

---

# 第 9 回能代宇宙イベント活動報告書

筑波大学宇宙技術プロジェクト

**University of Tsukuba Space TEchnology Project**



---

文責

筑波大学宇宙技術プロジェクト PM

丹羽基能

2013/9/25

# 目次

1. 実験目的	1
2. 実験概要	1
3. 実験結果	2
3.1. 機体	2
3.1.1. 構造系	2
3.1.2. 機体諸元比較	5
3.1.3. 打上げ結果	5
3.1.4. シミュレーションとの比較	7
3.2. 分離機構	9
3.2.1. 構造(海打ち)	9
3.2.2. 分離回路(海打ち)	15
3.2.3. 分離の原理(海打ち)	16
3.2.4. 分離試験(海打ち)	17
3.2.5. 打上げ(海打ち)	18
3.2.6. 構造(陸打ち)	21
3.2.7. 分離回路(陸打ち)	21
3.2.8. 分離の原理(陸打ち)	22
3.2.9. 分離試験(陸打ち)	22
3.2.10. 打上げ(陸打ち)	23
3.2.11. 考察(陸打ち・海打ち)	25
3.3. 燃焼系(GSE・エンジン)	26
3.3.1. エンジン概要	26
3.3.2. GSE 概要	28
3.3.3. 活動内容	28
3.3.3.1. GSE 改良	28
3.3.3.2. 手順書作成	29
3.3.3.3. 地上燃焼試験	29
3.3.3.4. 事前準備・リハーサル	30
3.3.4. 当日の運用	30
3.3.4.1. 海打上げの運用	30
3.3.4.2. 陸打上げの運用	31
3.3.5. 打上げ実験の考察と今後の展望	31
3.4. 搭載計器	32
3.4.1. 計測回路	32

3.4.1.1. 計測回路概要 .....	32
3.4.1.2. 海打ち結果 .....	34
3.4.1.3. 陸打ち結果 .....	34
3.4.2. 分離回路 .....	37
3.4.2.1. 分離回路概要 .....	37
3.4.2.2. 海打ち結果 .....	39
3.4.2.3. 陸打ち結果 .....	40
3.4.3. 海打ち用 CanSat 回路→後で変更 .....	41
3.4.3.1. 海打ち用 CanSat 回路概要→後で変更 .....	41
3.4.3.2. 結果 .....	44
3.5. 海打ち用 CanSat(筑波大学宇宙技術プロジェクト作成)→後で変更 .....	45
3.5.1. CanSat 概要 .....	45
3.5.1.1. 目的 .....	45
3.5.1.2. 仕様 .....	45
3.5.1.3. サクセスクライテリア .....	45
3.5.2. CanSat 機体 .....	46
3.5.2.1. 機体考案 .....	46
3.5.2.2. 試験機および本番機機体概要 .....	46
3.5.3. 各種試験 .....	49
3.5.3.1. 耐水試験→後で変更(日時内容) .....	49
3.5.3.2. 水温計分離試験→後で変更(日時内容) .....	56
3.5.3.3. 機体の発見機構試験→後で変更(日時内容) .....	57
3.5.3.4. CanSat 衝撃・耐水試験→後で変更(日時内容) .....	58
3.5.3.5. パラシュート展開試験 .....	63
3.5.4. 運用 .....	63
3.5.4.1. 当日の運用手順 .....	63
3.5.4.2. 機体回収 .....	69
3.5.4.3. 各種データ .....	71
3.5.5. 反省と考察→後で変更 .....	72
3.6. 陸打ち用 CanSat(創価大学衛星開発グループ作成)→後で変更 .....	74
3.6.1. CanSat 概要 .....	74
3.6.1.1. 缶口ケコラボ .....	74
3.6.1.2. 目的 .....	74
3.6.1.3. 仕様 .....	74
3.6.1.4. ミッション内容 .....	74
3.6.1.5. サクセスクライテリア .....	75

3.6.2. CanSat 機体 .....	75
3.6.2.1. CanSat 外観 .....	75
3.6.2.2. 機体構造→後で変更 .....	75
3.6.3. CanSat 回路・プログラミング .....	77
3.6.3.1. 回路仕様要求 .....	77
3.6.3.2. CanSat 制御回路 .....	77
3.6.4. 運用と結果 .....	79
3.6.4.1. 運用 .....	79
3.6.4.2. 結果 .....	80
3.6.5. サクセスクリテリアとその達成状況 .....	80
4. 全体的な考察と今後の課題・展望→後で変更(内容についても加筆) .....	82
5. その他 .....	84

## 1. 実験目的

第9回能代宇宙イベントにおける主な目的は以下の4点である。

- 1) 新たに設計・製作した海打ち用機体の運用実験
- 2) N2O 充填確認用装置等の搭載計器のデータ取得
- 3) 海打ち缶サット放出実験
- 4) 他団体の缶サットを載せてのロケット打上げ運用

第9回能代宇宙イベントにおいて、筑波大学宇宙技術プロジェクト(以下 STEP と呼称)は海打ちと陸打ち、それぞれ1機ずつ打上げを行う。

海打ちにおいては1), 2), 3)の実験目的を、陸打ちにおいては2), 4)の実験目的を達成することを目標とする。

## 2. 実験概要

2013年8月に開催される能代宇宙イベントにて、2013/8/21 および 2013/8/23 にそれぞれ1機ずつハイブリッドロケットの打上げ実験を行った。

21日の打上げは海打ちである。モジュール式のロケット機体(以下 TSUKUBA-STEP09 と呼称)に、海打ち用缶サットを搭載して打上げる。実験ではハイブリッドロケット及び缶サットの制御履歴を取得する予定である。実験後は取得データの解析を行い、今後のロケット・缶サットの設計・製作に役立てるものとする。

23日の打上げは陸打ちである。昨年(2012年)の能代宇宙イベントにて打上げた「TSUKUBA0-STEP08A」を再利用して打上げる。缶サットは「創価大学衛星開発グループ(以下 ALIEN'S と呼称)」が作成した缶サットを搭載予定である。2010年度以降行われていなかった缶ロケラボを実施する。

### 3. 実験結果

本団体の打上げ日時・使用ランチャ・ロケット高度は以下の通りである.

#### ■TSUKUBA-STEP09

打上げ日時：2013/8/21(水) 12:00

使用ランチャ：ASSP ランチャ

打上げ高度：

#### ■TSUKUBA-STEP08A

打上げ日時：2013/8/23(金) 11:20

使用ランチャ；ASSP ランチャ

打上げ高度：

以下に詳しい実験結果を各コンポーネントに分けて示す.

### 3.1 機体

#### 3.1.1 構造系

TSUKUBA-STEP08A と TSUKUBA-STEP09 の外観を図 3.1.1 に, 機体概要をそれぞれ 図 3.1.2, 図 3.1.3 に示す.



図 3.1.1 機体外観図(左 : TSUKUBA-STEP08A と右 : TSUKUBA-STEP09)

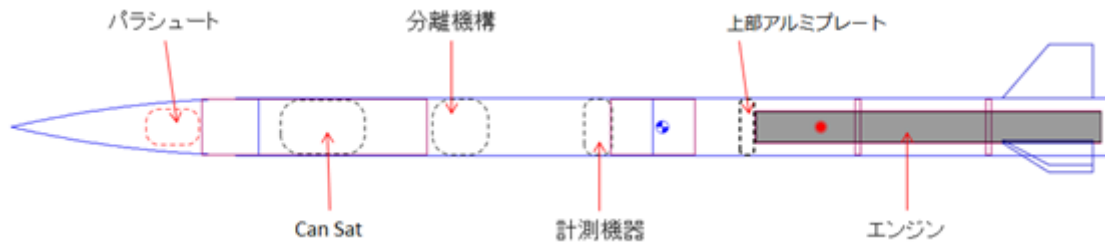


図 3.1.2 TSUKUBA-STEP08A 概要図

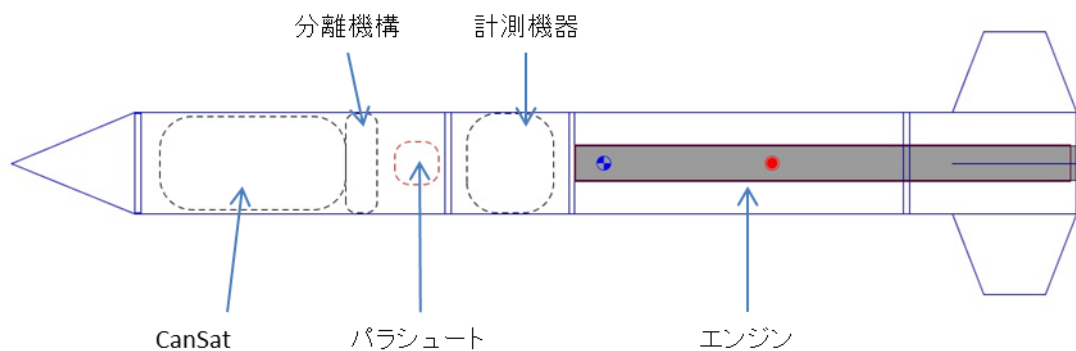


図 3.1.3 STEP09 概要図

TSUKUBA-STEP08A の各部材料を表 3.1.1 に、TSUKUBA-STEP09 の各部材料を表 3.1.2 に示す。

表 3.1.1 TSUKUBA-STEP08A の各部材料

	材料
ノーズコーン,フィン	GFRP
ボディチューブ	Quantum Tube
カプラー	Phenolic Tube
エンジンマウント	Phenolic Tube

表 3.1.2 TSUKUBA-STEP09 の各部材料

	材料
ノーズコーン	スタイロ
ボディチューブ	GFRP
カプラー	ウルテム
エンジンマウント	Phenolic Tube
フィン	アクリル



### 3.1.2 機体緒元比較

TSUKUBA-STEP08A, STEP09 の設計時と現地計測時の機体緒元比較表をそれぞれ表 3.1.3, 表 3.1.4 に示す.

表 3.1.3 TSUKUBA-STEP08A 機体緒元比較表

	設計時	現地計測時
全長[mm]	1960	1938
乾燥重量[g]	5838	5985
重心[mm]	1156	1063
圧力中心[mm]	1459	

表 3.1.4 TSUKUBA-STEP09 機体緒元比較表

	設計時	現地計測時
全長[mm]	1699	1938
乾燥重量[g]	6590	7275
重心[mm]	990	906
圧力中心[mm]	1201	

TSUKUBA-STEP09 の乾燥重量が大きく異なってしまったのは設計時に塗料, ねじの重量を考慮しなかったためだと考えられる.

そのほかは概ね設計通りに製作ができた.

### 3.1.3 打ち上げ結果

TSUKUBA-STEP08A の打ち上げ結果を表 3.1.5 に示す.

表 3.1.5 TSUKUBA-STEP08A 打ち上げ結果

異常動作	なし
上空での機体分離	成功
パラシュート放出・展開	成功
CanSat 放出	CanSat と機体のパラシュートがからまる
着地後の破損	なし

CanSat の放出は機体のパラシュートと CanSat のパラシュートがからまってしまった. 図 3.1.4 のようにノーズコーン上部に機体のパラシュート, ノーズコーン下部に CanSat を

装填したが、2つのパラシュートがほぼ同じ場所にあることがからまってしまった原因だと考えられる。



図 3.1.4 CanSat 装填時

TSUKBUA-STEP09 の打ち上げ結果を表 3.1.6 に示す。

表 3.1.6 TSUKUBA-STEP08A 打ち上げ結果

異常動作	なし
上空での機体分離	成功
パラシュート放出・展開	成功
CanSat 放出	成功
着地後の破損	フィンが一枚破損

破損したフィンを図 3.1.5 に示す。打ち上げ時に異常動作が見られなかったため、フィンが破損したのは着水時であると考えられる。



図 3.1.5 フィン破損状況

### 3.1.4 シミュレーションとの比較

TSUKUBA-STEP08A のシミュレーションと実際の打ち上げの比較表を表 3.1.7 に示す。

表 3.1.7 TSUKUBA-STEP08A のシミュレーションと実際の打ち上げの比較

風速	南南東 2m/s
シミュレーションでの高度(風速 2m/s 時)	268m
実際の高度(気圧データより電装班算出)	208m

シミュレーションでの高度が実際の高度よりも大きくなった原因の一つとしてシミュレーションで thrustcurve の 80% の推力データを用いたことが考えられる。

TSUKUBA-STEP08A のシミュレーションでの落下分散と実際の落下地点を図 1.1.6 に示す。青い円は仰角を 84 度とした場合、赤い円は仰角を 86 度とした場合である。いちばん内側の円が風速 1m/s の場合であり、外側にいくにつれて風速が 1m/s ずつ大きくした場合の落下分散が示されている。赤丸が落下地点である。

