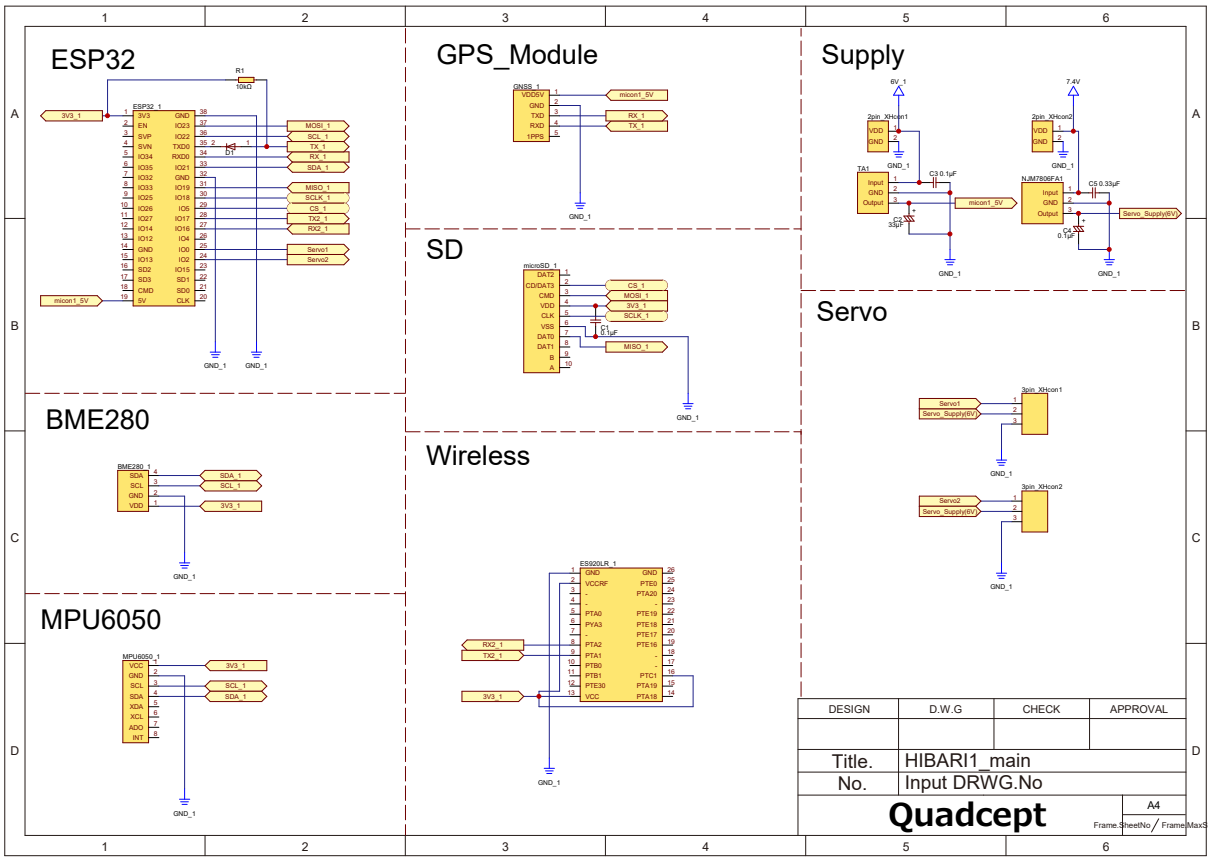

図 6.1.1　メイン電装回路図

6.2　メイン電装ソフトウェア

6.2.1　プログラム

メイン電装には表 6.2.1 のフェーズを設定した．また, 各フェーズの詳細な遷移条件を表 6.2.2 に示す．

表 6.2.1　フェーズ一覧表

フェーズ	目的
STANDBY	フライトモード移行コマンドを受信する状態にある
LAUNCH	離床判定を行う
BURNING	エンジン燃焼終了を待つ
RISING	開放機構を作動させる
PARACHUTE	ロケットの位置座標を地上局へ送信する

表 6.2.2　フェーズ遷移条件一覧表

フェーズ遷移	条件
STANDBY → LAUNCH	フライトモード移行コマンドを受信する
LAUNCH → BURNING	離床判定の条件を満たす
BURNING → RISING	燃焼時間が 4.1 s 経過する
RISING → PARACHUTE	開放判定の条件を満たす

以下, 表 6.2.2 で登場した用語について説明を加える.

- フライトモード移行コマンド：ロケットがフライトモードに移行するためのコマンド. 立ち上げ完了から総員退避までの間に地上局からロケットへ送信する.
- 離床判定：ロケットが離床したと判断するための判定. 今回は, 下記の条件を満たしたときに, ロケットが離床したと判定するプログラムを記述した.
  - 加速度センサから取得した 3 軸合成加速度の絶対値の 5 回移動平均が 5 回連続で 2.5 G を超えたことを確認する.
- 開放判定：ロケットが減速機構を動作させて良いと判断するための判定. 今回は下記の条件いずれかを満たしたときに, 減速機構の開放を行うプログラムを記述した.
  - 気圧センサから取得した高度の 5 回移動平均が高度の最大値より小さいことを 100 回連続で記録する.
  - 離床検知から 11.94 s 経過したことを確認する.（事前のシミュレーションで計算した最高点到達時間が経過していることを確認する，最高点到達時間の最大値は 11.94 s である.

6.2.2　成果

離床判定および開放判定がきちんと実行された．なお，開放判定については後者の条件が満たされ作動した.

6.2.3　反省

- 計画的に実装プログラムの構築ができなかった.
- ダウンリンク機能が不十分だった.（センサの取得データの送信ができず，単にロケットのフェーズ移行しか送信しなかった．）
- GNSS データを上手く取得できなかった.
- SD への書き込みが上手くいかず，メイン電装としてはロガー機能が使えなかった.

6.3　ノーズ電装ハードウェア

文責：西濱

6.3.1　使用部品

本電装の動作試験中に，microSD カードを 3 度に渡り故障させた．このような経緯から microSD カードが正常に動作していることを目視できる必要があると考え，本電装には LED を搭載し，ソフトウェア面でも工夫を施した．詳細については 6.4 ノーズ電装ソフトウェアで紹介する．使用部品を表 6.3.1 に示す．

表 6.3.1　ノーズ電装部品表

部品番号	種別	名称
1	マイコン	ESP32-WROOM-32
2	差圧センサ	MPXV5050DP
3	温度, 気圧センサ	BME280
4	microSD カードスロット	AE-MICRO-SD-DIP
5	抵抗	1 MΩ，100 kΩ
6	コンデンサー	0.1 μF
7	LED	
8	電池	アルカリマンガン乾電池（単 4）

MPXV5050DP（以下，差圧センサ）は，圧力差をアナログ信号（電圧）で ESP32-WROOM-32(以下，マイコン）側に送信する．そのため，差圧センサの測定可能レンジの最大値を測定する際は 5V をマイコン側で受信することになる．5V をマイコン側で受信した場合，故障の原因になるため約 3.3V まで抵抗を用いて落とした．

本電装の使用電力量は 0.07 A である．目安となる電池容量を表 6.3.2 に仮定する．単 3 電池を 1000 mAh と仮定した場合，電池容量はほぼ体積比に依存するため，0.4620 倍すればよい．これにより持続時間が算出でき，単 4 電池での運用が可能であると結論づけ，軽量化を目的に単 4 電池を使用した．

表 6.3.2　アルカリマンガン乾電池容量

名称	容量 [mAh]	算出持続可能時間
アルカリマンガン乾電池（単 3）	1000	14 時間 17 分 8 秒
アルカリマンガン乾電池（単 4）	462.0	6 時間 36 分 0 秒

6.3.2　回路図

回路図を図 6.3.1 に示す．

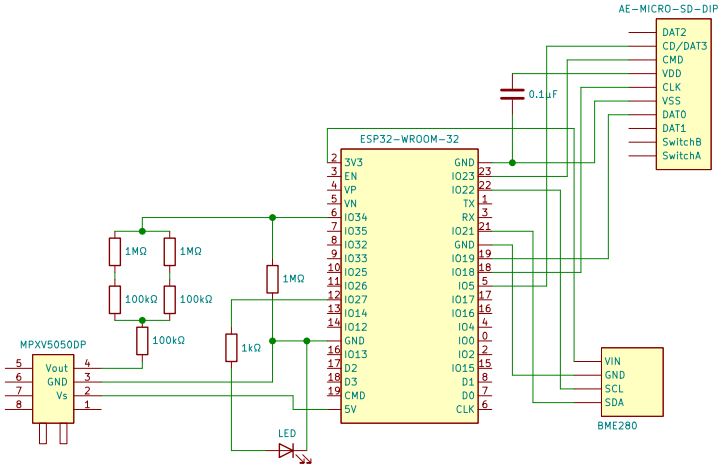

図 6.3.1　ノーズ電装回路図

6.4　ノーズ電装ソフトウェア

文責：西濱

テキストデータで microSD カードに保存した場合，サンプリングレートが最大約 50 Hz であった．よりハイレートな処理を可能にする為に，バイナリデータで書き込むことで約 20,000 Hz まで対応が可能になった．マイコンの処理軽減を目的に取得値のみを書き込むことにし，データ回収後に解析を行うことにした．

microSD カードが正しく挿入されていない際，自動的に再度 SD カードの読み込みを行い，32 ビット整数の最大値である「4294967295」を 3 つのセンサ（温度，気圧，差圧センサ）のすべてに入力するようにした．これにより，解析時にエラーが発生したことが一目瞭然となった．図 6.4.1 にフローチャート図を示す．

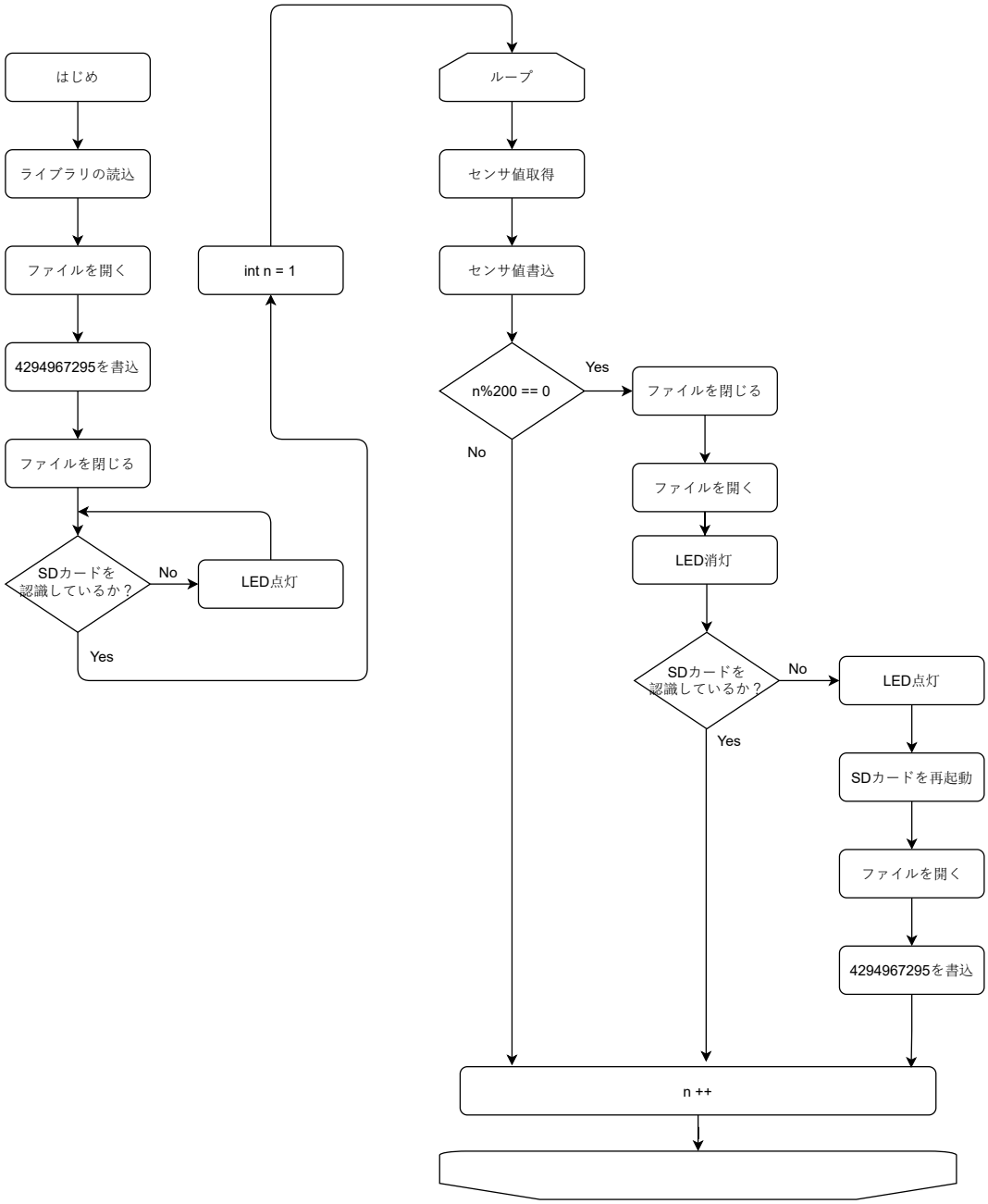

図 6.4.1　ノーズ電装プログラムフローチャート図

6.5　ロガー電装ハードウェア

本電装はメイン電装のロガー機能の冗長性を持たせる意味で開発された．しかし，打ち上げ当日までにロガー電装の基板を用意することができなかったため，ロケットへの搭載は断念した．

6.5.1　使用部品

表 6.5.1 にロガー電装に搭載予定だった使用部品を示す.

表 6.5.1　ロガー電装搭載予定だった部品一覧

部品番号	種別	名称	個数
1	マイコンボード	ESP-WROOM-32	1
2	無線モジュール	ES920LR	1
3	加速度センサ	GY-521(MPU6050)	1
4	気圧センサ	GY-280(BME280)	1
5	GNSS モジュール	AE-GNSS-EXTANT	1
6	SD カードスロット	AE-MICRO-SD-DIP	1
7	セラミックコンデンサ	0.1μF	2
8	電解コンデンサ	33μF	1
9	抵抗	10kΩ	1
10	整流ダイオード	1N4148	1
11	三端子レギュレータ 5V	TA4805S	1
12	2 ピン XH コネクタ	B2B-XH-A(LF)(SN)	1
13	電池	アルカリ乾電池	4

6.5.2　回路図

図 6.5.1 にロガー電装の回路図を示す．また各コンポーネントに振られた番号は表 6.5.1 の部品番号に対応している.