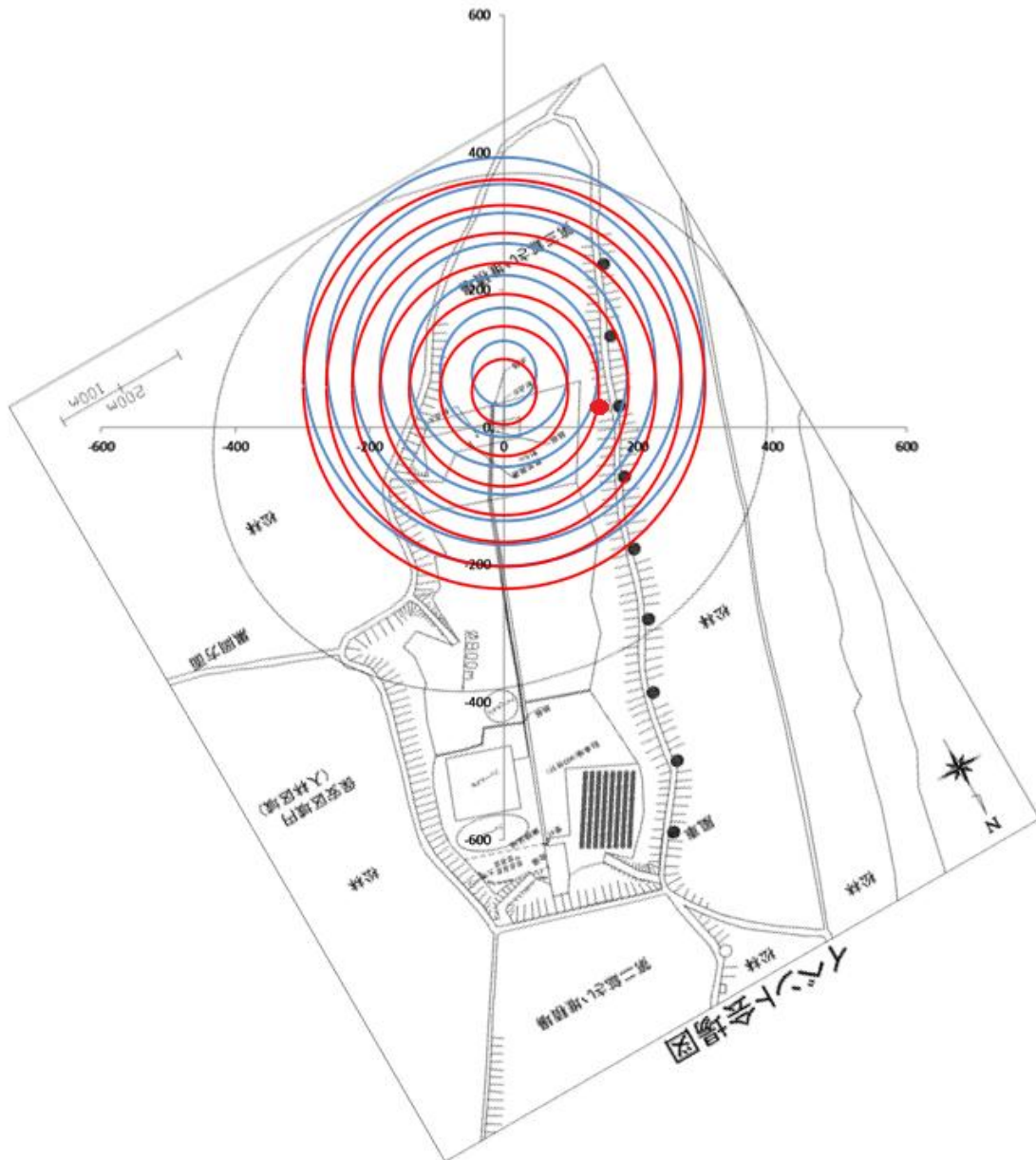


図 3.1.6 TSUKUBA-STEP08A シミュレーションでの落下分散と実際の落下地点

TSUKUBA-STEP09 のシミュレーションと実際の打ち上げの比較表を表 3.1.8 に示す.

表 3.1.8 TSUKUBA-STEP09 のシミュレーションと実際の打ち上げの比較

風速	北西 2m/s
シミュレーションでの高度	509m
実際の高度	気圧データが取得できなかったため不明

## 3.2 分離機構

分離機構とは、ロケット上昇後、パラシュートを放出・展開させ、機体を軟着陸させることにより、打ち上げたロケットを安全に回収することを目的とした機構である。

今年度、STEPは昨年度同様に陸打ちと新たに海打ちに挑戦した。海打ちの機体はCanSatのオープンクラスを搭載可能とするためφ160のGFRPパイプを用いることとなったため、昨年度の分離機構では海打ち機体には搭載することが不可能であり、新たにφ160に適合した分離機構を製作することとなった。分離機構に必要とされることは、「簡易性」、「確実性」、「軽量」であり、新たな分離機構にはそれらを兼ね備えたものであるべきと考えた。そこで、その三点をコンセプトとした分離機構を考案し、製作・分離試験の後にロケットに搭載することとなった。

また、陸打ちでは缶ロケラボが行われることとなった。具体的には、創価大学のCanSatを機体に搭載し、打上げ後に放出することとなった。これにより、能代にて創価大学のCanSatを機体に搭載することとなり、様々な問題が現地で発覚する可能性があるが、分離試験時になるべく本番と同じ状況で試験し問題の対策を行う。

以下に、海打ち用分離機構と陸打ち用分離機構の詳細と結果を示す。

### 3.2.1 構造（海打ち）

#### 【1】 分離機構の全体図

分離機構の全体図を図 3.2.1、図 3.2.2、図 3.2.3 に示す。

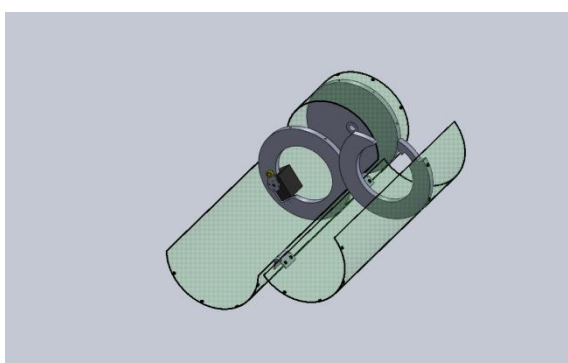


図 3.2.1 分離機構全体図（ドア閉）

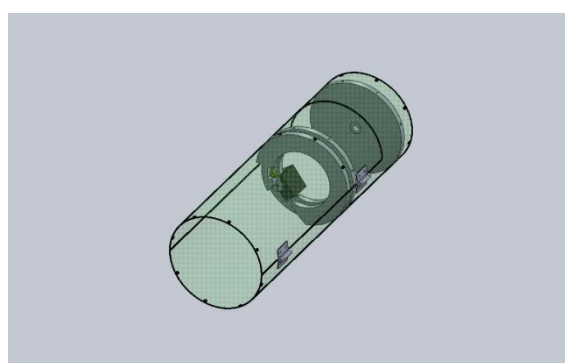


図 3.2.2 分離機構全体図（ドア開）

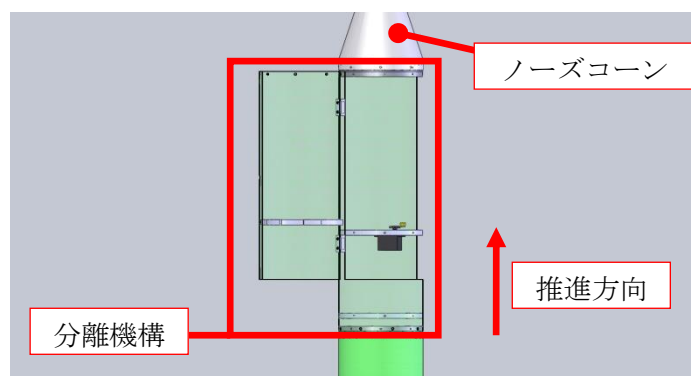


図 3.2.3 ロケットの中での分離機構の配置

図 3.2.1 は分離機構のドア部が閉じている状態の全体図，図 3.2.2 では分離機構のドア部が開いている状態の全体図を示している．図 3.2.3 はロケットの中での分離機構の配置を示しておりノーズコーンの下側に分離機構を配置し，パラシュート及び CanSat を放出する役割を持つ．分離機構は大きく分けて 5 つの構成要素に分かれており「爪」，「サーボマウント」，「チューブ」，「ドア」，「接続プレート」である．それぞれの詳細は以下の節に示す．

表 3.2.1 分離機構諸元

外径 [mm]	$\phi 160$
長さ [mm]	500
重量 [g]	300

## 【2】 爪の詳細

「爪」は以下の部品を指す．

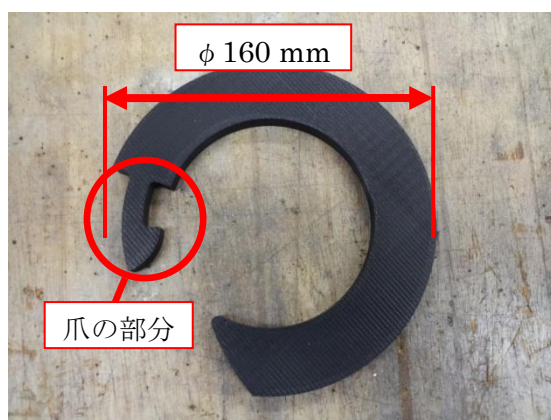


図 3.2.4 「爪」の上面の写真



図 3.2.5 「爪」の側面の写真



表 3.2.2 「爪」 諸元

材質	ABS
外径 [mm]	φ 160
厚さ [mm]	10

爪の諸元は表 3.2.2 に示す。爪は分離機構の開閉をロックする役割を果たす部品である。爪は「ドア」に M4 六角穴ボルトを 4 個用いて固定される。

【3】 サーボマウントの詳細

「サーボマウント」は以下の部品を指す。

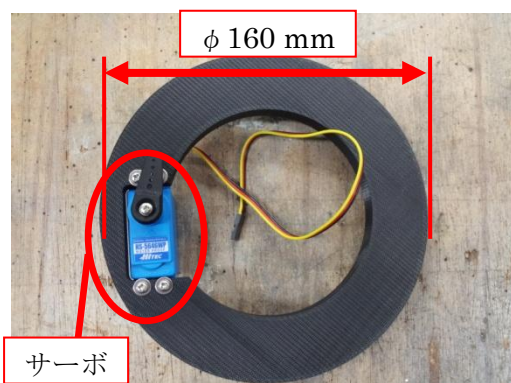


図 3.2.6 「サーボマウント」の上面の写真



図 3.2.7 「サーボマウント」の側面の写真

表 3.2.3 「サーボマウント」 諸元

材質	ABS
外径 [mm]	φ 160
厚さ [mm]	10

サーボマウントの諸元は表 3.2.3 に示す。サーボマウントは「チューブ」の中に M4 六角穴ボルトを 4 個用いて固定される部品である。サーボマウントにはサーボを取り付け、そのサーボの動きにより分離機構の開閉を制御する。詳しい分離機構の動作については 3.2.3 節で触れる。また、サーボマウント内側はエッジを丸くし、ゴムを巻くことでハーネスがサーボマウント内側のエッジに接触し切断されることを防ぐ。

#### 【4】 チューブ, ドアの詳細

「チューブ」, 「ドア」 は以下の部品を指す.

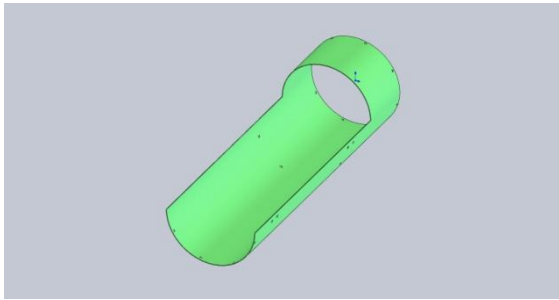


図 3.2.8 「チューブ」の全体図

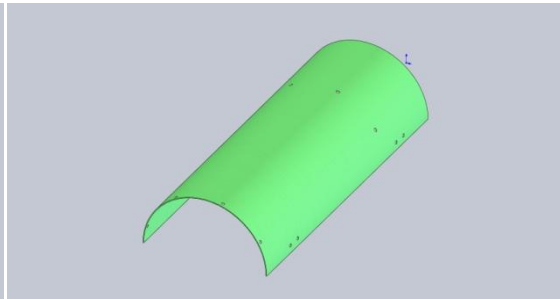


図 3.2.9 「ドア」の全体図

表 3.2.4 「チューブ」, 「ドア」 諸元

材質	GFRP
チューブ, ドア内径 [mm]	$\phi 160$
チューブ, ドア外径 [mm]	$\phi 162$
チューブ, ドア厚さ [mm]	1
チューブ長さ [mm]	500
ドア長さ [mm]	400

チューブとドアの諸元は表 3.2.4 に示す. チューブには「サーボマウント」が固定され, ドアには「爪」が固定される. チューブとドアはヒンジを介して繋がっており, ヒンジはチューブの円周上を中心とし軸方向に回転することが可能である.



## 【5】 接続プレートの詳細

「接続プレート」は以下の部品を指す.

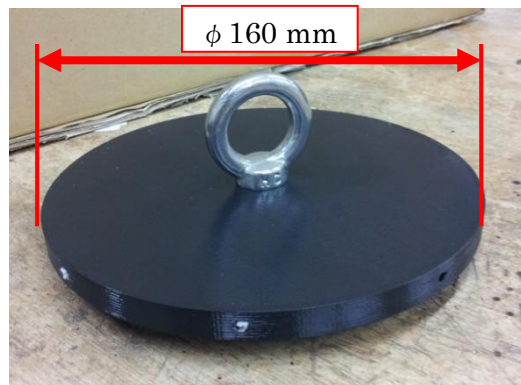


図 3.2.10 「接続プレート」の全体図

表 3.2.5 「接続プレート」諸元

材質	ABS
外径 [mm]	φ 160
厚さ [mm]	10

接続プレートの諸元は表 5 に示す. 接続プレートには M10 のアイボルトが取り付けられ, パラシュートの展開時に力が接続プレートに加わる構造となっている. 接続プレートは「チューブ」と M4 六角穴ボルトを 8 個用いて固定される. 接続プレートの側面に 8 つの雌ねじが角度を均等に切られており, そこに M4 六角穴ボルトをいれる仕組みとなっている.

オープニングショック時の荷重を与えたときの接続プレートの強度計算について, 以下に応力図を示す.

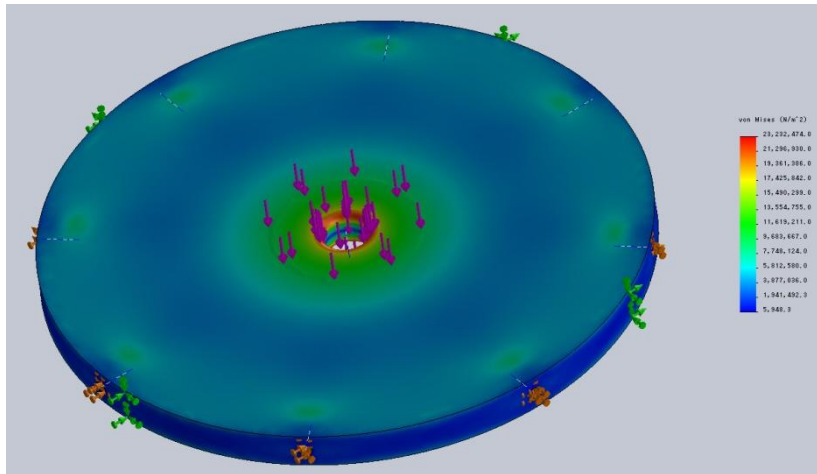


図 3.2.11 「接続プレート」の応力図

最大で 23 MPa 加わる計算となったが, ABS の強度を調べると 43 MPa との記述があり, 強度は十分であると考えられる.

※ABS 強度の出典 <http://homepage1.nifty.com/seas/database/ep/abs.htm>

接続プレートの中心の穴の内側に荷重を作用させた場合の応力図を以下に示す.

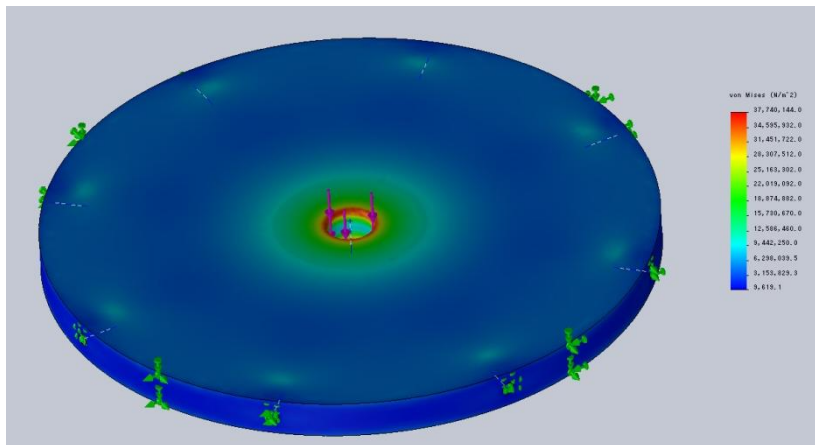


図 3.2.12 「接続プレート」の応力図 1 (荷重: 穴の内側に作用)

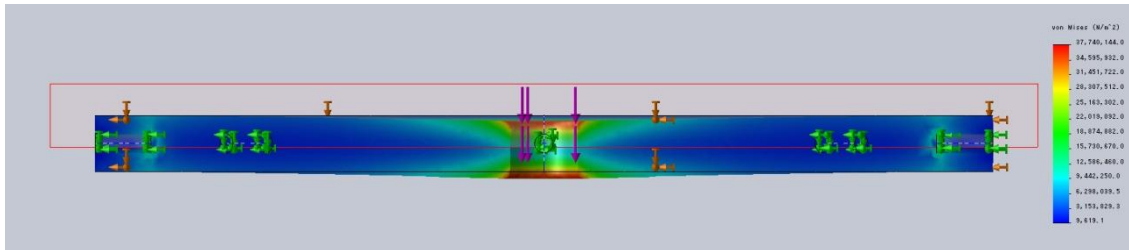


図 3.2.13 「接続プレート」の応力図 2 (荷重：穴の内側に作用)

図 3.2.12, 図 3.2.13 より穴の内側に荷重を作用させたことで最大応力は 37 MPa となった。ABS の引張降伏応力は出典から 35-59 MPa と記されており、降伏の可能性はあるがオーピングショックに接続プレートは耐えられると考える。また、接続プレートとアイボルトの間にワッシャーをかませることで応力集中が起こらぬよう考慮した。

※ABS 引張降伏応力の出典 [http://www.kda1969.com/pla\\_material/pla\\_mate\\_abs2b.htm](http://www.kda1969.com/pla_material/pla_mate_abs2b.htm)

### 3.2.2 分離回路 (海打ち)

「3.4.2 分離回路」の項を参照。

### 3.2.3 分離の原理（海打ち）

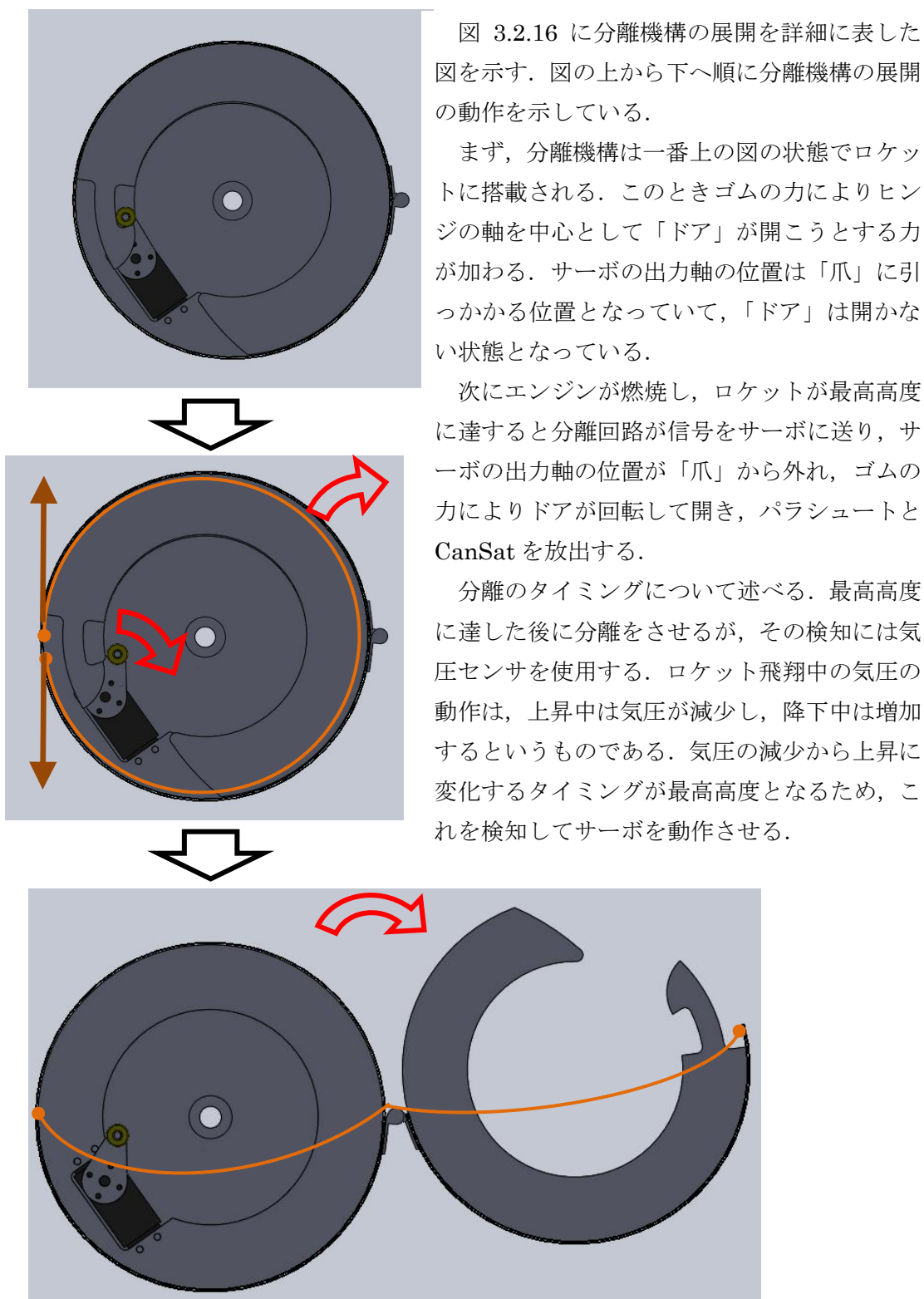


図 3.2.16 分離機構の展開

### 3.2.4 分離試験（海打ち）

図 3.217.と図 3.218.に分離試験の様子を示す。分離試験はパラシュートと CanSat の放出を確認する試験である。実際にパラシュートをショックコードで機体に接続し、パラシュートと CanSat を搭載した状態で試験する。なお、この試験においてプログラム通りに動作し、かつパラシュートと CanSat が各々単独で放出されることをもって成功とする。

試験結果は、10 回中 10 回成功し、成功率 100%を達成した。これにより、打上げでもパラシュートと CanSat が絡まることなく放出されることが予測される。

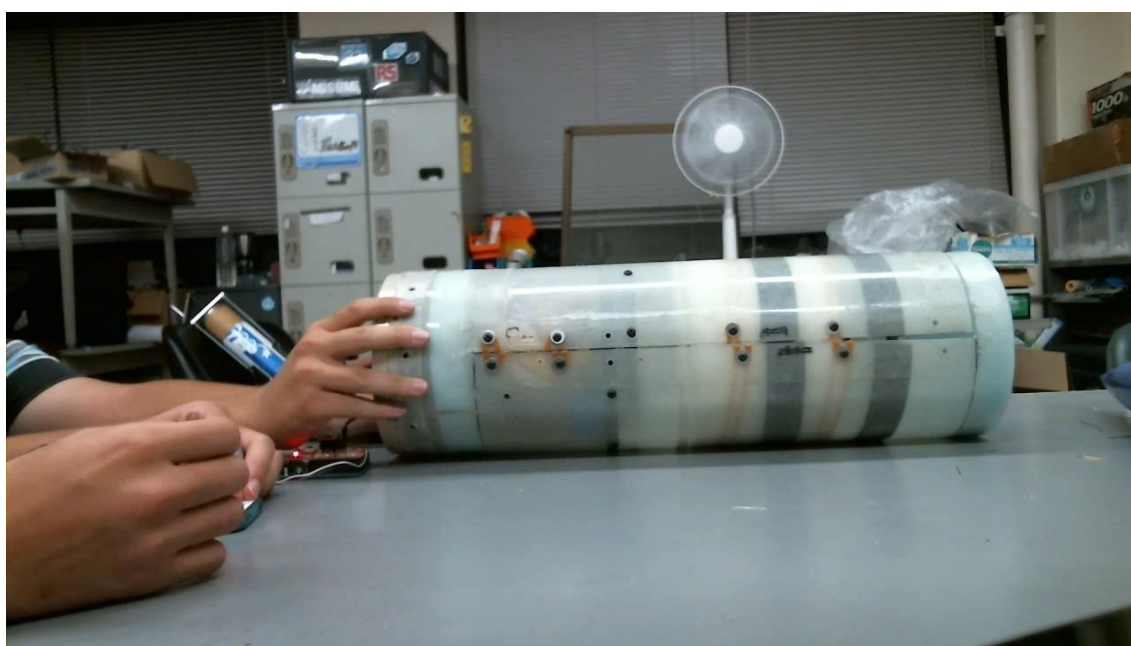


図 3.2.17 分離試験の様子（展開前）



図 3.2.18 分離試験の様子（展開後）

### 3.2.5 打上げ（海打ち）

#### 【1】 分離機構の運用

1 度目のトラブルで配管冷却時に機体が少し持ち上がってしまった。その結果、ランチャに固定していたスタートピンが外れ、分離機構が作動してしまった。このとき、缶サットが放出し、一部破損してしまった。