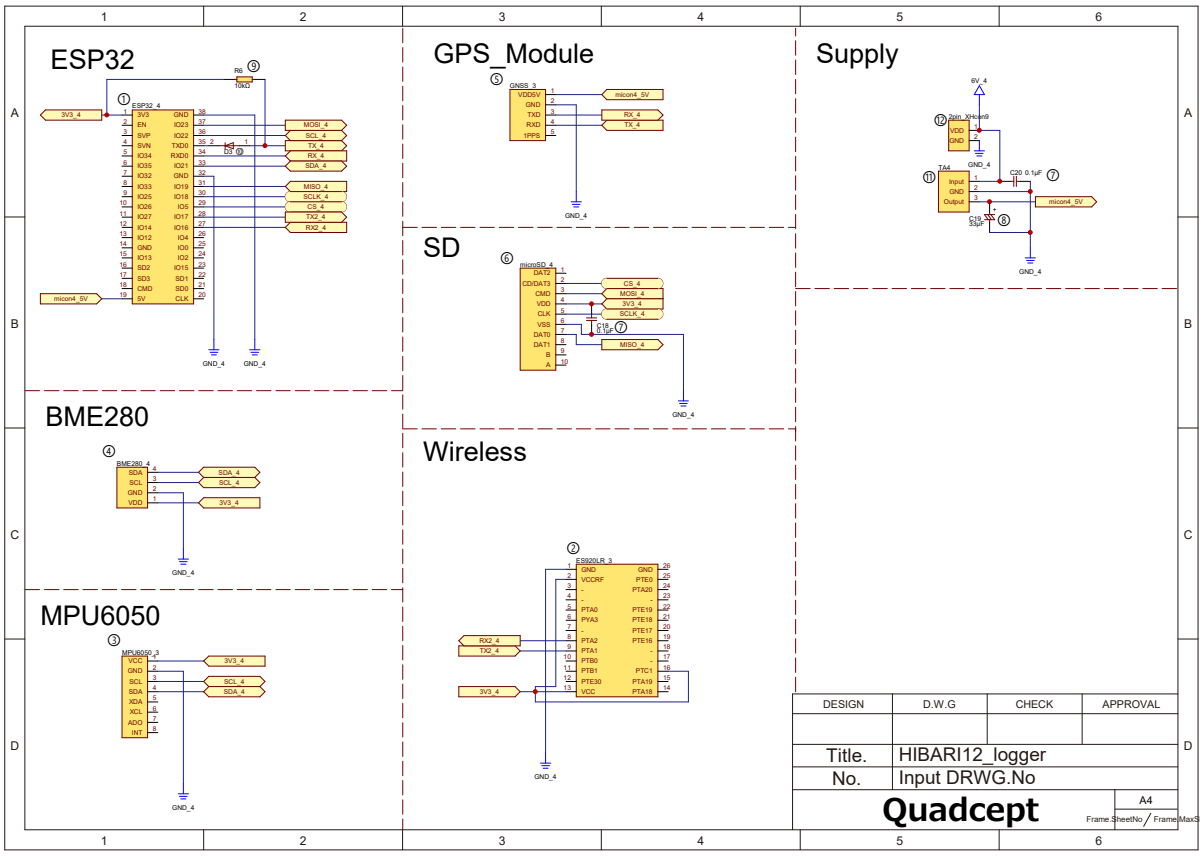

図 6.5.1　ロガー電装回路図

6.5.3　PCB デザイン

図 6.5.2 に PCB ファイルにある基板デザインを示し，図 6.5.3 に実物の基板を示す．PCB の設計は Quadcept を利用した．

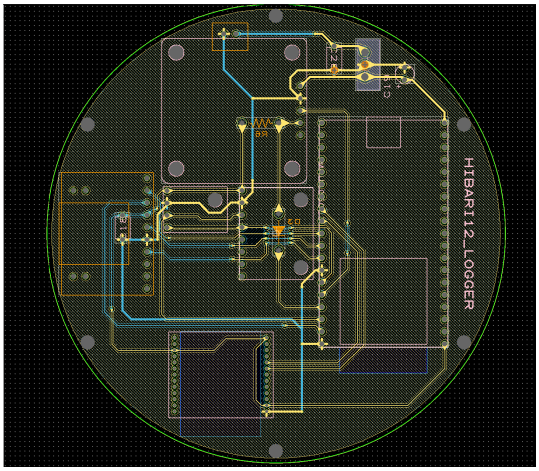

図 6.5.2　PCB データ

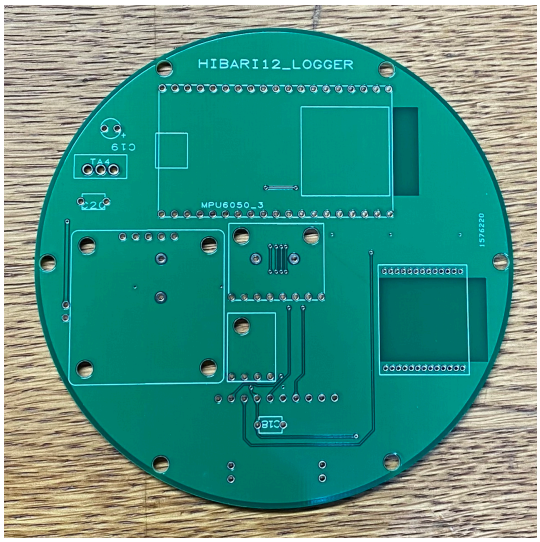

図 6.5.3　ロガー電装 PCB 基板

6.6　ロガー電装ソフトウェア

ロガー電装ソフトウェアでは, ロガー電装ハードウェアで述べたセンサの計測値の取得を行った。しかし, 無線機の使い方がわからなかったため、スタンバイモード（サンプリングレート：10 Hz)，フライトモード（サンプリングレート：100 kHz）を実装する予定であったが，できなかった．また，データについては CSV ファイルで 45 Hz で取得するプログラムとした.

6.7　ロガー電装 (元バルブ電装)

6.7.1　概要

このプロジェクトではバルブシステムを搭載したエンジンを使用しなかったため，バルブ電装は予備機能であったロガーとして搭載することになった.

6.7.2　基本設計

バルブ電装では GSE コントローラーからの信号を無線で受け，バルブを開放し着水前にバルブを閉鎖し水密を行う．今回用いたサーボモーターは待機時の電力が無視できないほど大きかったため，mosfet で電源を電気的に制御し，動作前後のみ電源を入れることができるようにした．また接触不良を減らすためにプリント基板を用いた．また目視での動作確認を容易にするために LED を 3 つ搭載した．サーボモーターへの電力が正しく供給されていることを確認するため，マイコンの AD コンバーターを使用して電圧を測定し，記録した.

またバルブシステムを動作させるマイコン，基盤面積が余ったことでロガーとしての機能を追加し，これを動作させるためのマイコンを用意した．前者を MAINSTM，後者を SUBSTM と呼ぶことにする.

MAINSTM には TWE とサーボモーターが接続されている．MAINSTM では TWE からの信号を受信したのちサーボモーターを回転させバルブを開く．その後バルブを閉じて水密を行う.

SUBSTM には SD カード，気温・気圧センサが搭載されている．このマイコンは MAINSTM の動作状況,

センサの値の記録を行う．今回はこの機能をメインとして搭載した．

表 6.7.1 に使用した部品一覧を示す．

表 6.7.1　ロガー電装 (元バルブ電装) 使用部品

種別	名称	個数
マイコン	STM32F303K8T6	2
気圧センサ	BMP280	1
9 軸センサ	MPU9250	1
記憶装置	8GB の SD カード	1
無線機 (フライトモード用)	TWE-L-DI-U	1
無線機 (ダウンリンク用)	TWE-Lite=RED-DIP	1
電源	単 3 電池	4
GNSS モジュール	AE-GYSFDMAXB	1

図 6.7.1 に配線図を示す．

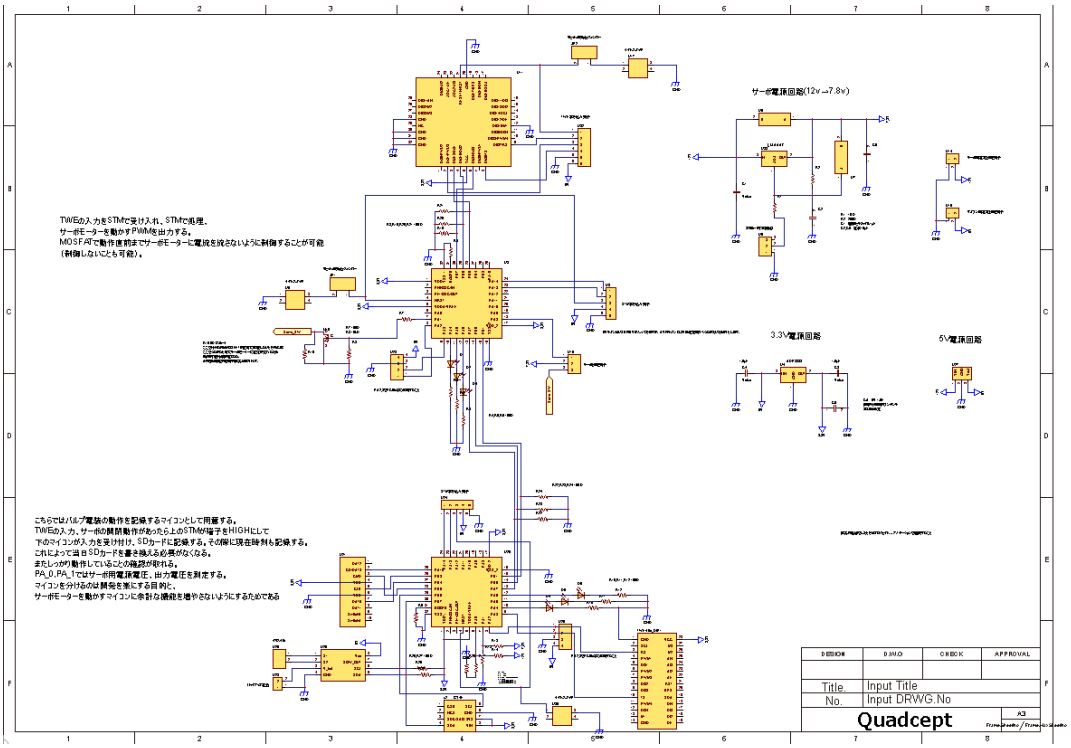

図 6.7.1　ロガー電装 (元バルブ電装) 配線図

6.7.3　ロングラン試験

乾電池 4 本によりロングラン実験をした．実験は SD カードへの書き込みがなくなった時間を GPS の時刻によって推測することで測定した．この実験により 8 時間以上の動作を確認し、風待ちをしても電池交換をす

る必要ないことが分かった.

6.7.4　結果

各データなどの測定はできなかったが、サーボモーターの動作、発射検知、各データの記録は正常に行われていることが確認できていたことから電装が回収できればデータが取れていたと思われる．ダウンリンクは地上局を現地に持っていくことができなかったためと、船へのパソコンの持ち込み禁止よりできなかった.

7　推進系詳細設計

文責：瀧澤

7.1　概要

本プロジェクトで使用したロケットエンジンは「LIATRIS.castella」である．本ロケットエンジンではステム式を採用した．本ロケットエンジンは高度制限のある御宿打ち上げ実験でひばり 1 を打ち上げるのに最適化するため，短い燃焼時間ながらも大きな推力を得られるという特徴を持つ．以下の表 7.1.1 に LIATRIS.castella の燃焼諸元を示す．ただしこの燃焼諸元は定常燃焼時間をベースに記録したものである．

表 7.1.1　LIATRIS.castella 燃焼諸元

	設計値	計測値 1	計測値 2
トータルインパルス [Ns]	3278	1686	1799
燃焼時間 [s]	3.31	2.66	2.85
最大推力 [N]	1193	1371	1376
平均推力 [N]	1008	634	632

また図 7.1.1 に LIATRIS.castella の外観図を示す．

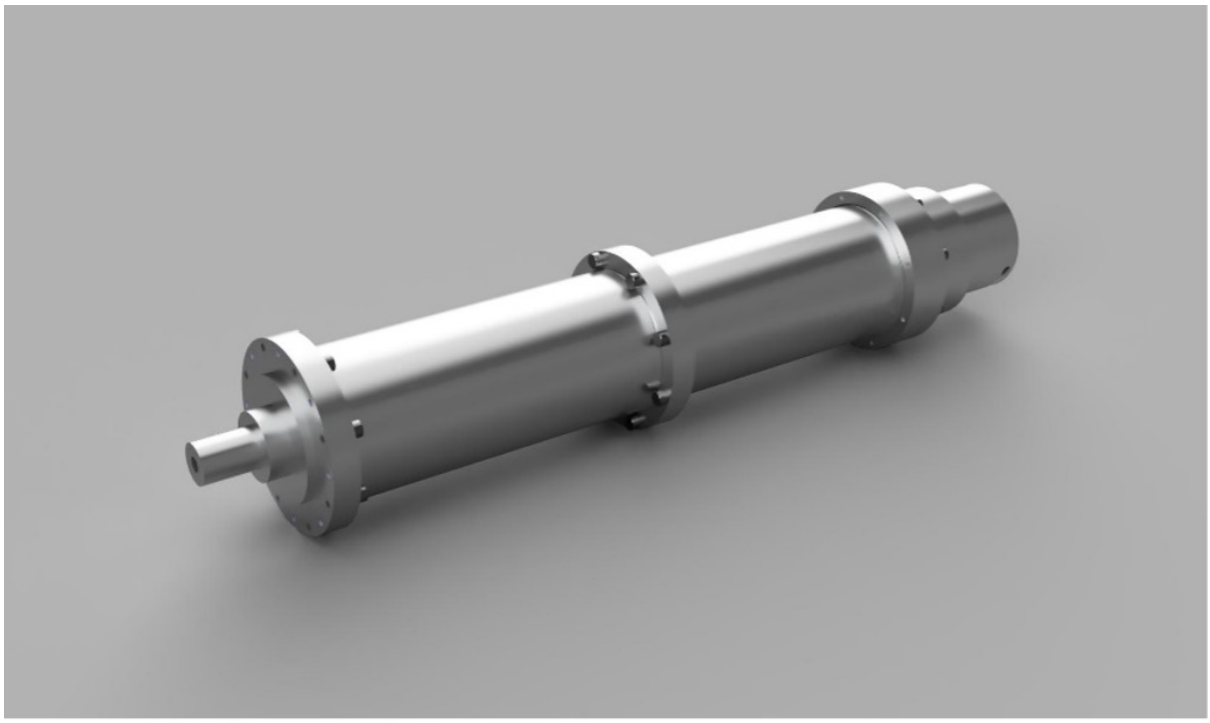

図 7.1.1　LIATRIS.castella の外観図

7.2　構造

本プロジェクトに使用した自作エンジン LIATRIS.castella の図面を図 7.2.1 に示す.

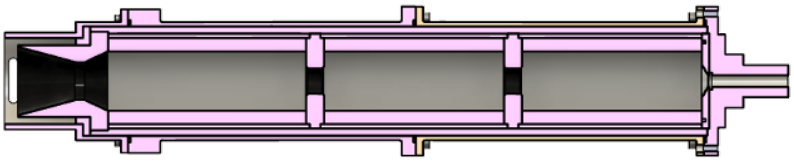

図 7.2.1　LIATRIS.castella の図面

また各構成部品を表 7.2.1 に示す.

表 7.2.1　LIATRIS.castella の構成部品表

名前	材質・規格	個数
インジェクタ	A2017	1
モーターケース上	A2017	1
モーターケース下	A2017	1
ノズルケース	A2017	1
O リング固定板	A2017	1
燃料 long	PP	1
燃料 short	PP	2
バッフル	等方性グラファイト	2
アブレータ	ベークライト	1
アブレータ上	ベークライト	1
アブレータ中	ベークライト	1
アブレータ下	ベークライト	1
ノズルアブレータ	ベークライト	1
ノズル	等方性グラファイト	1
フランジねじ	M4-12	16
O リング固定板ねじ	M3-6	6
破壊制御ねじ	M3-12	8
O リング（フランジ）	S65	3
O リング (ステム）	NBR-70-1(1A)AS568-010	1

使用したタンクの諸元を表 7.2.2 示す.