そのため、機体をランチャから外し、ネジを外し、電装モジュールの中にある分離回路の電源を一度切った。その後、修復した缶サット、パラシュートを分離機構に入れ、分離回路の電源を入れ、サーボを初期位置に戻した。

再び機体をランチャに戻した。

しかし、2 度目、3 度目のトラブル（どちらも不点火）で秋田大学の打ち上げへ。そのため、機体をランチャから取り出した。

秋田大学の打ち上げ後、筑波が打ち上げることになり、それまで少し時間があつたため、分離回路の電池を新しいものに交換した。このときまた、機体を分解した。

打ち上げが無事成功し、分離機構も作動した。



## 【2】 分離回路の運用

ロケットの分離機構が作動し、ロケットの回収に成功した。分離回路も回収に成功した。分離回路を保護するため、スタイロフォームを円筒形に切った保護ケースを製作した。保護ケースに入れた分離回路の様子を図 3.2.19 に示す。



図 3.2.19 保護ケースに入れた分離回路

保護ケースの外には、回路の電源のスイッチ、サーボモータに接続するコードがある。

電源のスイッチは分離回路を機体に搭載する直前に ON にし、回収するまで ON のままだった。独自に試験したところ、電源は ON の状態で 3 時間以上もつことが分かっていたので、シーケンス上は問題なかった。

サーボモータのコードは、分離回路と分離機構に装着してあるサーボモータを接続するものである。

スタートピン (図 3.2.19 の緑色の長いコード) は、機体の外側に出し、ランチャに固定した。ロケットが発射することで、スタートピンの接続部分が外れ、ロケットが発射したことを分離回路が検知するしくみである。

回収した分離回路は海水で濡れていた。microSD カードも海水で濡れた形跡が見受けられ、データの読み取りができなかった。そのため、分離機構の作動が、気圧によるものなのかタイマーによるものなのか判断できなかった。もし、タイマーならば、発射から 12 秒後に分離したことになる。12 という値はシミュレーションの結果をもとにした。回収した分離回路を図 3.2.20 に示す。

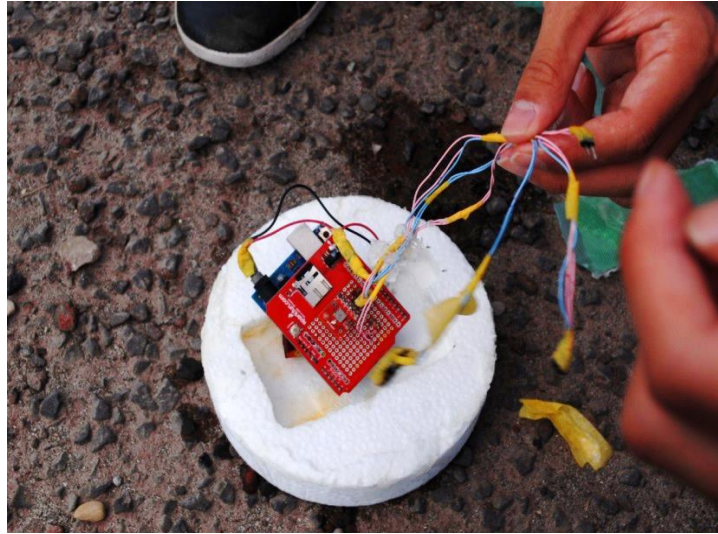


図 3.2.20 回収した分離回路

回路に海水が入った原因として、保護ケースの密閉度が足りなかったことが挙げられる。スタイロフォームに穴をあけた部分は、養生テープで塞いでいたが、ここから海水が入った可能性が高い。しかし、密閉度を高くすると、ケース内が閉鎖系となり、気圧センサの運用ができなくなってしまう。今後は、密閉性と気圧センサの利用、両方をうまく兼ね備えたものを作らなくてはならない。



### 3.2.6 構造（陸打ち）

部品はすべて3D-CAD ソフト「Solid Works」を利用し，設計した．



図3.2.21 TRC-IIIのSolid Works によるモデリング

### 3.2.7 分離回路（陸打ち）

陸打ちでの分離回路は海打ちでの分離回路（3.2.2 節）と同じ回路を使用しているため，ここでは説明を省略する．

### 3.2.8 分離の原理 (陸打ち)

装填用器具によりノーズコーンが入るまでTRC-Ⅲのバネを縮め、その時にスペーサーパイプをずらすことで、押し出しプレートに引っ掛ける。

その状態でサーボモータを作動させ、スペーサーパイプを固定することで、バネを縮めた状態でロックをかける。

発射と同時にランチャに固定したピンが抜け、回路からサーボモータの作動指示が発信されると、スペーサーパイプの固定が外れバネの力でノーズコーンを押し出す。

動作原理を表した図を図3.2.22 に示す。

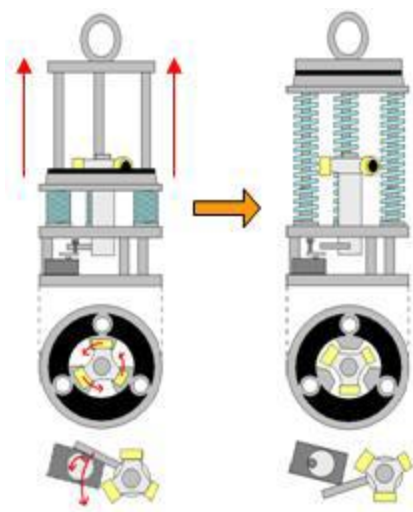


図3.2.22 TRC-Ⅲ動作原理

### 3.2.9 分離試験 (陸打ち)

機体の分離、パラシュートとCanSatの放出を確認する試験である。実際にショックコードに接続した上で、パラシュートとCanSatを装填し、試験を実施した。図3.2.23 に試験方法を示す。なお、この試験においては、プログラム通りに動作し、かつパラシュートとCanSatが各々単独で放出されることをもって成功とし、成功率90%以上を目指した。試験結果は10 回中10 回成功し、成功率100%を達成した。

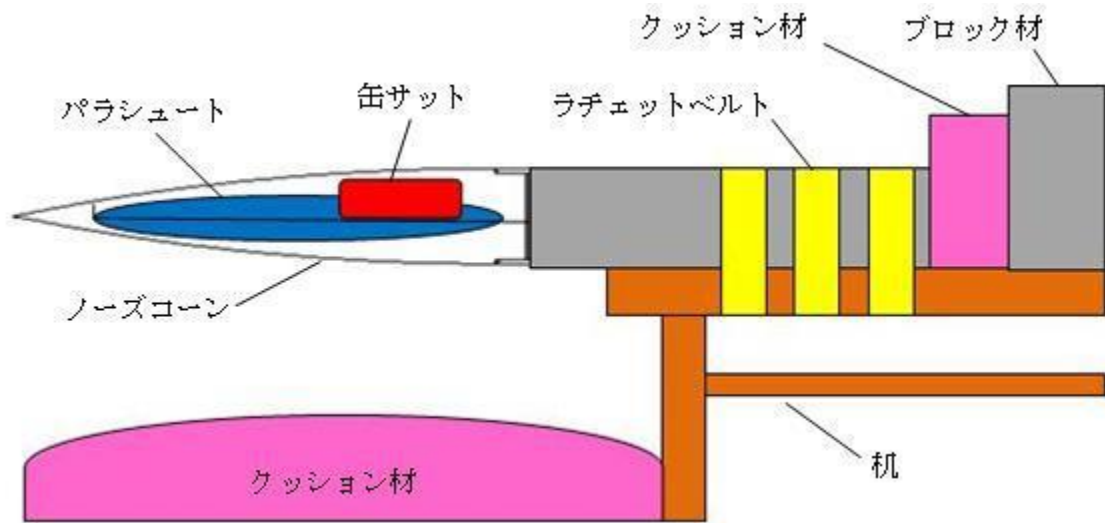


図3.2.23 分離試験方法

### 3.2.10 打上げ (陸打ち)

#### 【1】 分離機構の運用

準備所で分離機構を装填した。その後、ランチャに機体をセットした。総員退避がかかった直前に、安全ピンを抜こうとしたが固くて抜けにくかった。安全ピンだけで、分離機構を支えている恐れがあり、これだと、安全ピンを抜いた瞬間に分離する恐れがあった。そのため、機体をランチャから外し、その場で（点火所）で分離機構が作動しなかチェックした（安全ピンを抜いても分離しないかどうかチェック）。結果、安全ピンを抜いても分離しなかったため、大丈夫と判断し、安全ピンを再び入れた。もう一度機体をランチャにセットし、安全ピンを抜いた。ロケットは無事打ちあがり、分離機構も作動した。

#### 【2】 分離回路の運用

ロケットの分離機構が作動し、ロケットの回収に成功した。分離回路も回収に成功した。分離回路の外観は海打ちのものと変わらず、保護ケースには入れなかった。理由は、陸うちでは水の侵入の心配がないからである。

また、海打ちと異なる点として、回路電源のスイッチを機体の外に出した。スイッチを外に出した理由は、陸打ち機体の分離機構のためである。サーボモータを初期位置に移動させるため回路に電源を入れるが、そのときに回路は機体の中に装填されているので、スイッチは機体の外になくてはならない。

回路の気圧センサから得られたデータを図 3.2.24 に示す。

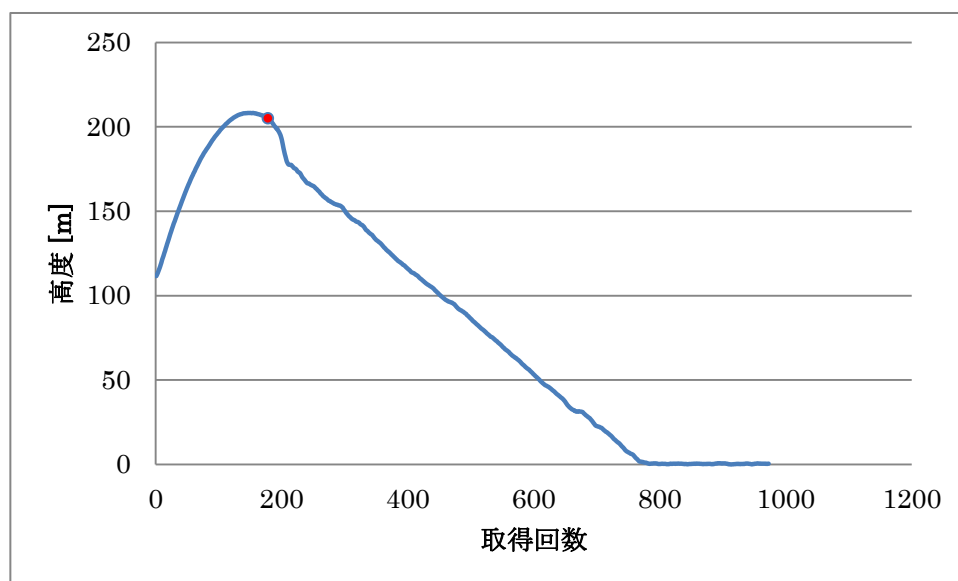


図 3.2.24 ロケットの高度

気圧から高度への換算は以下の式を用いた。

$$h = 153.8 \times (t + 273.15) \times \left\{ 1 - \left( \frac{P}{102315} \right)^{0.1902} \right\}$$

$h$ : 高度[m]       $t$ : 温度[°C]       $P$ : 気圧[Pa]

図 3.2.24 のグラフにおいて、赤丸は分離機構が作動した点を示す。また、赤丸はタイマーによる分離であり、シミュレーションをもとにロケット発射から 8.5 秒後に作動するようプログラムした。気圧の取得はロケットが発射してから 3 秒後に行ったため図 3.2.24 のようなグラフとなった。

最高高度は 208 m、分離機構作動時の高度は 205 m だった。

### 3.2.11 考察（海打ち・陸打ち）

海打ちでの分離機構の考察をする。海打ちでは、新規に製作した分離機構を使用した。分離試験で100%の成功率を収め、また実際の打上げ時にも CanSat とパラシュートの放出に成功し、機体を安全に回収することができた。ただ、配管冷却時にロケットが上昇しスタートピンが抜かれタイマー作動による分離機構の誤作動という問題があった。これは従来使われていた陸打ちの分離機構でも同様の誤作動が発生すると予想される。この問題に対しては、来年度以降、エンジンの燃焼前にロケットが上昇してスタートピンが抜かれたとしても分離機構が動作しないよう工夫していく必要があると考える。分離機構自体も今回は動作したがこれからも安定して動作するよう改良が必要であると考え。主な改良点としては、更なる軽量化、製作の簡易性などを向上していこうと考えている。