表 7.2.2　タンク諸元

タンク破壊圧力 [MPa]	102(設計値)
タンク内最大圧力 [MPa]	5.2(設計値)
タンク材質	炭素繊維複合材 (金属ライナー有)
容積 [cc]	2000
メーカー	Acecare
型番	CRPIII-88-2.0-30-T

ノズル固定部は他のフランジに比べて低い圧力で破壊されるように設計している. これは破壊制御といい, エンジンが異常燃焼した際にエンジンの危険な破裂を防ぐためのものである. 破壊制御圧力は破壊試験により 12.0 MPa であった.

7.3　燃焼設計

燃焼設計で得られた推力履歴を表 7.3.1 に示す.

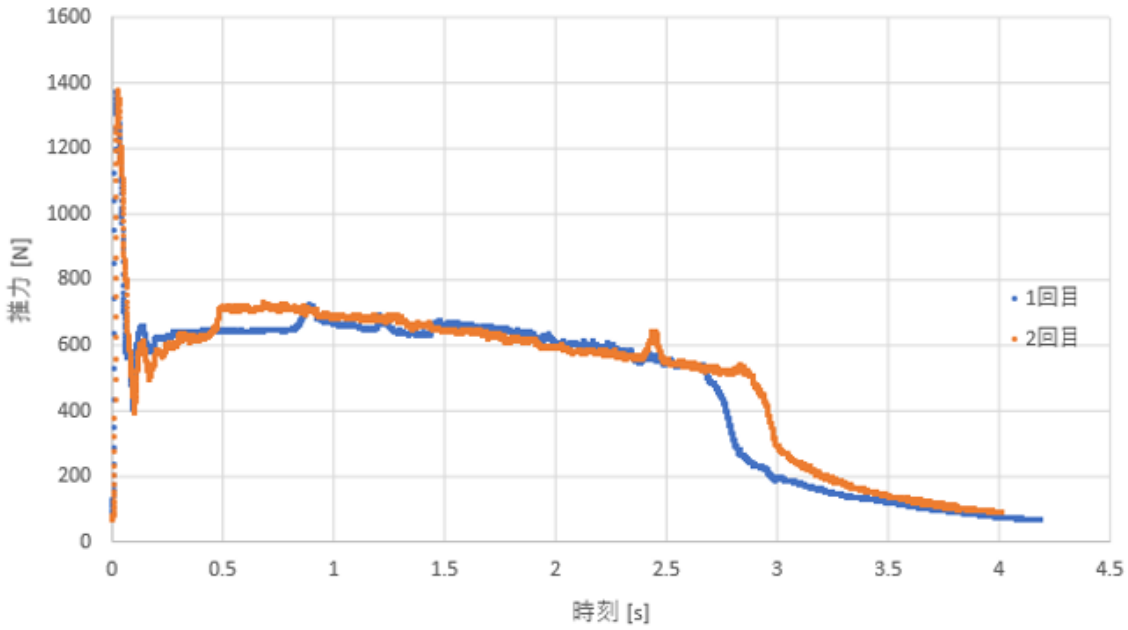

図 7.3.1　LIATRIS.castella の推力履歴

エンジンに使用したオリフィス径は 6.5 mm, 燃料内径は 32 mm, スロート径は 21 mm である. 表 7.3.1 に参考として 3/6,7 御宿燃焼試験で得られたデータを示す．ただし以下の全ての数値は 2 回の燃焼試験の平均値である.

表 7.3.1　LIATRIS.castella 燃焼試験データ (3/6,7 御宿燃焼試験)

トータルインパルス [Ns]	1743
平均推力 [N]	633
燃焼時間 [s]	2.76
平均酸化剤流量 [kg/s]	0.819
平均燃料流量 [kg/s]	0.0564
平均燃料後退速度 [mm/s]	1.76
平均 O/F 比 [-]	14.5
比推力 [s]	139
スライバ率 [%]	84.3

7.4　燃焼試験

本プロジェクトに関する燃焼試験は計 2 回行った．表 7.4.1 にその概要を示す.

表 7.4.1　燃焼試験結果の概要

日時	場所	計測対象エンジン	結果概要
2/13,14	御宿	LIATRIS.castella	計 2 回の燃焼試験を行ったが 1 回目では N_2O 充填中にステムが抜け点火できなかった．2 回目は点火できたものの本燃焼まで達せず，試験失敗.
3/6,7	御宿	LIATRIS.castella	計 3 回の試験を行った．2,3 回目では十分再現性が認められる燃焼データが得られた.

8　飛翔シミュレーション

文責：東

8.1　計算条件

8.1.1　打上条件

打上条件を表 8.1.1 に示す．方位角の定義は 0 deg を真北とし，時計回りを正とした．

表 8.1.1　打上条件

ランチャ迎角 [deg]	75
ランチャ方位角 [deg]	128.6

8.1.2　風速モデル

風速モデルとして気象庁の高層データから作成した統計風モデルを用いた．このモデルは各高度での風速，風向を線形につなぎ作成した．

8.1.3　シミュレータ

今回使用したシミュレータは CORE で従来使用している FROGS を今回の実験に対応させたものである．

8.2　計算結果

8.2.1　最高到達高度及び最大対気速度

表 8.2.1　最高高度及び最大対気速度

最高到達高度 [m]	561.47
最高対気速度 [m/s]	104.02
最大 Mach 数	0.31

8.2.2　ランチクリア速度

表 8.2.2　ランチクリア速度

ランチャレール長さ [m]	5
最小ランチクリア速度 [m/s]	18.25

9　実験結果と考察

9.1　打上げシーケンス

文責：石﨑

ごく簡単に打上げ当日の流れを表 9.1.1 に示す.

表 9.1.1　ごく簡単に示した打上げシーケンス

時刻	X-時間 [min]	シーケンス内容
02:55	245	第 1 隊，宿アクセル
03:05	235	第 1 隊，射場着
06:54	6	総員退避開始
07:02	+2	打上げ

9.2　構造系

文責：濵下

9.2.1　当日の運用

当日の構造班の運用の流れを表 9.2.1 に示す．各コンポーネントは組み立てられた状態で射場に搬入され，全組開始以降順次接続された.

表 9.2.1　構造班の当日の運用

時刻	X-時間 [min]	シーケンス内容
3:30	210	物品搬入
3:38	172	開放機構組立開始
3:45	165	全組開始
3:59	181	開放機構組立完了
4:40	140	電装受領
5:00	120	開放機構の誤動作/リカバリーシーケンス開始
5:45	75	最終確認完了
5:50	70	射点搬入
5:58	62	ランチャー挿入開始
6:12	48	ランチャー挿入完了

X-120 min に開放機構が誤作動を起こしたためリカバリーシーケンスに時間を要した．確認のためできるだけ 1 フェーズごとに進めるようシーケンス予定を立てていたが，同時並行で行い X 遅延を低減させた.

9.2.2　回収後の機体について

ロケット本体のうち回収できたコンポーネントを表 9.2.2 に示す．この時 No.1 から No.6 までは統合された状態で回収できた．以下これらをまとめてロケット下部と呼ぶ．

表 9.2.2　回収できたコンポーネント

No.	コンポーネント
1	フィンモジュール
2	推進モジュール
3	推進ボディーチューブ
4	フロート
5	水密カプラ下
6	ノーズモジュール

上記より開放機構と水密モジュールの大部分をロストしたことがわかる．

回収後の機体の状況を以下に示す．

図 9.2.1　ロケット下部

図 9.2.2　ノーズモジュール

また，ロケット下部のうちエンジンブロック周りの破断の様子について図 9.2.3 に示す．

図 9.2.3　エンジンブロック周りの破断

図 9.2.3 と着水時の動画よりロケット下部は機体上部より着水し，推進モジュールの慣性力によりボディーチューブが締結ねじにより破断されたと推測した．また，開放機構の章で述べるが着水したタイミングで開放機構と水密モジュールがロケット下部から分断された．

9.2.3　開放機構について

頂点判定が機能せず離床判定からの経過時間で開放機構が動作したが，CanSat とパラシュートを開放できた．しかし，はめ合わせパーツのはめ合わせ部が長すぎたことと，このはみ合わせ部の外径とボディーチューブの内径がぴったりだったために，ノーズ部が外れきるまでに時間がかかった．そのため，開放するタイミングが遅れてしまったと考えられる．また，ノーズを縦方向に開放したため，その中から CanSat が放出されるまでにも時間を要した．今後，CanSat を積む際は，クラムシェル型の開放機構が望ましいと考える．パラシュートに関しては，絡まることなく開放することができた．しかし，開放直後，パラシュートのどこかの部分で切れてしまい，結果としてパラシュートのみで減速落下をし，ロケット本体 (開放機構，水密モジュール，推進モジュール，フィンモジュールを合わせた部分) は弾道落下した．以下に，パラシュートとロケット本体が破断し落下する様子を記載する．

図 9.2.4　開放後パラシュート

図 9.2.5　開放後ロケット本体

図 9.2.4 より開傘したパラシュートには水密モジュールや開放機構がついているようには見受けられないため，ウェビングが開傘衝撃に耐えられずに切れたのではないかと推定される．

図 9.2.4 よりパラシュートが絡まることなく開いたことが確認できる．パラシュートが綺麗に開く条件を確認するため，打ち上げ後に投下試験を行ったところ，パラシュートはキャノピー，シュラウドライン，カラビナのみの状態で綺麗に開くことが確認できた．試験の様子を以下図 9.2.6 に示す．

図 9.2.6　追加の投下試験の様子

パラシュートが切れてしまった箇所として推定されるのがウェビングの縫い目であったため，ウェビングのみに荷重をかける試験を行った．10 kg の重りを落としてウェビングが耐えられるか実験を行ったところ，縫い目で切れてしまった．実験の様子を図 9.2.7 に示す．今回の実験において，撃力係数を 2 として衝撃荷重 F を計算すると，

$$F = 2 \times 9.81 \times 10 = 196.2\,\mathrm{N} \tag{9.2.1}$$

となり，開傘衝撃よりもかなり小さい荷重で切れてしまっていることがわかる．そのため，打上げ時にもウェビングで切れたと推測される．

図 9.2.7　追加の実験の結果

また，図 9.2.5 より，フィンモジュールとそれ以外の部分の長さの比から，落下中，水密モジュールと開放機構のボディは接合していたと考えられる．しかし，回収時には水密モジュール・開放機構はロストしたため，着水時に破断したと考えられる．以上のことから，発射から回収するまでの流れを以下に図説する．

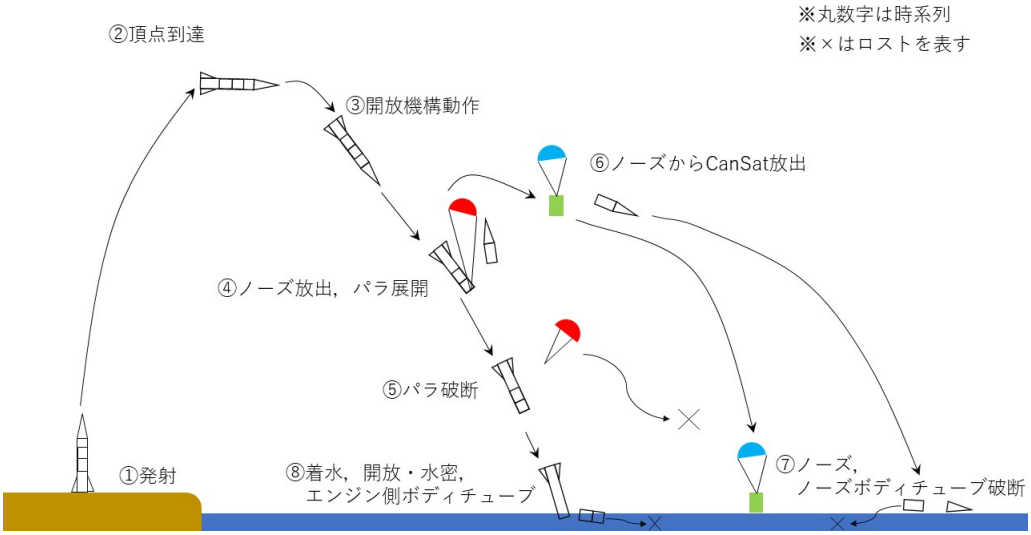

図 9.2.8　発射から回収までの流れ

9.2.4　構造班のまとめ

以上の考察より表 9.2.3 のように打ち上げ後推移したと推測される．X+ 時間は動画の再生時間より取得したため厳密な値ではない．

表 9.2.3　打ち上げ後の推移

X+ 時間 [sec]	事象
0	X
4	モーター燃焼終了
14	開放機構動作．パラシュート，CanSat 放出
26	ロケット下部着水
71	CanSat 着水
-	パラシュート着水 or 着地 (未発見のため不明)

開放機構が動作したタイミングでパラシュートが破断しロケット下部のみで弾道落下した．

9.3　電装系

文責：吉田

9.3.1　当日の運用

当日の電装班の運用の様子を表 9.3.1 に示す．

表 9.3.1　電装班の当日の運用

時刻	X-時間 [min]	シーケンス内容
3:27	213	作業開始
4:30	150	ランチャー仰角変更による開放タイムアウトの秒数変更
4:40	140	作業完了

途中，メイン電装のプログラムを書き込む際に手こずり 10 分予定のシーケンス進行より遅れたが，ちょうどランチャー仰角の変更による開放タイムアウトの秒数を変更する必要があったため，必要な時間であったと考えられる．その他の行程では大きな問題はなく，ロケット電装の準備は終えることができた．

またノーズ電装のみ，構造班の組み立ての都合により，射点に入る前に電源投入し，ノーズ内部に組み込んだ．

9.3.2　結果：メイン電装

メイン電装では離床判定・開放判定が設定された通り行われ開放機構を動作することができた．図 9.3.1 にメイン電装から送信されたテレメトリーを示す．

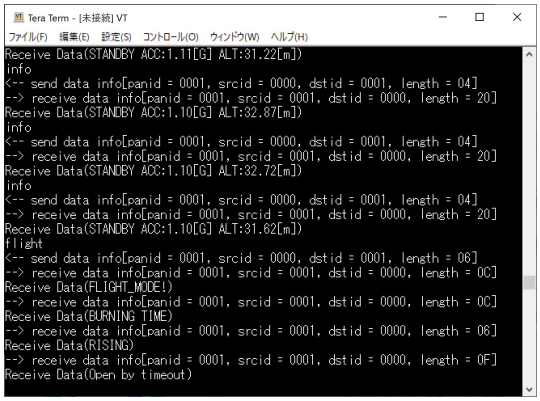

図 9.3.1　メイン電装テレメトリー

図 9.3.1 を見ると，”flight”の文字列を送信後に”FLIGHT MODE!”の文字列を受信していることから正常にフライトモードに移行できていることが確認できる．またその次に”BURNING TIME”の文字列が来ているため，離床判定が正常に行われたことも確認できる．最後に”Open by timeout”の文字列が来ていることから開放判定がタイムアウトによってなされたことが分かる．

ここで開放判定がタイムアウトによってなされた原因について考察する．本電装の開放判定のタイムアウトに関しては冗長性を持たせる意味合いで実装したもので，本来は気圧の変化で判定されるはずである．

気圧の変化で判定されなかった原因は大きく 3 つに分かれる．1 つ目は気圧センサの故障，2 つ目は気圧センサの設定が誤っていた，3 つ目は水密区画内での気圧変化が非水密区画の気圧変化と対応していなかった．

1 つ目に関しては否定はできない．本電装はダウンリンク機能はフライトモード中はフェーズ移行のみで且つロガー機能を実装できなかったため，飛翔中の気圧データを知ることができないためだ．

2 つ目は可能性としてほとんどない．スタンバイモード中に地上局からコマンドを送信すると，本電装が取得したデータに基づいた合成加速度と高度が送られてくるが，いずれも正常と判断できる値を返していたので

センサの設定に誤りがあったとは考えにくい．

3 つ目は可能性が高いと考えられる．ロケットの水密レベルを甘く見積もったため，気圧センサを水密内に搭載した．その為ほとんど外気の影響を受けなかったと考えられる．

以上から開放判定がタイムアウトによってなされた原因は気圧センサの故障か水密区画内で気圧データを取得したの 2 点で考えられる．しかしテレメトリーより少なくともマイコンや無線モジュールは正常に動作していることが分かるため，センサのみ衝撃等で破壊されたとは考えにくい．従って，原因候補の後者の方がより真に近いと考えられる．

9.3.3　結果：ノーズ電装

文責：西濱

■取得したデータについて　ノーズ電装は現地での組み立て作業量の削減を目的に，点火時刻の 4 時間前に起動をしノーズ内に組み込まれた．そのため，バイナリデータで書き込んだにも関わらず，データ量は非常に大きくなった．以下では，点火時刻の 3 秒前からのデータを有効なものと判断しそれについて解析することにする．

ノーズ電装が取得したデータは，差圧，気温，気圧の 3 つである．それを図 9.3.2 に示す．

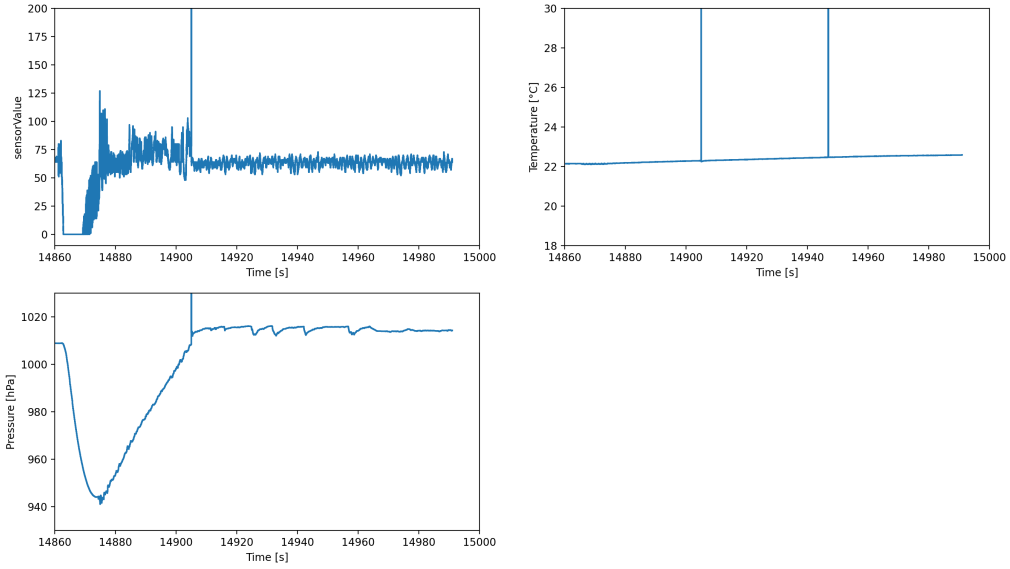

図 9.3.2　ノーズ電装が取得したデータ

ノーズ電装ソフトウェアで既に述べた通り，再起動が発生した際にすべてのデータに「4294967295」を書き込む仕様になっている．気温データにおいて 14905 s と 14947 s で「4294967295」が書き込まれているが，その他のデータを見ることで 14905 s のみで再起動が起こったことがわかる．

気圧データから再起動は着水時の衝撃により発生したものと考えられる．また，14991 s 以降のデータが取

得できていない理由に，電池残量が無くなった可能性（仮説 1 と呼ぶ）が考えられるが，これはノーズ電装ハードウェアで示したように，本電装はおよそ 6 時間持続可能である．14991 s（4 時間 9 分 15 秒）は推定時間の 69.4 %に当たる．推定時間に対して著しく少ないわけではないが，本電装の回収状態（図 9.3.3）から仮説 1 よりも本電装の水密が破られ，水没した可能性（仮説 2 と呼ぶ）の方が有力である考える．

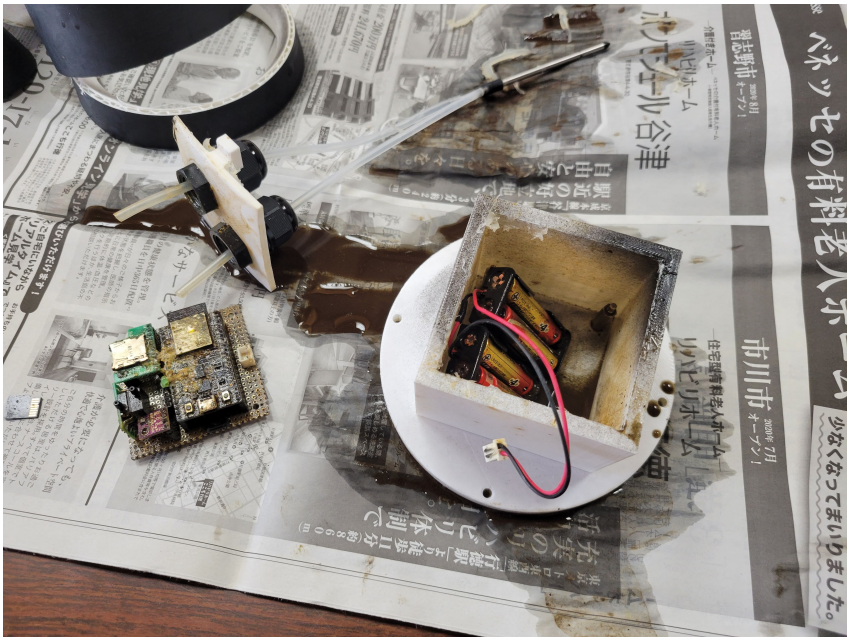

図 9.3.3　ノーズ電装の回収状態

図 9.3.3 にある茶色い液体については，現時点では不明である．しかしながら，電池の重量が搭載前と回収後で明らかに軽くなっていたこと，回収後の電池の状態から，アルカリマンガン乾電池の電解液に使用される水酸化カリウム（KOH）水溶液が漏れたことにより，鉄，スズ，鉛，亜鉛といった物質と反応し，図 9.3.4，9.3.5 のような黄色い物質を付着させたのではないかと考えている．

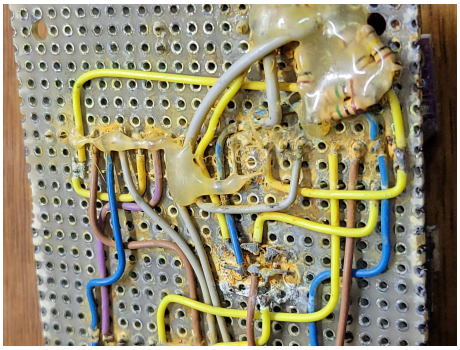

図 9.3.4　回収されたノーズ電装 1

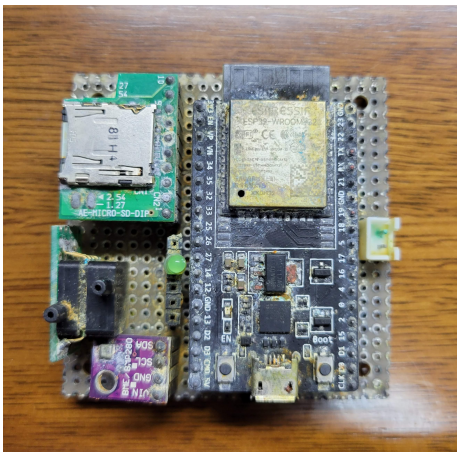

図 9.3.5　回収されたノーズ電装 2

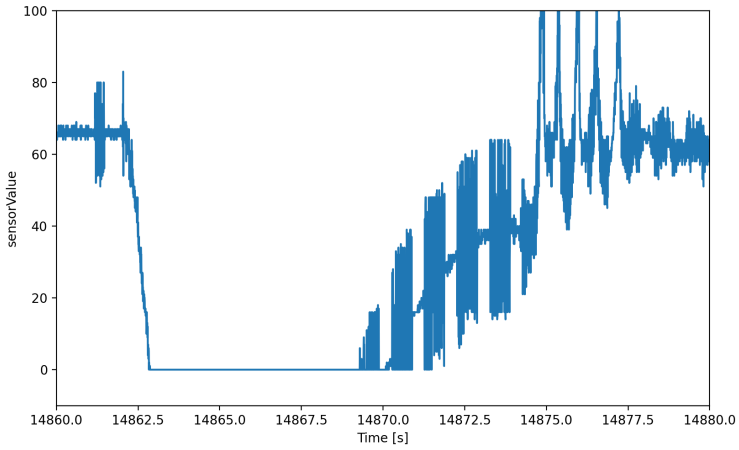

図 9.3.6　差圧データの拡大図

図 9.3.2，9.3.6 より，sensorValue が約 65 のときに対気速度は 0 m/s であるように見え，さらに対気速度が増加するに従って sensorValue は減少している．このことから，差圧センサーにピトー管を誤って異なる方にセンサーを接続した可能性がある考えられる．

ゆえに，14862.87 s〜14869.41 s 間は推定が難しいことから，以下ではその間の対気速度の解析は行わない．

■到達高度の推定　ここでの高度は，標高とは異なり，発射点からの鉛直方向の高さを指す．気温，気圧より高度を算出する際に式 9.3.1 を用いた．ただし，h：高度 [m]，P_0：基準気圧 [hPa]，P：気圧 [hPa]，T：気温 [°C].

$$h = \frac{\left(\left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{1}{5.257}} - 1\right)(T + 273.15)}{0.0065} \tag{9.3.1}$$

本電装が取得した発射前のデータより，$P_0 = 1008.8476205172465$ hPa とする．これにより，最高到達高度は 577.4 m であった．ただし，この値は開放機構がはたらく前を条件にしている．これを図 9.3.7 に示す．

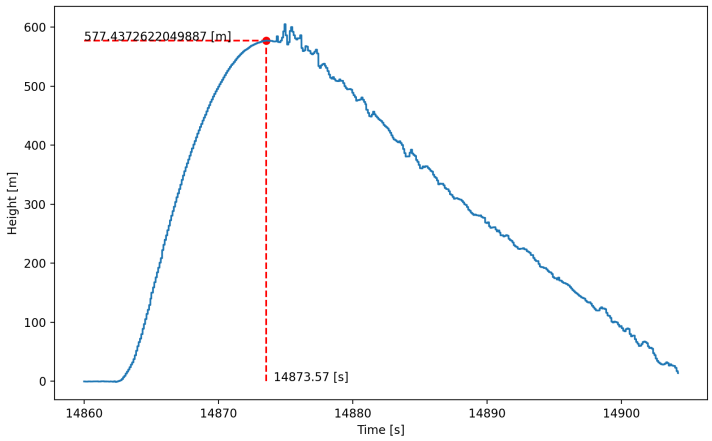

図 9.3.7　ノーズ部の高度遷移

また，図 9.3.7 より，電装内の時間（Time）とノーズがどのような状況にいたのかの対応が分かる．それを表に示す．

表 9.3.2

Time [s]	状況
14862.6 [s]	離床時
14873.57 [s]	頂点到達時
14905.0 [s]	ノージコーン着水時
14991 [s]	水没時

■対気速度の推定　対気速度は，ベルヌーイの定理より次の式から導ける．ただし，P : 圧力 [Pa]，ρ : 密度 [kg/m^3]，v : 速度 [m/s].

$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 = Const \tag{9.3.2}$$

また，空気密度は状態方程式を利用して，以下の式から導出できる．$R = 2.87$，t : 温度 [°C],

$$\rho = \frac{100P}{R(t + 273.15)} \tag{9.3.3}$$

式 9.3.2，9.3.3 より，差圧センサーの値を対気速度に変換できる．対気速度を図 9.3.8 に示す．

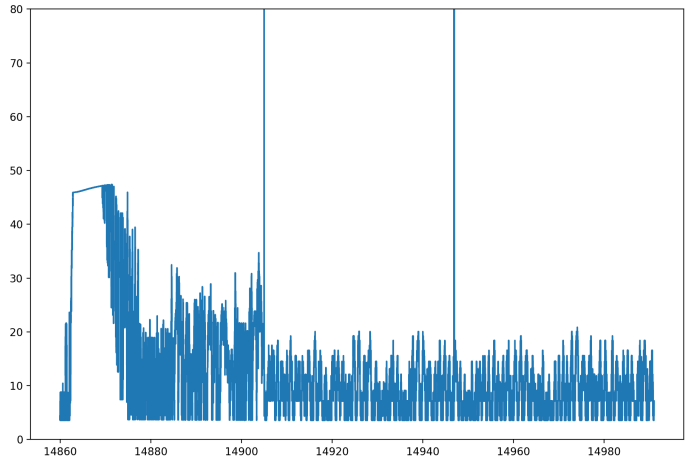

図 9.3.8　対気速度

定点カメラなどにより離床後，0.33357 秒後にランチクリアしている．ランチクリア速度は約 20 m/s であることがわかる．図 9.3.9 に示す．

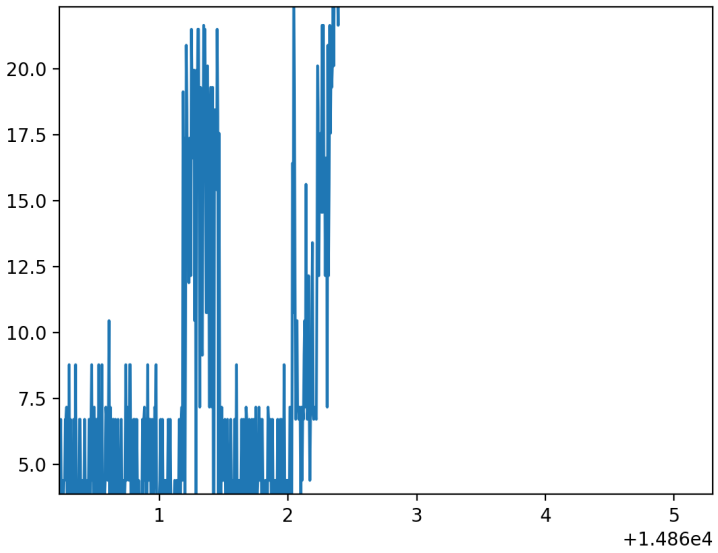

図 9.3.9　ランチクリア速度

最高到達速度を観測できていないのは，「取得したデータについて」でも述べたように，センサーの取り付けにミスがあり，正確に測定することが出来なかった．

また，対気速度データよりノーズは落下時に周期約 1 秒で回転をしながら落下していたことも分かった．

9.4 推進系

文責：瀧澤

本プロジェクトの打ち上げは成功し，搭載したハイブリッドロケットエンジン”LIATRIS.castella”は問題なく作動した．打ち上げ当日のシーケンス記録を表 9.4.1 に記載する．