次に、陸打ちでの分離機構の考察をする。陸打ちでは、昨年度も使用した分離機構を改造せずにそのまま使用した。打上げ前には経年劣化などは見られず改修せずに打上げに耐えられると判断し、打上げ後の分離は成功した。缶ロケラボということで創価大学の CanSat を搭載したが、分離後にロケット側のパラシュートと CanSat 側のパラシュートが絡んでしまった。これは CanSat の搭載時にパラシュートが既に絡んでいたことが原因ではないかと考える。その理由として、ロケットのパラシュートと CanSat のパラシュートの位置が同じ場所にあり、接触していたため、ロケットの運搬や打上げ時に絡まったのではないかと考えられるためである。次年度もこの分離機構を使用する場合には、CanSat のパラシュートとロケットのパラシュートが互いに隔離されるようにパラシュートの空間を仕切る部品が必要であると考えられる。

### 3.3 燃焼系 (GSE・エンジン)

能代宇宙イベントにおいてロケット打ち上げ実験に関するエンジン班の活動を記述する。エンジン班は本プロジェクトにおいて、エンジンの点火含め、GSE(地上支援設備)の運用を担当した。

#### 3.3.1 エンジン概要

本プロジェクトで使用したエンジンは陸打ち上げ、海打ち上げ共にハイブリットエンジンである。海打ち上げには HyperTEK シリーズの K240, 陸打ち上げには同じく HyperTEK シリーズの J250 を使用した。

表 3.3.1 に J250 のパラメータ, 表 3.3.2 に K240 のパラメータ, 図 3.3.1 に J250 の「thrustcurve」の推力を 8 割にした推力履歴, 図 3.3.2 に K240 の本団体の燃焼試験によって得られた推力履歴に取り付け器具の重さ分のみを推力に加える補正を行ったものを示す。

表 3.3.1 J250 のパラメータ

	公称値	ThrustCurve
エンジン型番	HyperTEK J250	
燃焼時間[s]	3.00	3.32
総力積 [Ns]	745	583
最大推力[N]	501	355
寸法[mm]	54×614	54×614

表 3.3.2 K240 のパラメータ

	公称値	実験値
エンジン型番	HyperTEK K240	
燃焼時間[s]	5.600	5.612
総力積[Ns]	1285	1148
最大推力[N]	425	530
寸法[mm]	54×819	54×790

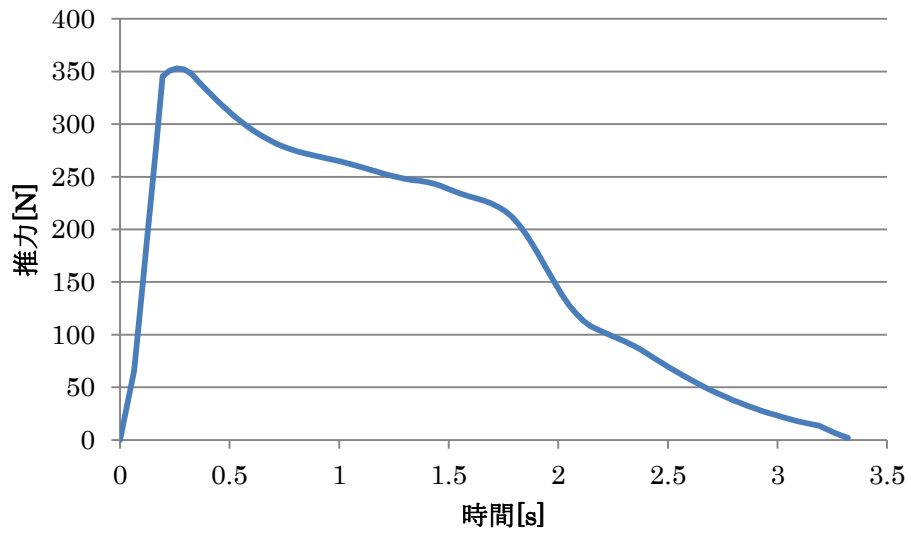


図 3.3.1 J250(ThrustCurve)の推力履歴(移動平均要素数 5)

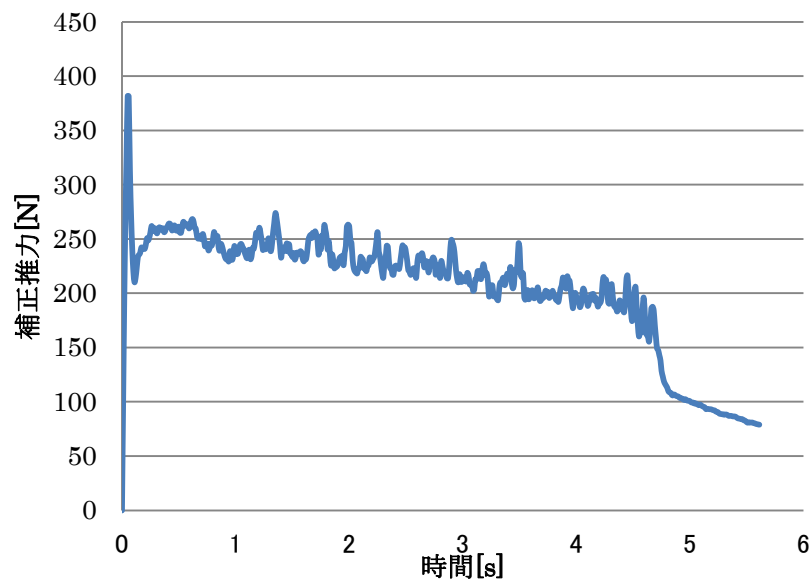


図 3.3.2 K240 の推力補正後の推力グラフ(移動平均要素数 5)

### 3.3.2 GSE 概要

本団体で取り扱っている GSE は HyperTEK の手引きによる GSE を基本としている。詳細を図 3.3.3 に示す。

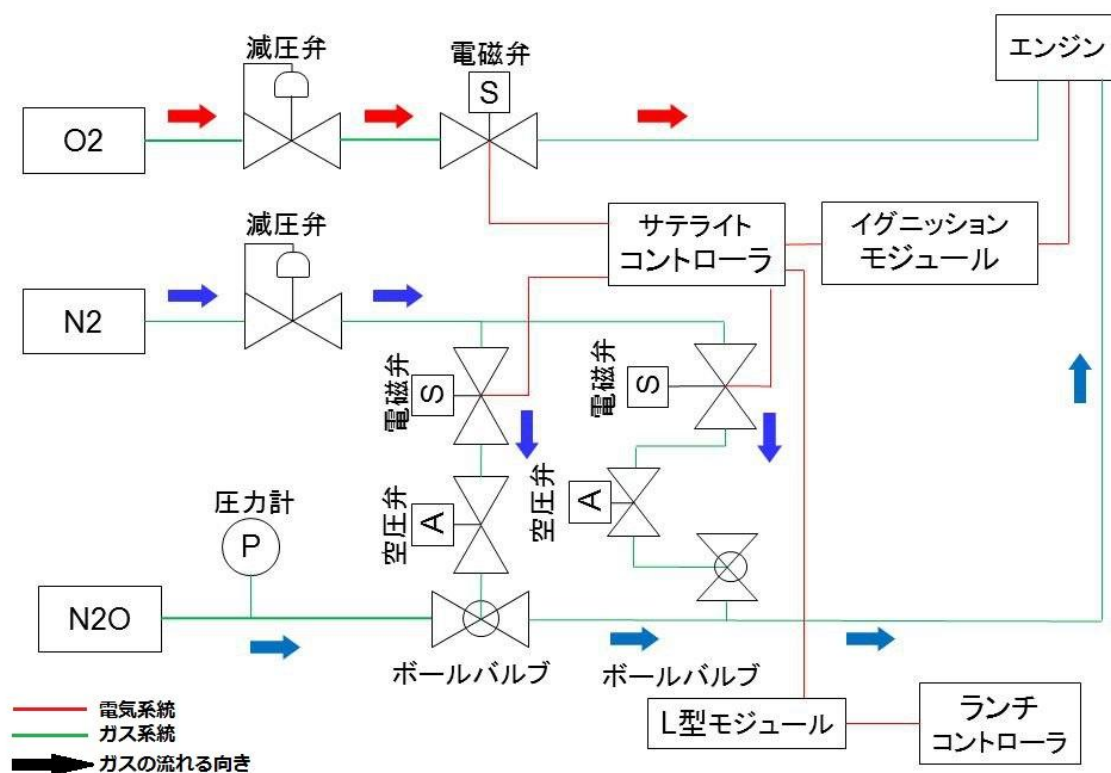


図 3.3.3 GSE 概要

### 3.3.3 活動内容

#### 3.3.3.1 GSE 改良

昨年までは N<sub>2</sub>O のダンプ弁に電磁弁を使用していたが、電磁弁が凍りつき、作動しない可能性があるために空圧弁に変更した。また、N<sub>2</sub>O ラインのボンベボールバルブ間のフレキシブルホースを SUS 管に変えた。これは万が一フレキシブルホースが外れてしまった場合に自由度の少ない管の方が安全であると考えたからである。SUS 管に変えた後、リーク試験を行った。

今後も試行錯誤し安全性を高めていく。



### 3.3.3.2 手順書作成

本団体の手順書はハイブリットロケットの打ち上げ時のエンジン，配管系統，電気系統の組立，動作確認，打ち上げの手順を記載している．普段の活動で手順書を用いて配管を組み立てる練習を行い，改訂を重ねている．特に今年は GSE の大幅な改良を行ったので練習を通して手順書に不備がないか何度も確認した．

手順書に欠陥があると重大な事故に繋がることも考えられるので，今後も安全を第一に考え，なおかつ手順の効率化を図っていく．

### 3.3.3.3 地上燃焼実験

打ち上げデータに必要な推力データの取得，GSE の運用練習の一環として 4 月(公開)，7 月にそれぞれ一回の合計 2 回の地上燃焼実験を行った．

(1) 公開地上燃焼実験 日時：2013 年 4 月 20 日 場所：筑波大学内虹の広場

この地上燃焼試験は，フレキシブルホースを変えてから初めての地上燃焼実験であった．当日は曇りであったが，点火までは順調にシーケンスが進んだが点火の際に，不点火が確認された．トラブルシュートを行い，イグナイタがスパークしていないことがわかり，イグナイタの単独試験を行い，正常に点火したので再び点火シーケンスを行ったところ無事に点火した．

(2) 地上燃焼実験 日時：2013 年 7 月 20 日 場所：筑波大学内虹の広場

この地上燃焼試験は，ダンプ弁を電磁弁から空圧弁に変えてから初めての地上燃焼実験であった．

当日は晴れでボンベを開栓するまでは順調に進んだが，N<sub>2</sub>O ボンベを開栓した際にリークが確認された．リークの原因はヒューマンエラーであり，解決できた．このリークが原因でシーケンスが遅れ，2 回行うはずだった燃焼実験が 1 回しか行うことができなかつたが無事に点火を成功することができた．今回の安全審査書に使用した K240 の推力はこの実験で得たものである．

### 3.3.3.4 事前準備・リハーサル

今年度は7月地上燃焼実験に向けて6回、地上燃焼実験が終わった後から能代宇宙イベントの打ち上げまでの間に8回、合計14回の配管練習を行い打ち上げに備えた。また能代入りしてからは毎日手順書の読み合せを行い、手順を入念に確認した。

リハーサルは海打ち上げのリハーサルと陸打ち上げのリハーサルを行った。海打ち上げではTSRPのGSEを借りる予定だったのでTSRPとの打ち合わせを行った。悪天候やシーケンスの関係で本団体の打ち上げがTSRPと違う日に変更になったため、実際には本団体のGSEを使うことになった。陸打ち上げでは、海打ち上げ後にGSEに問題が生じたためGSEの変更を行った。そのためにリハーサルでは変更したN2ラインのリーク試験を行った。そのほかに電磁弁や空圧弁の動作試験を行い、全て正常に動作した。

### 3.3.4 当日の運用

#### 3.3.4.1 海打ち上げの運用

本団体の海打ち上げは8月21日に行われた。打ち上げ予定時刻が8:40であり3:50より作業が進められ、点火シーケンスまでは順調に作業は進んだ。しかし、点火シーケンスの配管冷却の際に、ランチシステムとエンジンを固定しているタイストラップが外れてしまい機体が浮き上がってしまった。原因は、タイストラップを締める際にタイストラップが伸びてしまったことだと考えられたので、再度タイストラップで固定し念の為にエンジンも予備のエンジンに交換した。