表 9.4.1 燃焼班の当日の運用

時刻	X-時間 [min]	シーケンス内容
3:15	225	物品搬入
3:30	210	GSE 展開開始
3:46	194	N_2 ブラッシュアップ
		GSE 配管増し締め
3:49	191	O_2 ブラッシュアップ
4:03	177	GSE 配管等設置完了
4:04	176	GSE 電装動作チェック開始
		エマストが動作不良するも解決 (接触不良)
4:35	145	N_2O ブラッシュアップ
4:50	130	ボンベ接続完了
5:05	115	リークテスト開始
5:30	90	リークテスト完了・温度管理システム起動
6:36	24	ステム挿入完了
6:40	20	ランチャー立ち上げ開始
6:50	10	最終確認・総員退避
6:59	1	運用責任者・運用責任者補助退避
7:00	0	点火シーケンス開始

本打ち上げ実験結果から GSE を含めた全ての打ち上げに関する準備には 4 時間を確保しておくことが望ましいと考えられる．今回は燃焼試験でのシーケンス時間を参考にスケジュールを組んだが，ロケットのランチャ挿入があるため普段より準備に少し時間がかかる可能性が高い．

LIATRIS.castella は打ち上げ時に得られた高度データからシミュレーションと同等の結果が得られたので，エンジンの推力は燃焼試験通りの性能を示したと考えられる．エンジン性能の再現性をしっかりと保証できた．

今回の打上では，エンジンの酸化剤として使用する N_2O ガスの圧力を 5.0 MPa まで上昇させ維持するために，独自に開発したボンベ温度管理システムを使用した．ボンベ温度管理システムとは，N_2O ボンベの周囲に熱交換チューブを巻き付け，それに取り付けた送水ポンプから湯を循環させボンベ内部の N_2O の温度を上昇させることで圧力を上昇させる機構である．N_2O の臨界温度が 36.65 °C であることを踏まえ，ボンベ表面の温度が 35 °C 以下に保てるように湯の温度は 60 °C 以下に設定した．これは熱交換チューブとボンベ表面の接触部分の温度を実測して設定した値である．以下に記録として表 9.4.2 を記載する．

表 9.4.2　N_2O 圧力と水温

時間 [min]	N_2O 圧力 [MPa]	水温 [°C]
0	4.3	60 前後
5		
10		
15	4.6	
20	4.7	
25		
30	4.7	40 前半
35	4.75	
40		
45	4.9	
50	4.9	
55	5	30
60		
65		
70		
75		

結果として，ボンベ開栓当初は 4.3 MPa であった N_2O の圧力は，この温度管理システムの作動によって 55 分後に 5.0 MPa に達した．今後の課題としては，ボンベ表面温度の正確な実測とシミュレーションを行い，60 °C 以下という湯の温度設定の安全性を証明することがあげられる．安全データシートによると N_2O ボンベは 40°C 以下の環境で保管しなければならない．しかし N_2O ボンベの周囲に加熱し熱平衡に達するまでの時間や，湯がチューブ内を循環する間に湯の温度が下がることを考慮すると，今後，お湯の温度は運用時の気温等を参照して，ボンベ表面温度が 35 °C 以下になるように計算した値を用いるべきである．

9.5　飛翔シミュレーション

文責：東

打ち上げ当日のランチャ迎角及び地上風速を表 9.5.1 に記載する．また, 表 9.5.1 の条件による計算値での飛

表 9.5.1　ランチャ迎角及び地上風速

ランチャ迎角 [deg]	75
地上風速 [m/s]	North 0.7

翔シミュレーションの結果及び結果値を表 9.5.2, また, ランチャ迎角 75 deg での弾道落下した機体予想着水範囲及び機体が着水した地点 (北緯:35.1764, 東経:140.3807）を示した図 9.5.1, ランチャ迎角 75 deg での CanSat 予想着水範囲及び CanSat が着水した地点 (北緯:35.1739, 東経:140.3777) を示した図 9.5.2 を記載する．

表 9.5.2　最高到達高度

計算値 [m]	541.19
速報値 [m]	575
ノーズ電装による解析値 [m]	577.44
CanSat による解析値 [m]	569.3

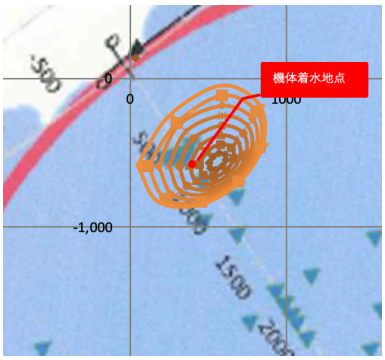

図 9.5.1

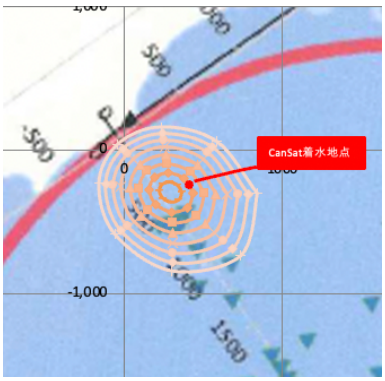

図 9.5.2

今回は加速度センサによる値が取得できなかったため, 最大対気速度及びランチャ離脱速度等が計算値と一致しているかわからないため, 最高到達速度のみで計算値と結果が妥当であるかを評価する. 計算値と速報値のずれは約 5.6 %, 33.81 m, 計算値とノーズ電装による解析値のずれは約 6.3 %, 36.25 m, 計算値と CanSat による解析値のずれは約 4.9 %, 28.11 m であった.

次に, 図 9.5.1 を見ると, 弾道落下した機体は風速 3 m/s の範囲上に着水していることがわかる. 当日の風速は 0.7 m/s であったため, 外れていることがわかる. また, 図 9.5.2 を見ると, 減速落下した CanSat は風速 2 m/s の範囲上に着水していることがわかる. これは, 図 9.5.1 と同様に少し外れていることがわかる. これらの着水地点が外れている原因としては, 使用した統計風と当日の地上と上空での風の吹き方の違いやロケット自体がシミュレーションと違う動きをしたことが考えられる.

9.6 CanSat

文責：佐藤・須田

9.6.1 当日の運用

当日の運用について表 9.6.1 に示す．水密作業は予定よりも 20 分ほど早く終了した．

CanSat をフライトモードに移行するコマンドの送信は総員退避から点火シーケンス開始の間に送信することとなっていたが，テレメトリを運用していた者のミスにより点火直後に送信された．このため CanSat が実際にフライトモードへ移行したのは離床から 3.06 秒後となってしまった．3.06 秒の根拠については後述する．

7:03 にテレメトリにより電装の再起動を確認し，水密区画外のセンサが使用不能となっていたことから着水を確認した．これは回収したカメラにより整合性が取れている．

7:35 時点までに運営のトランシーバーから得た情報，及びダウンリンクされた GNSS 座標が大きく移動していたことを総合して CanSat が回収されたと判断し，終了モードへの移行コマンドを送信した．実際には，カメラの映像から 7:17 に回収されていたことがわかっている．

表 9.6.1　CanSat の当日の運用

時刻	X-時間 (min)	シーケンス内容
3:05	235	物品搬入
3:27	213	水密作業開始
4:10	170	水密作業完了
		電源投入
4:11	169	テレメトリ取得開始
5:34	86	ロケットとの統合完了
6:50	10	総員退避
7:00	0	点火シーケンス開始
7:02	−2	フライトモード移行コマンド送信
7:03	−3	テレメトリにより着水を確認
		回収待ちモードへの移行コマンドを送信
7:35	−35	CanSat の回収を確認
		終了モードへの移行コマンドを送信

9.6.2 回収後の機体について

回収後の機体の画像を図 9.6.1 に示す．図 3 からわかるように外部には損傷が全く見受けられなかった．また，内部の電装についても全く損傷が見受けられなかった．このことから機体，電装ともに強度が十分であったことがわかった．

図 9.6.1　回収後の CanSat

9.6.3　取得データについて

設計・製作段階でテレメトリ及び SD カードに保存することとしたデータを表 9.6.2 に示す．結果としてこれらのデータはテレメトリ，SD カード共に起動から終了まで設計通りに動作し，データを受信・保存することができた．ただし， 9.6.1 にて述べたように，シーケンス中の運用ミスにより表 9.6.2 中に示されるフライトモードへ移行するコマンドの送信が点火とほぼ同時となってしまい，実際に移行したのがロケット離床から 3.06 秒後となってしまった．このことから，離床から 3.06 秒間の全てのデータを取得できていない．なお 3.06 秒という値はノーズ電装のデータから算出した離床から頂点までの時間と，CanSat において頂点を検出した時間を比較することで求めた．この値は搭載したカメラから取得した映像から得られる値と比較しても妥当であると言えた．

表 9.6.2　フェーズと取得したデータ

フェーズ	目的	テレメトリ	SD カード
起動	各センサの初期化と確認	気圧・気温・湿度 GNSS 座標・時刻 加速度 ±2 G 加速度 ±200 G	気圧・気温・湿度 GNSS 座標・時刻
待機	ロケット内での待機	気温 GNSS 座標・時刻	気温 GPS 座標・時刻
フライト	打上から着水まで	気圧 GNSS 座標・時刻 1 秒あたりの放射線イベント数	気圧・気温・湿度 GPS 座標・時刻 放射線全データ 加速度 ±2 G 加速度 ±200 G
回収待ち	着水から回収まで	GNSS 座標	なし
終了	回収確認後	なし	なし

■加速度　SC-4 において加速度センサは，±2 [G] のレンジを測定可能である BMX055 と ±200 [G] のレンジを測定可能である ADXL375 の 2 種類を搭載した．

まず，BMX055 から得られた加速度データについて x, y, z 軸及びそれらの加速度を合成した合成加速度のグラフを図 9.6.2 から図 9.6.5 に示す．次に ADXL375 から得られた加速度データについて同様に図 9.6.6 から図 9.6.9 に示す．グラフ横軸の時間はすべてデータ取得開始からの時間である．それぞれの加速度センサの軸方向については，CanSat の上面から見たとき図 9.6.10 に示すようになっていた．また，ロケットのフィン方向が z 軸正の方向と等しくなっていた．x, y 軸についてはロケット内部での位置関係が不明である．

データ取得開始から 0.1 秒後に発生しているインパルス的な加速度は，カメラの映像からロケットのボディ内部で CanSat が浮き上がりノーズ側に衝突した際のものであると考えられる．これはロケットのエンジンの燃焼が終了したことにより加速度を失ったロケットが空気抵抗等により失速したのに対して，CanSat はロケットの燃焼終了時の速度のまま失速せずにいたために衝突したと考えられる．

図 9.6.4 に着目すると，z 軸方向に 0.6 秒から再び負の加速度を受けるが，8.91 秒までにかけて緩やかに加速度が 0 に近づくように遷移していた．この期間はロケットが慣性で飛行していた期間であると考えられる．

グラフ上の 8.92 秒から発生している大きな振幅の加速度は，カメラの記録とロケット電装のテレメトリから，ロケットの開放機構が動作したことにより発生した加速度と，開放後のボディチューブ内から CanSat が出るまで間に自由落下している期間のものであった．この期間は頻繁にボディーチューブと衝突を繰り替えしていたために各軸方向に対して大きな加速度が連続的に発生していたと考えられる．

19.28 秒から発生している z 軸方向への大きな加速度は，9.6.3 に示す気圧の変化と比較するとパラシュートの開傘衝撃であると考えられる．図 9.6.9 よりこのとき記録された合成加速度は 12.58 [G] であった．20.5 秒以降からは z 方向におおよそ 1 [G] の加速度がかかった状態で推移していることから，終端速度に達し落下していたと考えられる．

66 秒において ±2 [G] レンジの加速度センサでは 2 [G] を超えるような加速度が検出されているが，一方でレンジが ±200 [G] の加速度センサには大きな加速度は検出されていない．カメラの映像等からこのイベントは着水であることがわかっている．したがって比較的大きな加速度が検出されることは妥当であると考えられるが，±200 [G] の加速度センサに検出されなかった理由は不明である．

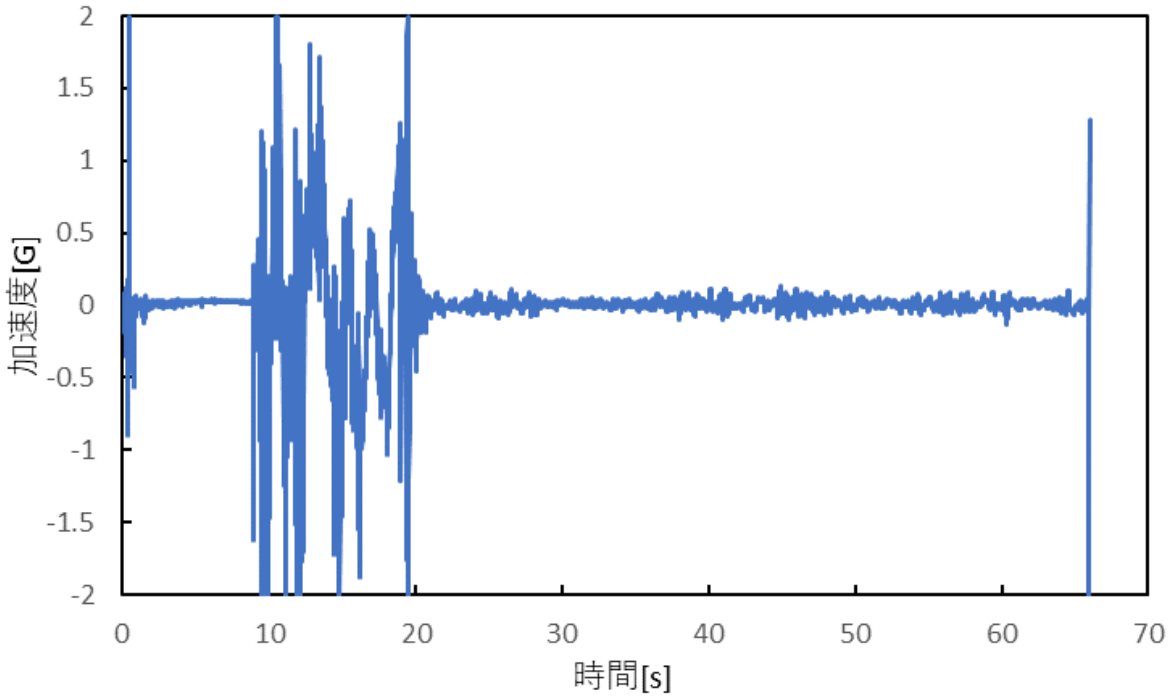

図 9.6.2　離床 3.06 秒後〜着水までの加速度 x 軸 (±2 [G])

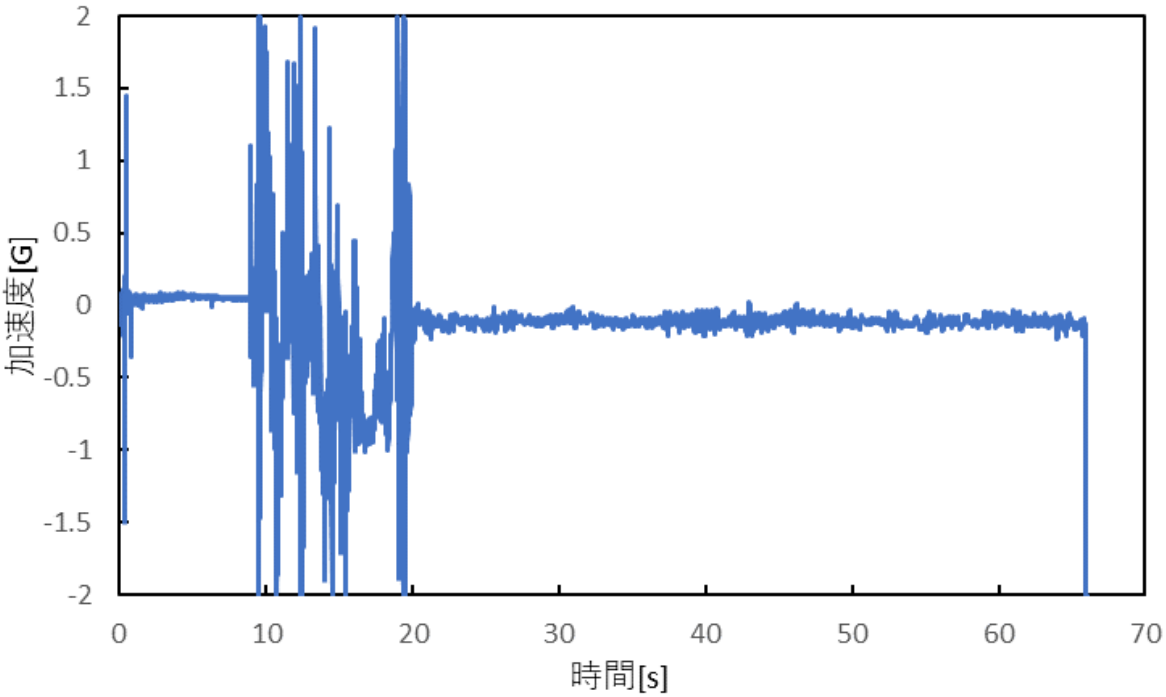

図 9.6.3　離床 3.06 秒後〜着水までの加速度 y 軸 (±2 [G])

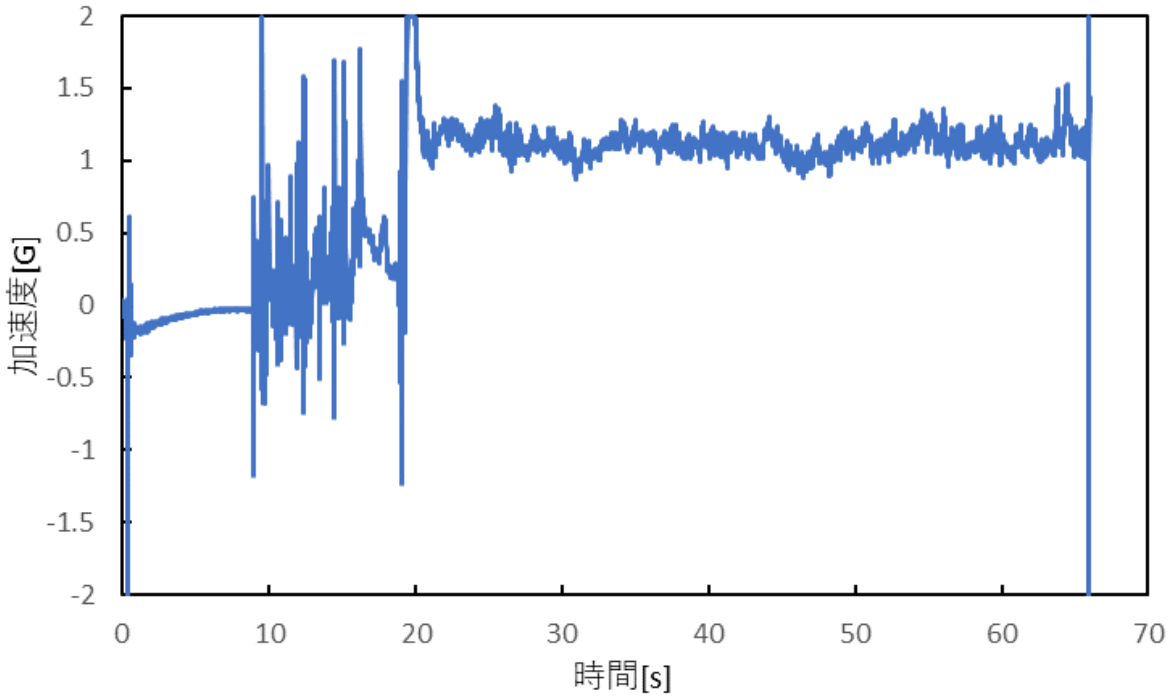

図 9.6.4　離床 3.06 秒後～着水までの加速度 z 軸 (±2 [G])

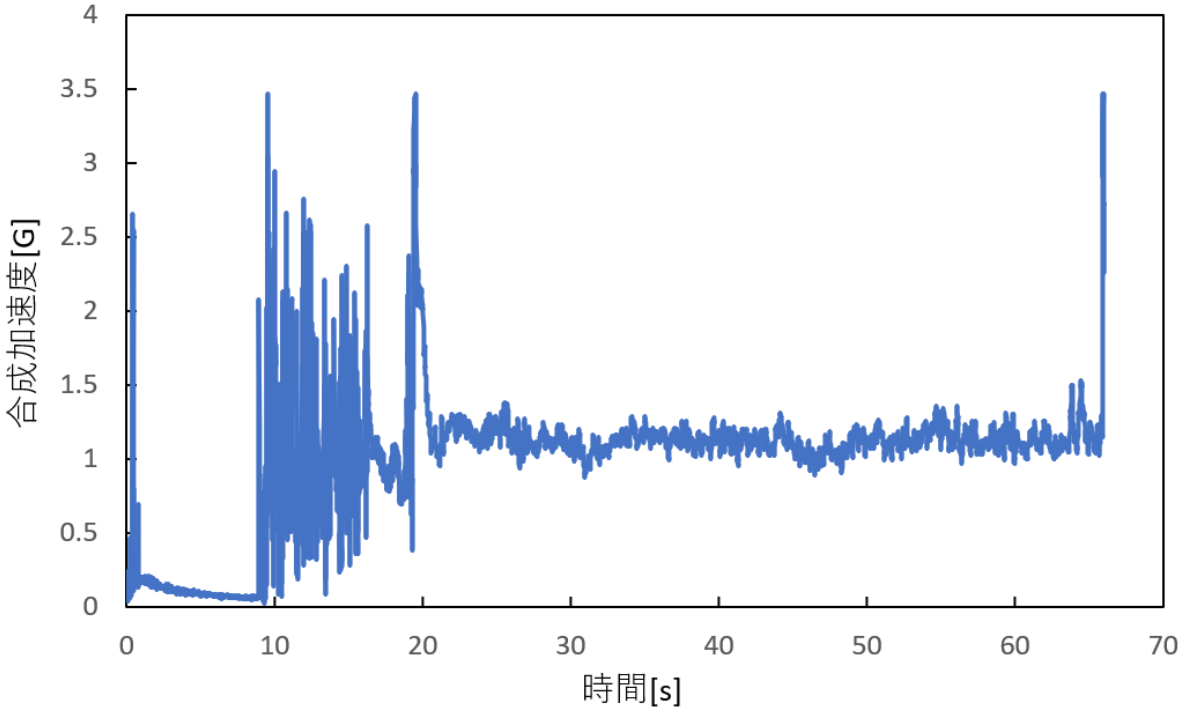

図 9.6.5　離床 3.06 秒後～着水までの合成加速度 (±2 [G])

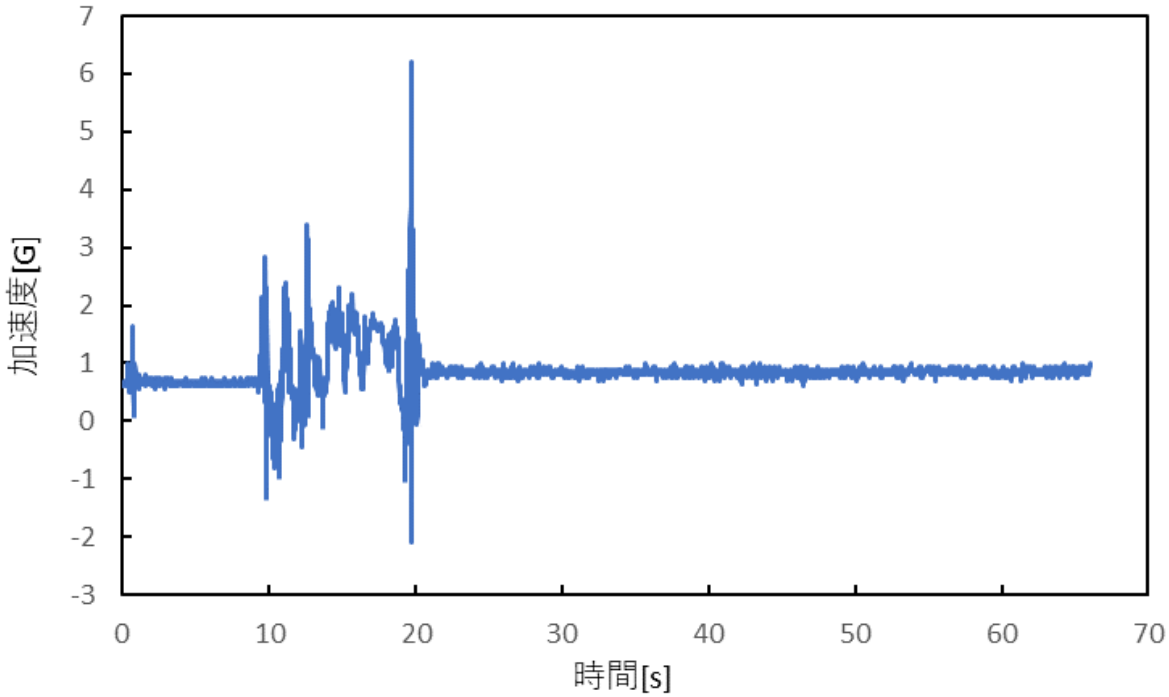

図 9.6.6　離床 3.06 秒後〜着水までの加速度 x 軸 (±200 [G])

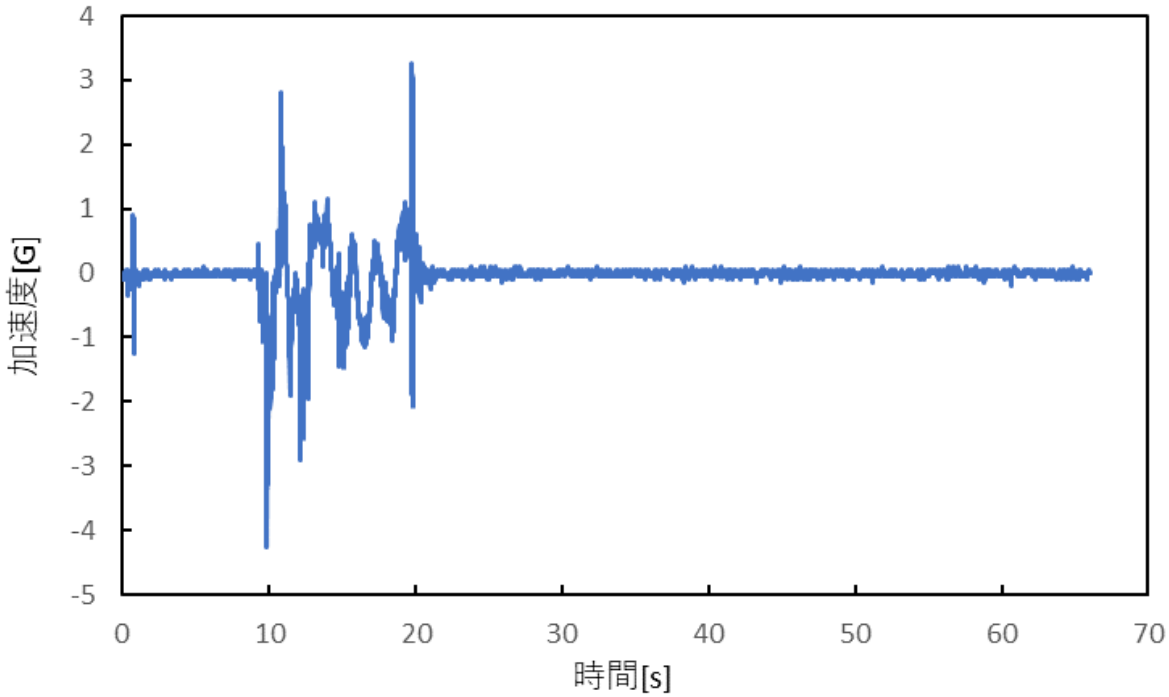

図 9.6.7　離床 3.06 秒後〜着水までの加速度 y 軸 (±200 [G])

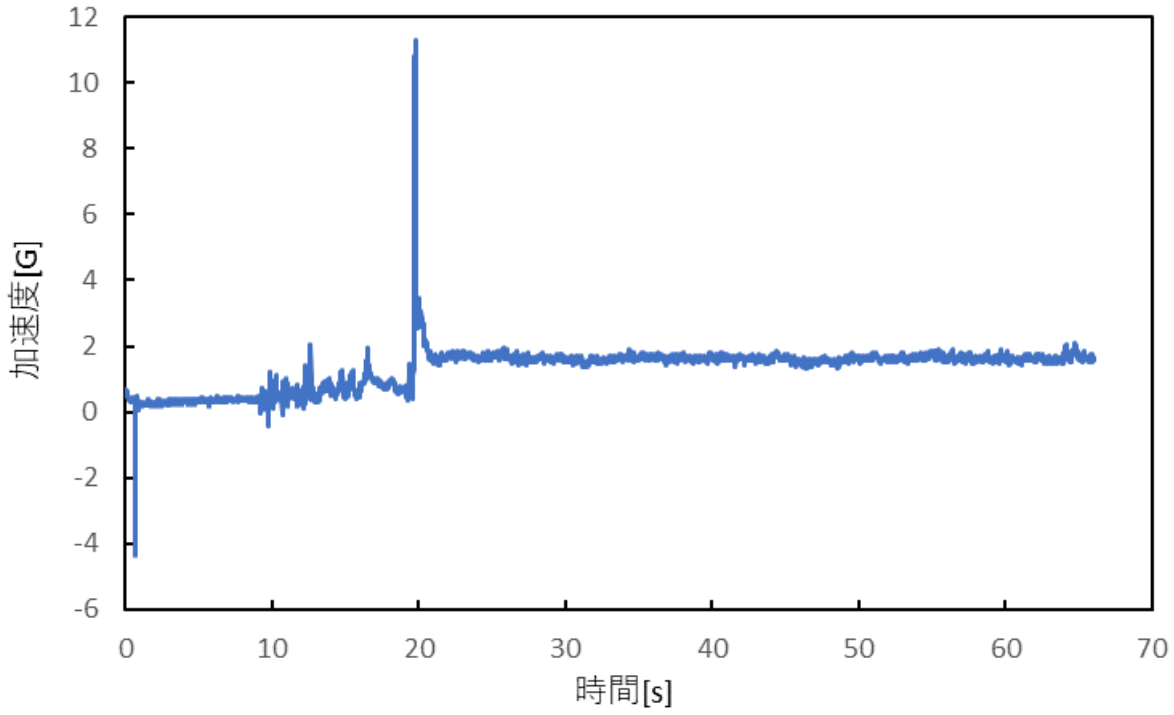

図 9.6.8　離床 3.06 秒後〜着水までの加速度 z 軸 (±200 [G])