2回目の点火シーケンスは9:25に行われた。配管冷却、本充填も確認できたが不点火になった。不点火の原因としてはイグナイタがスパークしなかったことだと判明したのでイグナイタの単独試験を行ったところ、正常にスパークした。そのため、イグナイタを新しいものに取り替えて再度点火シーケンスを行った。

3回目の点火シーケンスは9:40だった。3回目の点火シーケンスでも2回目と同じように本充填は確認できたが不点火となった。

その後ASSPの打ち上げが行われた。ASSPのシーケンスが早まった為にASSPの打ち上げが行われた後、12:00より本団体の打ち上げをすることができた。4回目の点火シーケンスではASSPのGSEで打ち上げた(ランチシステムのみ本団体のもの)4回目の点火シーケンスで無事に機体を打ち上げることができた。

2回目、3回目の不点火の原因として、イグナイタが結露してしまいスパークされなかったことが考えられる。打ち上げが成功した時のようにイグナイタをシステムのO2放出部の2cmほど下に取り付けることでこの原因は解決できるものであると考え。(要検証)

また、海打ち上げ後にN2Oラインの配管が外れなくなる問題が発生し、陸打ち上げでは

使用できなくなってしまった。外れなくなってしまった原因としてはナットを増し締めしすぎてフェルールとボディが変形してしまったことが挙げられる。(要検証)

外れなくなった部分の写真を図 3. 3. 4 に示す



図 3. 3. 4 外れなくなった管

#### 3.3.4.2 陸打上げの運用

本団体の陸打ち上げは 8 月 23 日に行われた。打ち上げ予定時刻 9:30 であり 6:00 より作業を開始した。実際の打ち上げは 11:20 である。GSE の N2O ラインと N2 ラインを海打ちの時とは変えたが、リークは確認されず、弁も正常に動作した。GSE の作業は順調に進んだが、ロケットの方でシーケンスに遅れが生じたのでエンジン班の作業を中断し待つ時間が発生したため、ボンベの管理を行った。海打ち上げの際に不点火が続いたので、イグナイタの取り付ける場所を変えて点火を行った。

点火シーケンスについて報告する。点火シーケンスでは昨年黒色版が外れてしまい充填確認が難しかったが、今年は黒色版の上下を養生テープでと固定することにより充填確認を容易にすることができた。充填確認した時間が本充填開始から 11 秒であり、以前の同じエンジンを使用した実験のときよりも短かった。

#### 3.3.6 打上げ実験の考察と今後の展望

今後の課題としては点火技術にある。今年度は 2 回の地上燃焼実験、陸の打ち上げ実験においては自力で点火することができたが、海の打ち上げ実験では ASSP に手伝っていただきなんとか点火することができたという結果になった。

今後は海打ち上げでの不点火のようなことが二度と起きないようにメンバーで再度考察し、原因の究明、確実な点火の技術を確立させていきたい。

## 3.4 搭載機器

TSUKUBA-STRP09（海打ち）及び TSUKUBA-STEP08A（陸打ち）に計測回路と分離回路を搭載した。

また，TSUKUBA-STEP09 に搭載した CanSat に CanSat 回路を搭載した。  
一覧表を表 3.3.1 に示す。

表 3.4.1 搭載機器一覧

機体名称	搭載機器
TSUKUBA-STEP09	計測回路
	分離回路
	CanSat 回路
TSUKUBA-STEP08A	計測回路
	分離回路

### 3.4.1 計測回路

#### 3.4.1.1 計測回路概要

回路およびプログラムは陸打ち，海打ちともに同じである。

計測回路の概要を図 3.4.1 に示し，使用した回路を図 3.4.2 に示す。

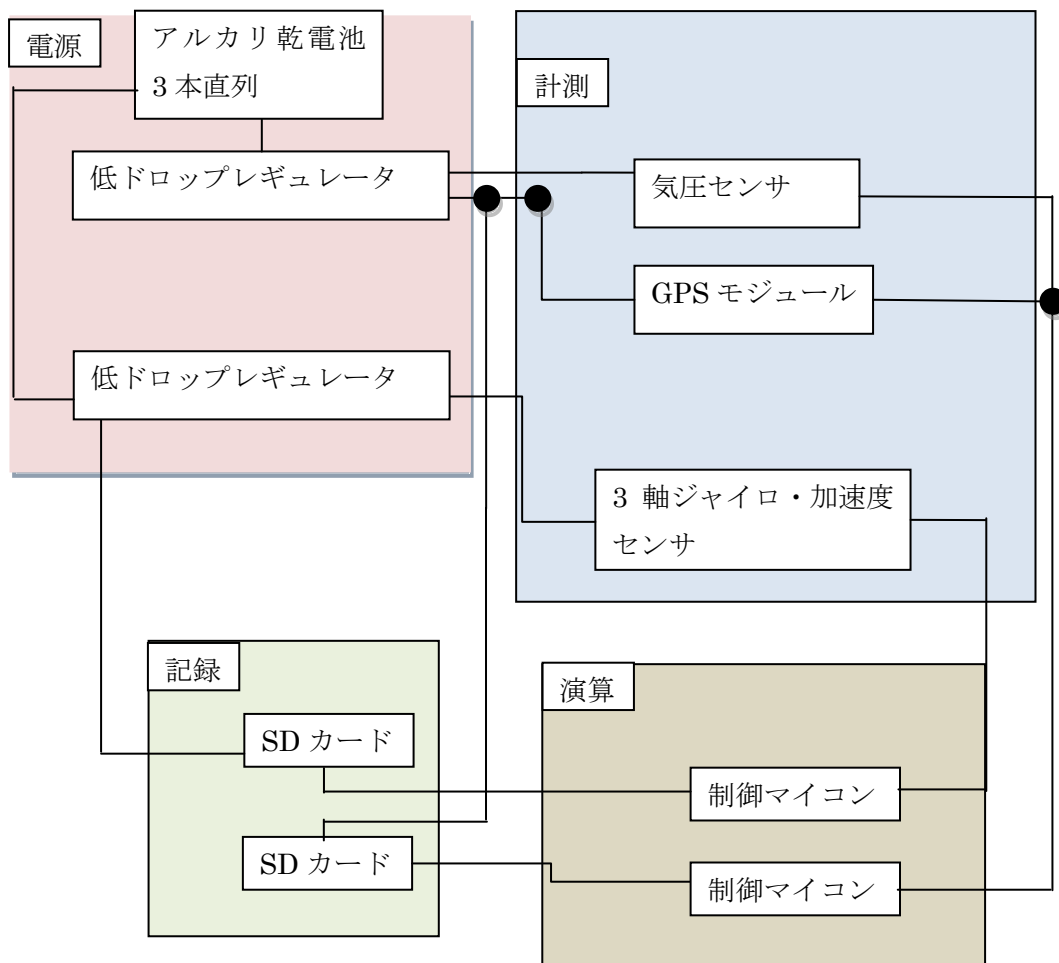


図 3.4.1 計測回路ブロック図

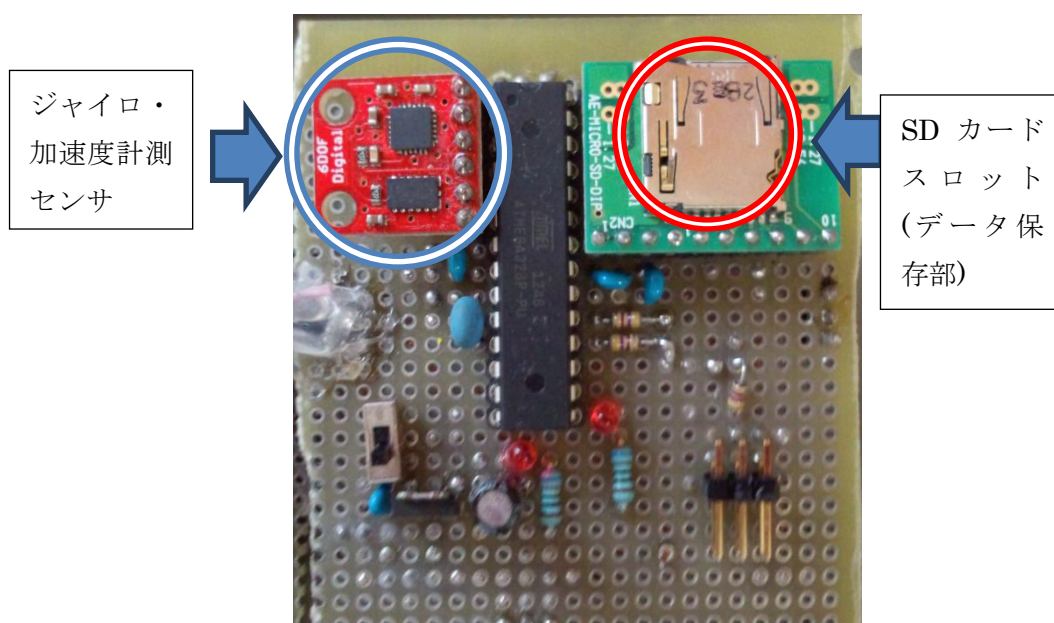


図 3.4.2 計測回路-ジャイロ・加速度計測部

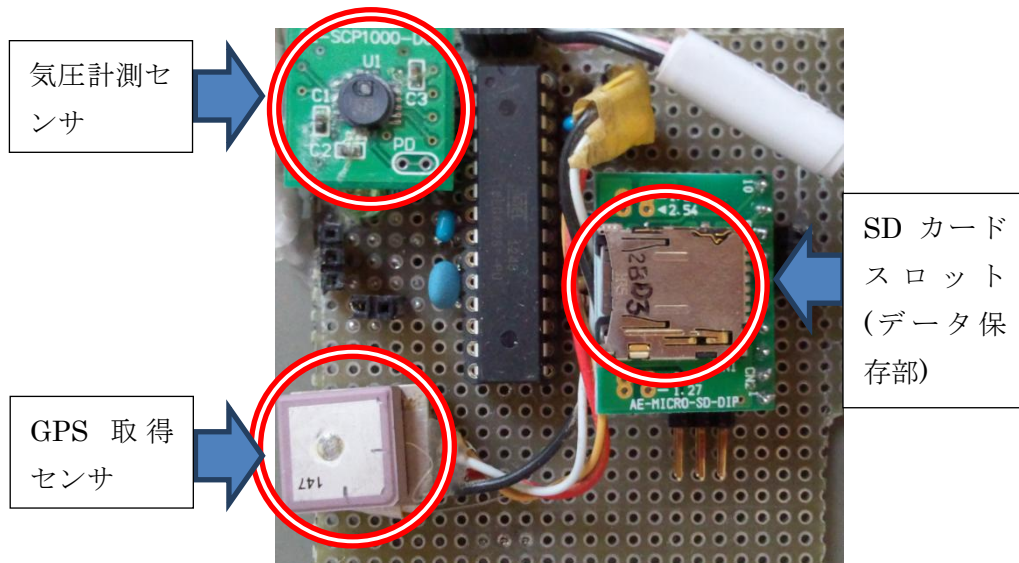


図 3.4.3 計測回路-GPS・気圧計測部

次に使用センサーについて表 3.4.2 にまとめる。

表 3.4.2 使用センサー

使用用途	型番
気圧計測	SCP1000-D01
加速度計測	ADXL345
ジャイロ計測	ITG-3200
GPS 取得	GM-316

※ジャイロと加速度は両センサーが同一基盤に載っている IMU6Degrees SEN-10121 を使用

### 3.4.1.2 海打ち結果

回路への海水の侵入を防ぐために、保護ケースを製作した。素材は発泡スチロールであり、養生テープ及びホットボンドでさらに補強した。図 3.4.4 を参照。



図 3.4.4 海用計測回路防水ケース

計測回路の回収には成功した。しかし、気圧と GPS のデータは取得することができなかった。計測回路は GPS・気圧計測部とジャイロ・加速度計測部は独立している。現地での動作テストでは計測を確認することができたが、打ち上げ後のデータを得ることはできなかった。これは、下記の 3 点の原因が考えられる。

1. 接触不良
2. 浸水による短絡
3. 衝撃による瞬断

1.に関しては、打上げ又は着水の衝撃によるセンサ部の接触不良又はハンダ部分の接触不良であるが、センサ部に関しては固定されており、ハンダ部に関しては同条件で後日に行った動作テストでは正常な動作をしているため考えにくい。

2.に関しては、短絡することによって SD とマイコン間でのデータのやり取りが行えなくなり完全にデータをロスしたと考えられる。また電源部の短絡により回路全体の動作が不安定になった可能性も考えられる。

3.に関しては、同様な状況にも関わらずジャイロ・加速度計測部のデータの取得はできているため、瞬断ではないと考えられる。また、瞬断をした場合には、再度データを計測し続けるため完全なデータロストは考えにくい。