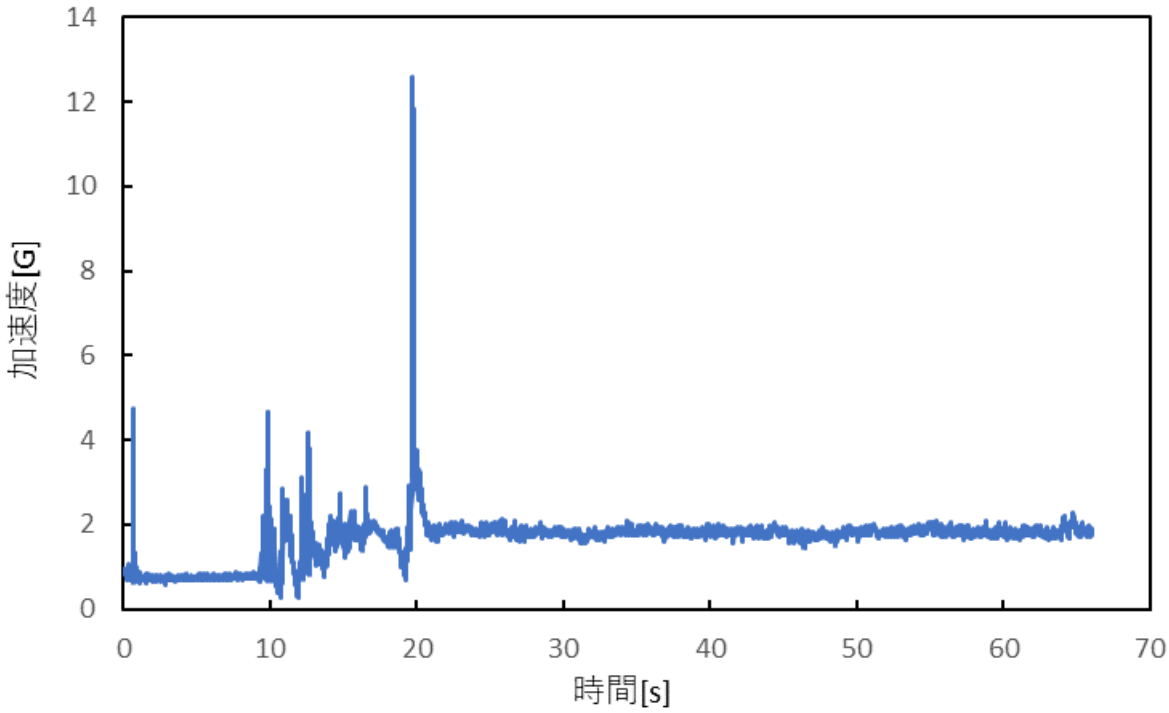

図 9.6.9　離床 3.06 秒後～着水までの合成加速度 (±200 [G])

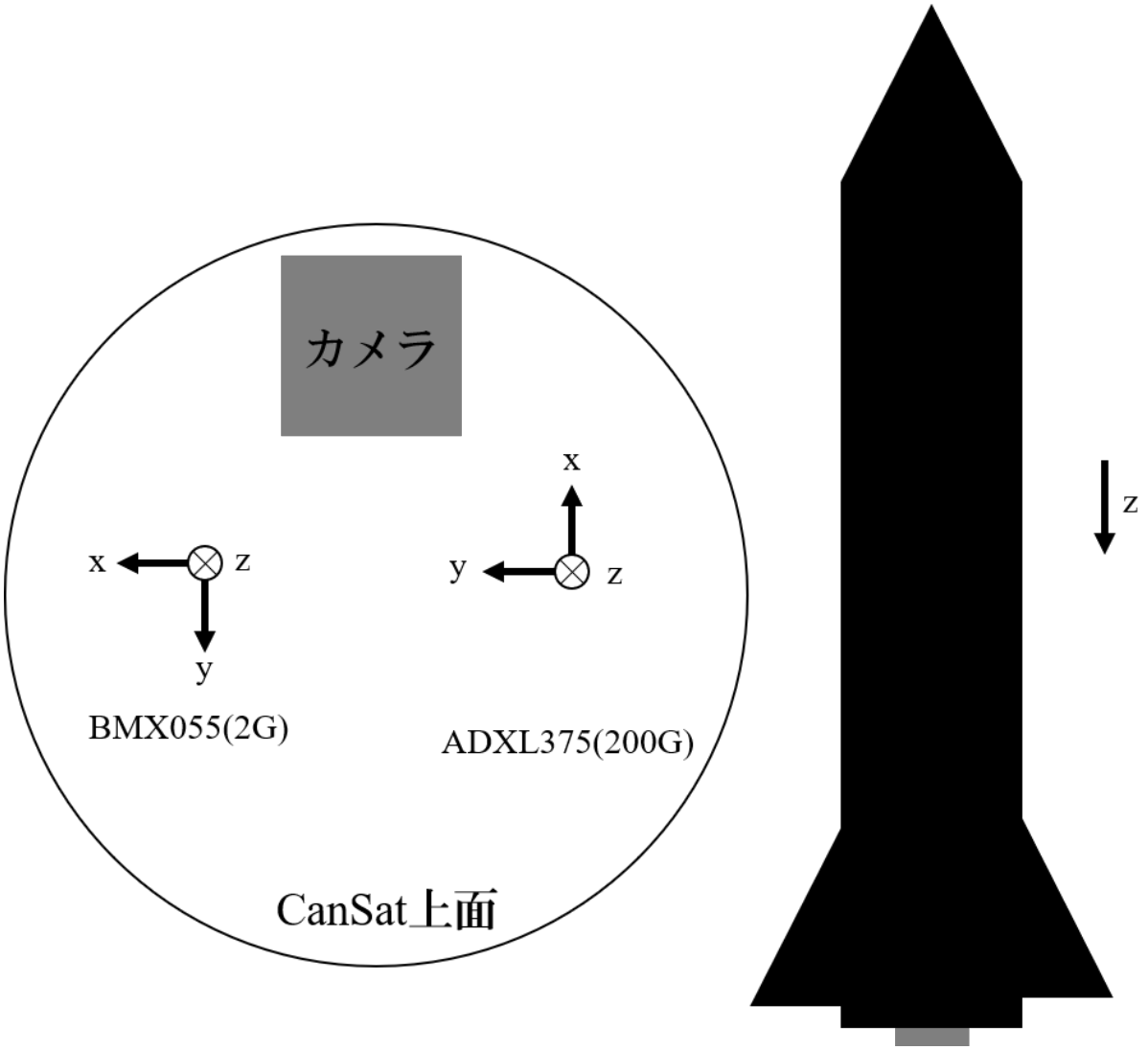

図 9.6.10　各加速度センサの軸方向

■気温　まず，CanSat により測定した気温を図 9.6.11 と図 9.6.12 に示す．図 9.6.11 において，4880 秒付近でそれまでやや大きく変動していた測定値が安定し始めるが，これは丁度ロケット内部に CanSat が統合された時刻と一致することがカメラの映像及びテレメトリから確認できた．次に 9000 秒付近から急激に気温が上昇しているが，9000 秒付近にて日の出を迎えたことがカメラにより確認できている．したがって黒く塗装されたロケットのボディチューブが日光により温められたためにボディチューブ内の気温が上昇したと考えられる．次に図 9.6.12 を見ると，測定開始から引き続き気温が上昇しているが，20 秒付近から急激に気温が下がり始める．これは 9.6.3 にて述べた通りパラシュートの開傘したタイミングである．したがって，外気温はこのときに測定されていた気温よりも低く，熱の伝導が間に合わなかったために測定値が下がり続けたと考えられる．このことから，高度を算出する気温として測定値を用いることは適当でないと考えた．

打上時に他に気温を測定していたのはノーズ電装だけであったが，ノーズ電装は水密中にて気温を測定して

いたため，やはり実際の外気温とずれがあったと考えられる．そこで気象庁の測定記録から打上環境と最も近い場所である勝浦の記録を参照すると，2021/3/17 の 7:00 における勝浦の気温[*3]は 13.0 °C であった．図 9.6.11 においても，日の出直前の気温はおおよそ 13 °C であったことから気温を一律 13.0 °C であると仮定して高度を算出するものとした．ただし，国際標準大気における定義では対流圏において基準条件下では標高が 1 km 上昇すると気温は 6.5 K 下がるとされている．今回の場合は高度，気温共に不明であるため正確に算出することは難しい．

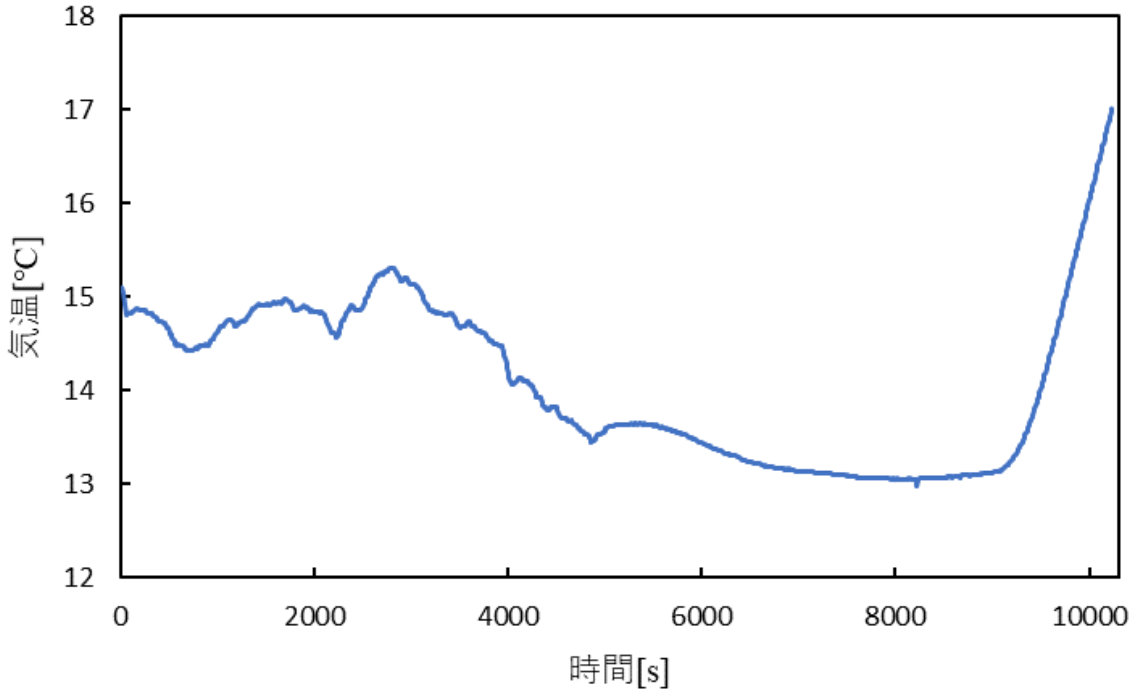

図 9.6.11　電源投入から点火までの気温

[*3] 気象庁資料 http://www.data.jma.go.jp/obd/stats/etrn/view/10min_s1.php?prec_no=45&block_no=47674&year=2021&month=3&day=17&view=

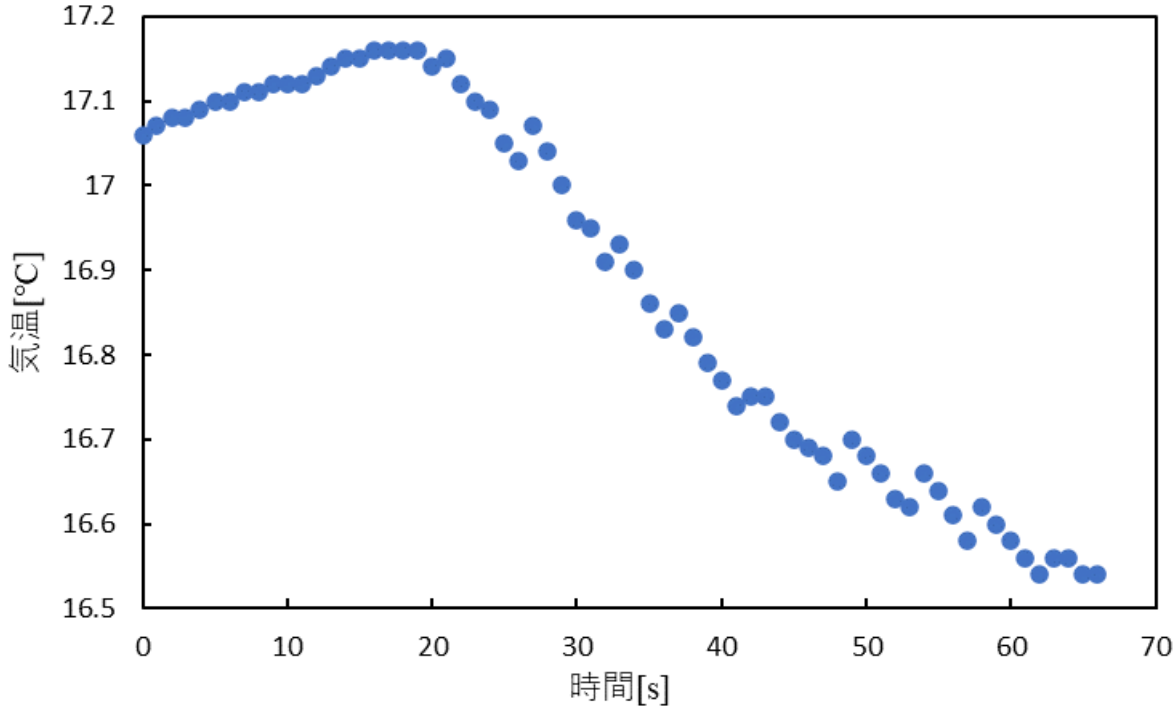

図 9.6.12　離床 3.06 秒後から着水までの気温

■気圧　図 9.6.13 に測定した気圧を示す．測定開始から曲線的に変化し，8.41 秒で頂点に達していた．この頂点における気圧は 942.96 [hPa] であった．射場においての気圧は測定できていないためデータがないが，ノーズ電装の記録していた値から 1008.85 [hPa] であるとした．これらの値から式 (9.6.1)[*4]を用いて高度 h を計算する．ただし P_0 は射場の気圧，P は高度を求める点の気圧，T は高度を求める点での気温である．

$$h = \frac{\left(\left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{1}{5.257}} - 1\right) \times (T + 273.15)}{0.0065} \tag{9.6.1}$$

$$= \frac{\left(\left(\frac{1008.85}{942.96}\right)^{\frac{1}{5.257}} - 1\right) \times (13.0 + 273.15)}{0.0065}$$

$$= 569.3\,[\mathrm{m}] \tag{9.6.2}$$

8.92 秒に急激に気圧が減少していることが見受けられるが，これは加速度のデータと総合して開放機構が動作したタイミングであると考えられる．気圧が小さくなったという現象について，高度が上昇し大気圧が小さくなったという見方と，ボディチューブの内圧が変化したという 2 種類の見方をすることができるが，瞬間的に変化している点やこのときに十分に大きな加速度が測定されていないことから，ボディーチューブの内圧の変化によるものだと考えられる．

開放機構が動作したと思われる点の気圧は 943.06 [hPa] であり，高度に換算すると 568.4[m] であった．開放機構の動作から 19.28 秒までは気圧がやや大きく変動しつつ直線的に増加していることから，パラシュー

[*4] 高度計算式 `https://keisan.casio.jp/exec/system/1257609530`

トが開傘せずに自由落下している期間だと考えられる．10 秒から 20 秒までの期間を最小二乗法により直線として近似すると，傾きは 2.53 [hPa/s] となる．これを式 9.6.1 により速度に変換すると，2.53 [hPa/s]×8.86 [m/hPa]=22.3 [m/s] となっていたことがわかった．

また，CanSat がボディーチューブから放出され，開傘したと思われる点の気圧は 968.91 [hPa] であり，高度に換算すると 339.6 [m] であった．このことからも開放機構の動作後にもしばらくの間落下していたことがわかる．ボディーチューブと CanSat の干渉については打上げ前から懸念していた事項であったが，事前試験においては引っかかりはするものの放出されたことから問題ないと判断していた．しかし比較的長い時間自由落下してしまう今回の結果をみると，今後の改善が必要だと言える．

最後にパラシュート開傘後の終端速度を計算すると，0.952 [hPa/s]×8.49 [m/hPa]=8.09 [m/s] となっていたことがわかった．

SC-04 のパラシュートの設計値では終端速度を 8.0[m/s] としていたが，事前の落下試験を実施した際には 8.8[m/s] となっていた．このずれの原因として落下距離が小さく，終端速度に達しているのか確実に検証することができていないことが挙げられていたが，本打上げ実験によりパラシュートの終端速度は設計値に近しい値であったことが確認できた．

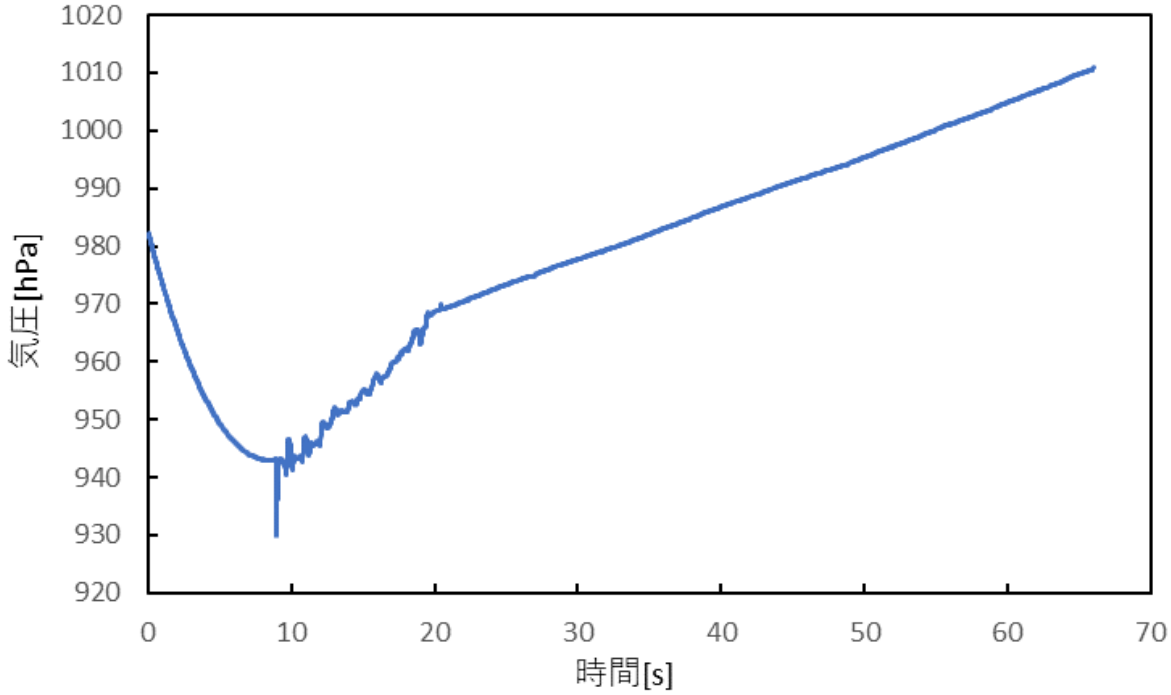

図 9.6.13　離床 3.06 秒後から着水までの気圧

■GNSS　取得した GNSS データを地図上にプロットし，特筆事項のある点について記載したものを図 9.6.14 に示す．また，高度と座標を合わせた着水までの kml ファイルによりプロットしたものを図 9.6.15 に示す．[*5]

[*5] kml ファイルの github `https://github.com/Akatoki-Saidai/Public-Data`

図 9.6.14　地図上にプロットした GNSS データと各イベント点

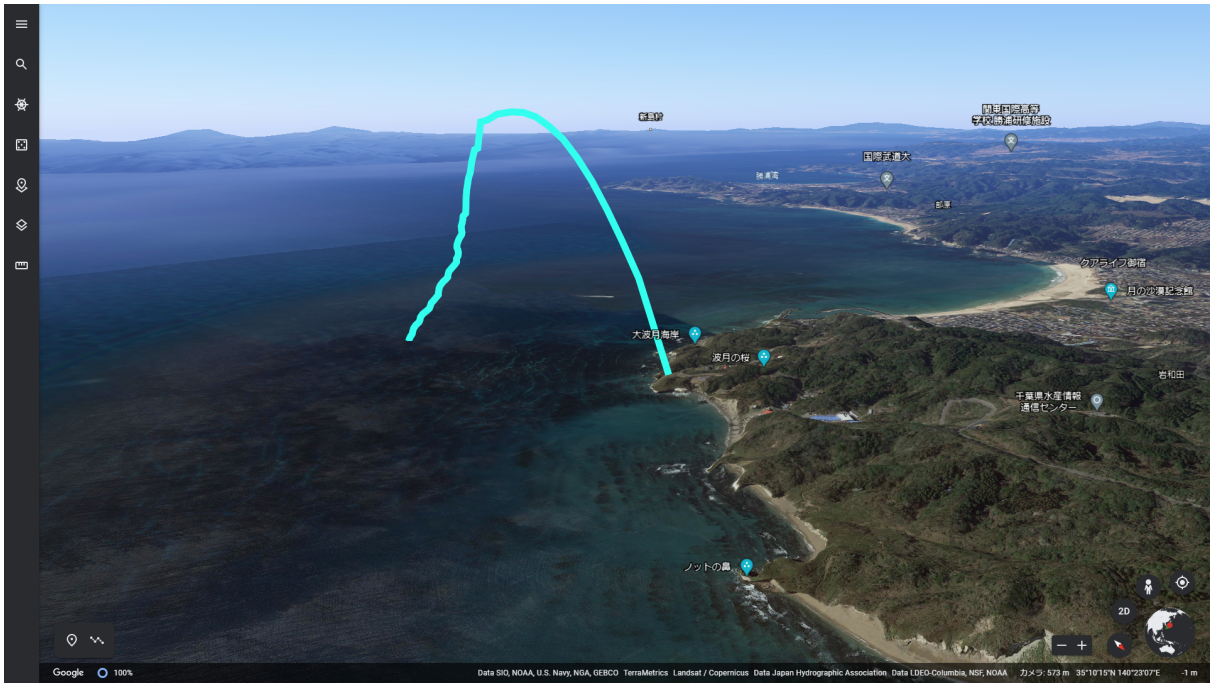

図 9.6.15　高度と GNSS 座標から作成した kml をプロットした図

■放射線　放射線データについて，データ取得開始から着水までに検出できたのは 13 イベントのみであった．これは，データ放射線測定器の閾値を適切に設定しなかったためである．

SC-4 に搭載した放射線検出器は，検出回路の温度特性によりデータ量が変動することがわかっている．このため気温が高い状況下においては小さなノイズを含む過剰なデータがマイコンに送信されてしまう恐れがあった．過剰なデータがマイコンに送信された場合，最悪電装のすべての機能が停止してしまう恐れがあったために取得する放射線データの閾値を通常よりもやや高めに設定した．この結果得られたデータ量は極限られたものとなってしまった．

検出できた放射線についても，検出時間，チャンネル帯ともに大きなばらつきがあったために宇宙線と判断することは難しい．ただし，検出器自体は着水後も正しく動作していることが確認できたため，打上から着水までの衝撃に耐え，機能を保っていたことがわかる．したがって，製作した放射線検出器がロケットによる打ち上げにも耐えうることが本実験により示された．

■ビデオ　放出〜着水〜回収までの動画を撮影することができた．動画の 1 場面を図 9.6.16 に示す．

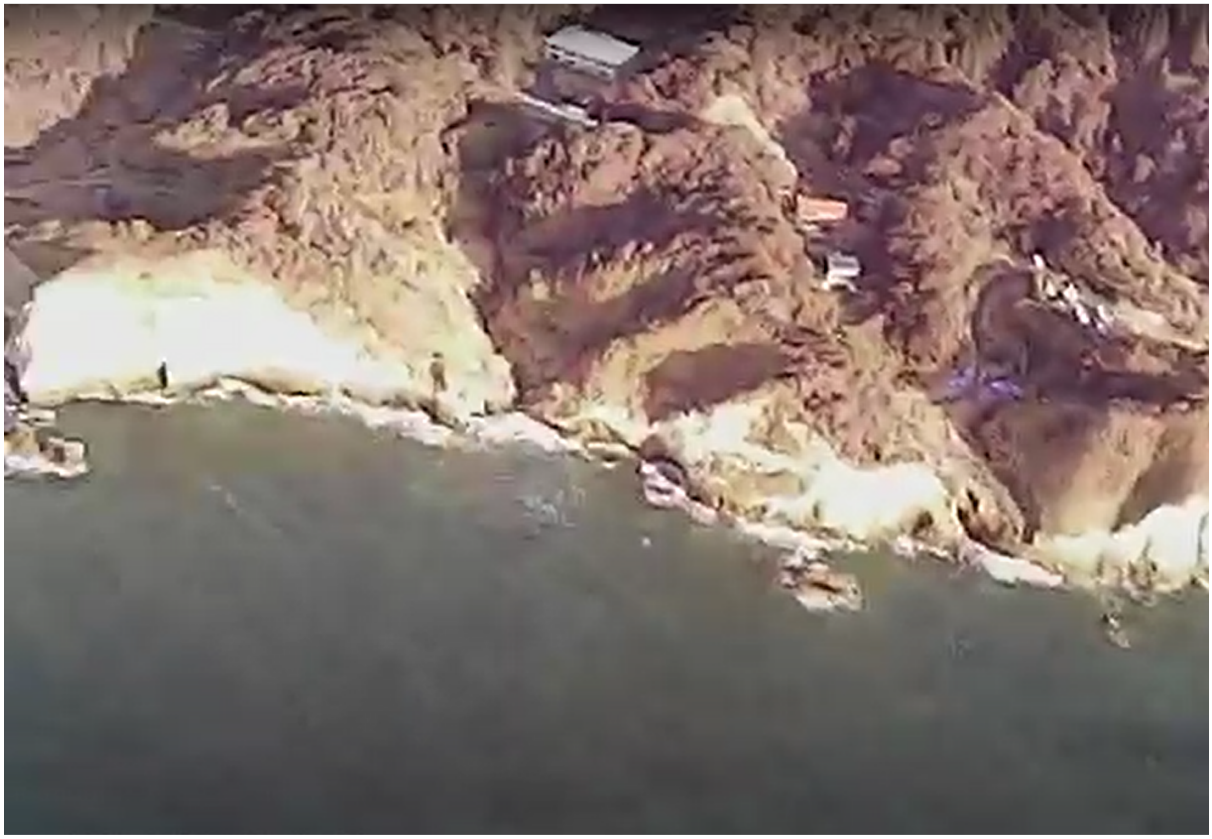

図 9.6.16　SC-4 からの映像．海岸線がハッキリと見えている

また，映像内にひばり 1 のノーズが写っていた．これを図 9.6.17 に示す．このことからひばり 1 の解放機構が動作したことがわかる．

図 9.6.17　SC-4 が撮影したひばり 1 のノーズ

10　プロジェクト評価

文責：石﨑

10.1　サクセスクライテリアの成否判断

表 10.1.1 にサクセスクライテリアの成否を示す.

表 10.1.1　サクセスクライテリア

サクセスレベル	内容	成否判断
minimum	1)CanSat を搭載して高度 500 m 以上に到達する. 2)CanSat（パラシュートを含む）をロケットのパラシュートと絡まらないように放出する.	達成 達成
full	1)minimum を達成した上で，弾道落下しない. 2)minimum を達成した上で，最高高度で CanSat を機体外に放出する.	未達成 未達成
advanced	ひばり 1 に最適化した自団体開発エンジンを搭載して minimum, full を達成する.	未達成

minimum に関して，ひばり 1 の到達高度は 568.4 m かつ，CanSat とロケットのパラシュートが絡まることはなかったので 100 % 達成となった.

full に関して，ひばり 1 は弾道落下し，CanSat の放出高度は 339.6 m（最高到達高度に対して約 60 %）であるので 0 % 達成（=未達成）となった.

advanced に関して，ひばり 1 に最適化した自団体開発エンジン LIATRIS.castella を搭載して打上げに成功したが full を達成できなかったので未達成となった.

10.2　予算執行状況

団体内用

11　まとめ

文責：石﨑

第 1 回御宿共同打上実験では CORE として約 1 年 4 ヶ月振りにロケットを打ち上げることに成功した．また，新型の自団体開発エンジンを搭載し，他団体が開発した CanSat を搭載・放出まで成功した．CORE 側の電装から取得したデータだけでなく，あかとき側の電装が取得したデータからも解析を行うことができ他団体との共同プロジェクトの利点を最大限に生かすことができた．

今後も他団体との共同プロジェクトを推進するとともに，今回の反省を次のプロジェクトに生かしていきたい．

12　謝辞

文責：石﨑

普段燃焼試験をしている横浜国立大学が入構制限・活動制限で使用できなくなり燃焼試験の場所探しに大変苦労しましたが，千葉工業大学の和田先生のおかげで御宿で燃焼試験を行うことができました．燃焼試験の際には和田研究室の学生の方々にも様々に助けていただきました．ありがとうございました．

このような昨今の状況下で全国から大学生が訪れることを認めてくださった御宿町の方々に感謝します．ありがとうございました．

初めての御宿での共同打上実験ということもあり，いつも以上に困難があったかと思います．そのような状況で全参加団体のロケットを無事打上げる機会を提供してくださった運営の方々に感謝します．ありがとうございました．

最後になりますが，共同打上実験関係者のみなさま，ありがとうございました．