以上の理由からもっとも考えられる原因は浸水による短絡である。

ジャイロと加速度のデータを図 3.4.5, 図 3.4.6 に示す。

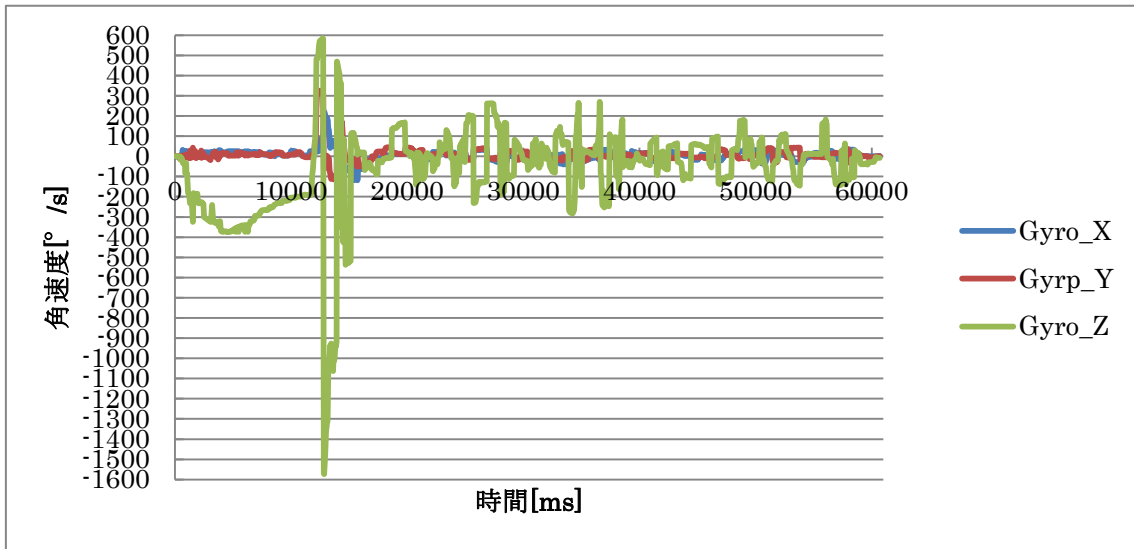


図 3.4.5 ジャイロデータ

上記の Gyro\_X、Gyro\_Y、Gyro\_Z はそれぞれ機体に進行方向を Z 軸としたときの X、Y、Z 軸周りの角速度[°/s]を表わしている。

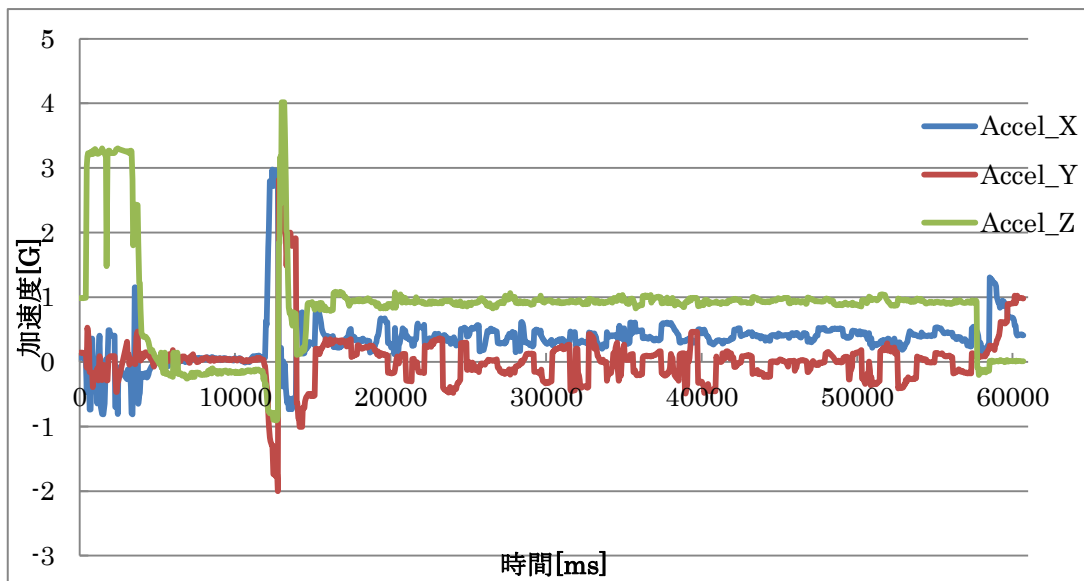


図 3.4.6 加速度データ

Accel\_X、Accel\_Y、Accel\_Z はそれぞれ地面から鉛直方向を Z 軸としたときのそれぞれの軸に対する加速度を表している。

図 3.4.5 と図 3.4.6 を比較して、開始から 13000 ms 経過時に大きく値が変動している。これは、分離機構が動作したためと考えられる。それ以降はパラシュートが展開されている。

図 3.4.5 に関して、打上げ開始から分離機構動作時までは Z 軸周りで大きく回転していることが分かる。このデータ通りにロケットが飛翔しているとすれば、Z 軸まわり負方向に大



大きくジャイロ回転しながら飛翔していることになる。分離展開後は、パラシュートにロケットがぶら下がる形となるため、ランダムに値が変動している。

図 3.4.6 に関して、開始から 4000 ms 経過時までは加速度 3.3 G で加速をしていることが分かる。その後、分離機構動作までは弾道飛行となり動作後はパラシュートの展開により安定して落下していることが分かる。

シミュレーションとの比較結果は機体班の項で説明する。

### 3.4.1.3 陸打ち結果

当日、準備所で作業中に、SD カードにデータが書き込まれないといったトラブルが起きた。最終的に解決することができず、ロケットの計測はできなかった。

準備所での動作テストではデータの取得の確認は取れていたが、機体に搭載後にトラブルが生じ、データの取得ができなかった。具体的には、気圧・GPS 計測部は、初期化が失敗し動作不良を起こしており、ジャイロ・加速度計測部のデータ計測は、正常に動作はしているが、ロケット飛翔中のデータの取得ができていなかった。

上記のトラブルの原因を下記に述べる。

#### 1. 電源供給部の配線不良

上記の 1 点が考えられる。

1. について説明をする。センサ及びマイコンに正しく電源が供給されておらず動作が不安定になってしまうということである。準備所ではテスターで測り正しく供給されていることを確認することができたが、ハンダ付けが甘い場合には供給が不安定になってしまい正常に動作しないことがある。

陸で使用した回路は、海で使用したものを修正したものであるが、海水につかったものを修正したため、衝撃に弱くなったと考えられる。搭載および固定時の衝撃により、ハンダ部の接触が悪くなり、動作不良が起きた可能性が大きい。

### 3.4.2 分離回路

#### 3.4.2.1 分離回路概要

TSUKUBA-STEP09 及び TSUKUBA-STEP08A に搭載した分離回路はどちらも同じ構造である。分離回路は飛翔中のロケットの分離機構を作動させることが目的である。

今回用いた分離回路は、気圧変動の検知及びタイマーにより分離機構を作動させる。

回路図を図 3.4.7 に示す。

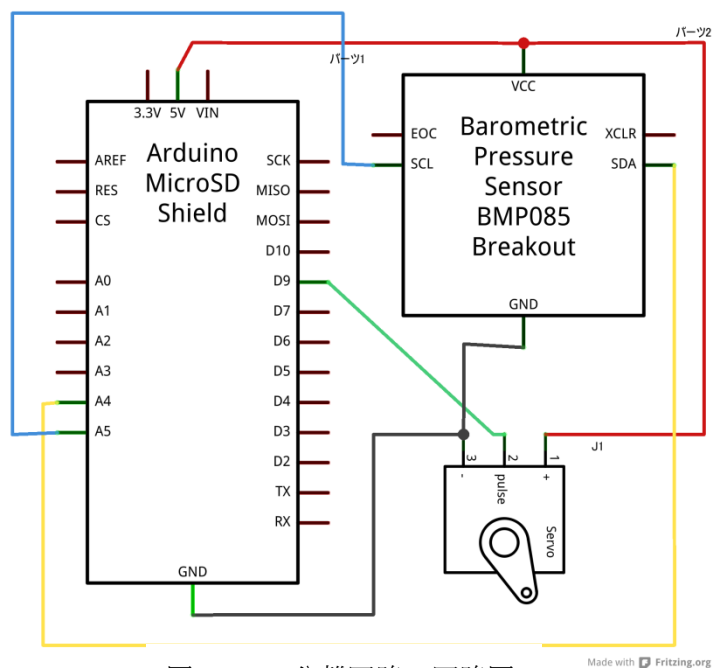


図 3.4.7 分離回路の回路図

図 3.4.7 にある Arduino MicroSD Shield は、Arduino Uno R3 と接続し、電源の供給は 9V 電池から行った。

microSD はログの保存に、気圧センサは飛翔中のロケットの高度計測に、サーボモータは分離機構の作動に用いた。

回路の外観図を図 3.4.8 に示す。

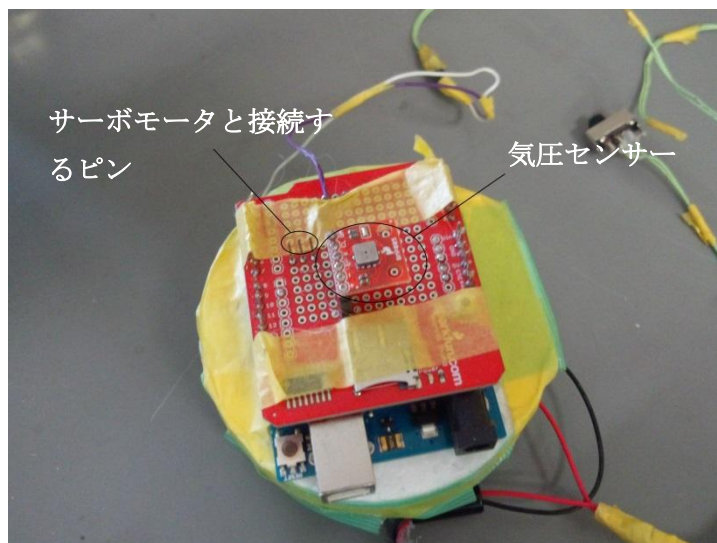


図 3.4.8 分離回路外観図

### 3.4.2.2 海打ち結果

ロケットの分離機構が作動し、ロケットの回収に成功した。分離回路も回収に成功した。分離回路を保護するため、スタイロフォームを円筒形に切った保護ケースを製作した。保護ケースに入れた分離回路の様子を図 3.4.9 に示す。



図 3.4.9 保護ケースに入れた分離回路

保護ケースの外には、回路の電源のスイッチ、サーボモータに接続するコードがある。

電源のスイッチは分離回路を機体に搭載する直前に ON にし、回収するまで ON のままにした。また、独自に試験したところ、電源は ON の状態で 3 時間以上もつことが分かっていたので、シーケンス上は問題なかった。

サーボモータのコードは、分離回路と分離機構に装着してあるサーボモータを接続するものである。

スタートピン（図 3.4.9 の緑色の長いコード）は、機体の外側に出し、ランチャに固定した。ロケットが発射することで、スタートピンの接続部分が外れ、ロケットが発射したことを分離回路が検知するしくみである。

回収した分離回路は海水で濡れていた。microSD カードも海水で濡れた形跡が見受けられ、データの読み取りができなかった。そのため、分離機構の作動が気圧によるものなのかタイマーによるものなのか判断できなかった。もし、タイマーによるものならば、発射から 12 秒後に分離したことになる。12 という値はシミュレーションの結果をもとにした設定した値である。回収した分離回路を図 3.4.10 に示す。

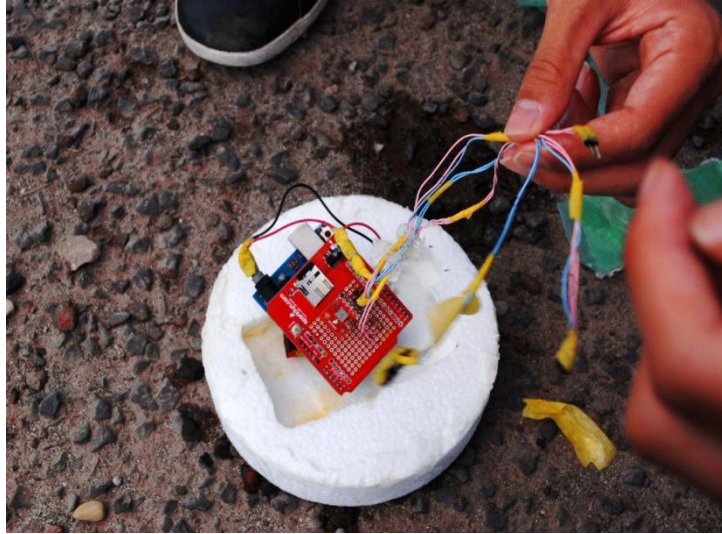


図 3.4.10 回収した分離回路

回路に海水が入った原因として、保護ケースの密閉度が足りなかったことが挙げられる。スタイロフォームに穴をあけた部分は、養生テープで塞いでいたが、ここから海水が入った可能性が高い。しかし、密閉度を高くすると、ケース内が閉鎖系となり、気圧センサの運用ができなくなってしまう。今後は、密閉性と気圧センサの利用、両方をうまく兼ね備えたものを作らなくてはならない。

### 3.4.2.3 陸打ち結果

ロケットの分離機構が作動し、ロケットの回収に成功した。分離回路も回収に成功した。分離回路の外観は海打ちのものと変わらないが、保護ケースには入れなかった。理由は、陸うちでは水の侵入の心配がないからである。

また、回路電源のスイッチを機体の外に出した点は海打ちと異なる。スイッチを外に出した理由は、陸打ち機体の分離機構によるものである。サーボモータを初期位置に移動させるため回路に電源を入れるが、そのときすでに回路は機体の中に装填されているので、スイッチは機体の外になくてはならない。

気圧センサから得られたデータを図 3.4.11 に示す。

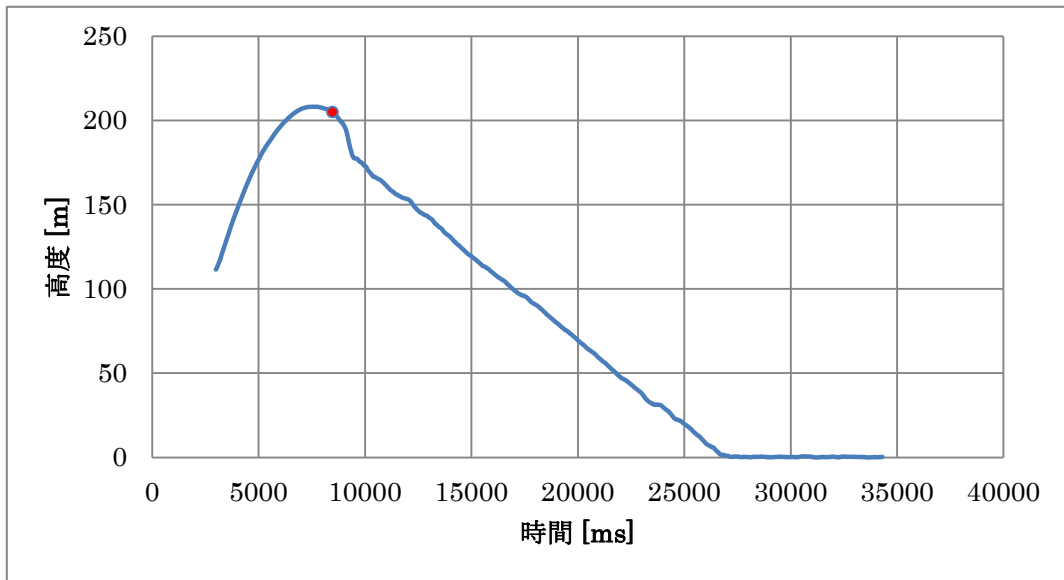


図 3.4.11 ロケットの高度

気圧から高度への換算は以下の式を用いた.

$$h = 153.8 \times (t + 273.15) \times \left\{ 1 - \left( \frac{P}{102315} \right)^{0.1902} \right\}$$

$h$ : 高度[m]       $t$ : 温度[°C]       $P$ : 気圧[Pa]

図 3.4.11 のグラフにおいて, 赤丸は分離機構が作動した点を示す. また, 赤丸はタイマーによる分離であり, シミュレーションをもとにロケット発射から 8.5 秒後に作動するようプログラムした. 気圧の取得はロケットが発射してから 3 秒後に行ったため図 3.4.11 のようなグラフとなった.

最高高度は 208 m, 分離機構作動時の高度は 205 m だった.

### 3.4.3 海打ち用 CanSat 回路

#### 3.4.3.1 海打ち用 CanSat 回路概要

海水温の計測及び無線通信を行う回路である, 写真は図 3.4.12 示す.

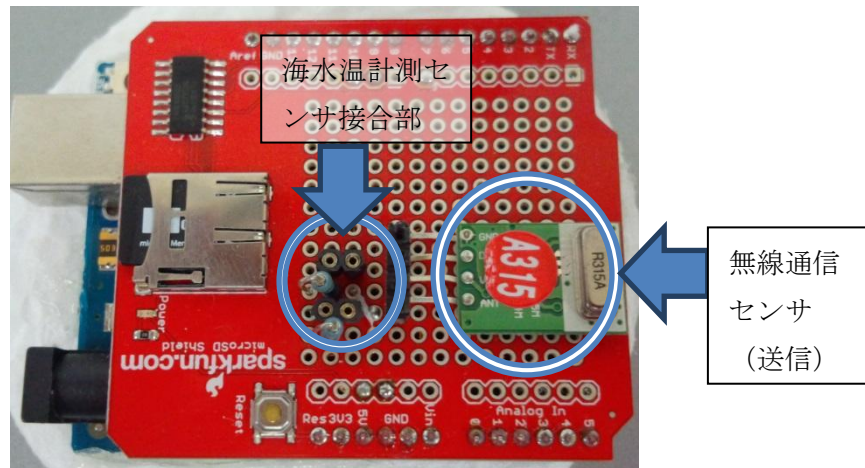


図 3.4.12 海用 CanSat 回路



図 3.4.13 海水温計測センサー(DS18B20)



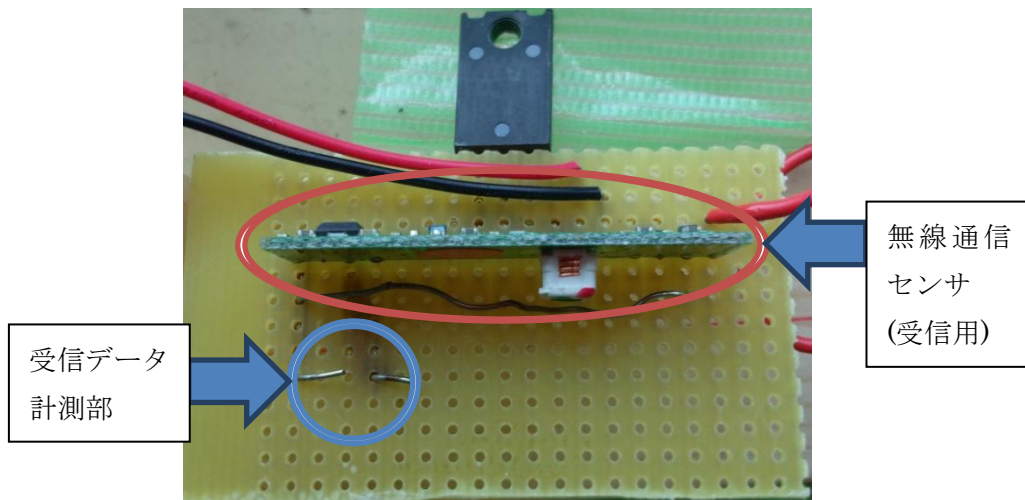


図 3.4.14 無線受信用回路

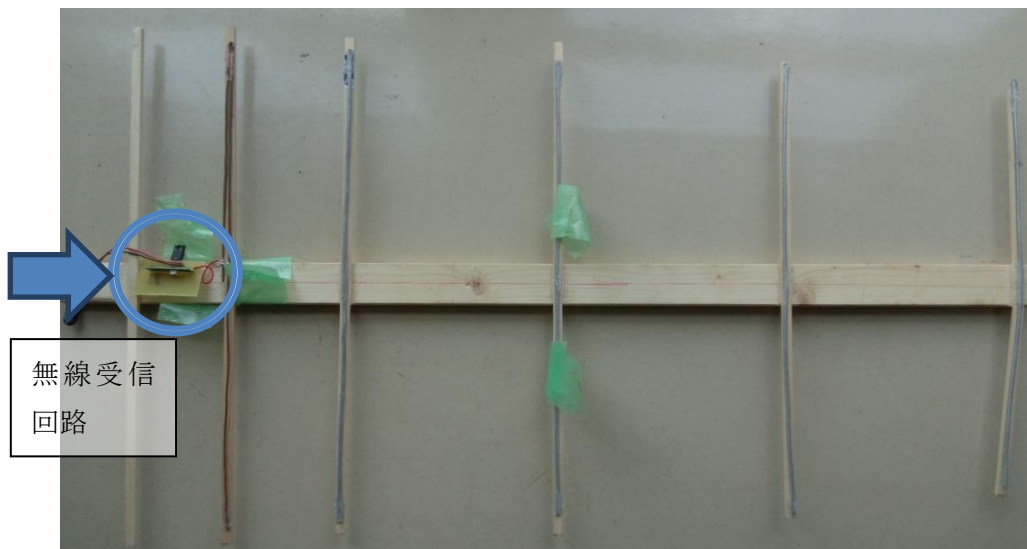


図 3.4.15 受信アンテナ



図 3.4.16 16DSO Nano v 3

受信データ  
取得部

表 3.4.3 海用 CanSat 回路仕様

使用用途	型番
海水温計測	DS18B20
無線通信センサ(送信)	RF315M
無線通信センサ(受信)	RF315M
受信データ計測	DSO Nano v3

無線通信センサは 315MHz 帯の微弱無線であり，送信・受信は独立している。

海水温計測は，DS18B20 を 2 つ使用し，海面から 1 m 及び 5 m の海水温の計測を行う。また，無線通信については，送信部は海用 CanSat 回路によって High と Low が 200  $\mu$ s の矩形波パルスを送信する。受信部は図 14 の無線受信用回路を図 3.4.15 のように八木アンテナと接合し，図 3.4.16 の小型オシロスコープの受信データ取得部を図 3.4.14 の受信データ計測部に接合することによって，送られたパルスの受信を確認する。受信は漁船にて行う。

### 3.4.3.2 結果

結果は衛星班の項を参照



### 3. 5 海打ち用 CanSat (筑波大学宇宙技術プロジェクト作成)

#### 3. 5. 1 CanSat 概要

本年度の能代宇宙イベントにおいて、衛星班は海打ち型ロケット搭載型実験用 CanSat の製作を行った。

##### 3. 5. 1. 1 目的

本団体初の海打ち型ロケット搭載の CanSat であるため、以下のことを本 CanSat の目的とする。

- (1)ロケットからの分離及びパラシュートを展開しての落下
- (2)海上からの CanSat の回収
- (3)水温計データおよび映像記録の取得

##### 3. 5. 1. 2 仕様

今回製作した CanSat の機体は海上からの機体の回収を第一目標とした機体である。

本団体初の海打ち型ロケットに搭載する機体であることから、今後への足掛けとなる CanSat にするべくロケットからの分離、降下、機体の回収をメインミッションとする。

CanSat の仕様を表 3. 5. 1 に示す。

表 3. 5. 1 CanSat の仕様

	目標	目標
形式	円筒型実験機	円筒型実験機
直径[mm]×高さ[mm]	150×230	150×230
重量[g]	1500	1300

##### 3. 5. 1. 3 サクセスクライテリア

衛星班が定めたサクセスクライテリアを表 3. 5. 2 に示す。

表 3. 5. 2 CanSat のサクセスクライテリア

サクセスクライテリア	内容
ミニマムサクセス	内部に浸水しない機体を作り回収する
フルサクセス	搭載した計器を正常に作動させデータ

	を取得する
アドバンスドサクセス	搭載した機構がすべて正常に作動し、 効率の良い回収方法を判断する

### 3. 5. 2 CanSat 機体

#### 3. 5. 2. 1 機体考案

ここでは能代宇宙イベントに参加した際にどのようにして機体を製作していったのか、それまでの経緯について説明する。

今回のイベントに向けて製作した機体はあらかじめミッションを定めそのミッションをクリアできる機体を製作した。ミッションは「3. 5. 1. 3 サクセスクライテリア」に示した通りである。本番機に搭載する機構が実装に適しているかを適宜試験しその可否を検証しながら製作を進めていった。

#### 3. 5. 2. 2 試験機および本番機機体概要

##### [1] 試験機

試験機は耐水試験・耐衝撃試験に使用した。試験機を図 3. 5. 1 に示す。



図 3. 5. 1 試験機外観図

試験機を作る際に使用した材料を表 3. 5. 3 に示す。

### 3. 5. 3 試験機材料

使用した材料	使用した目的
アクリルパイプ	CanSat 機体外装として
アクリル板	CanSat 機体外装として
発泡スチロール	回路保護材として
O-リング	機体のシーリングとして
シリコンシール	機体のシーリングとして
接着剤	部品接着用として
M4 ネジ	部品固定具として
シリコングリス	緩衝材として
カメラ	記録用として

試験機での試験を踏まえて同一の防水機構を搭載した本番機を製作した。機体には水温計，パラシュート，カメラ，回路を搭載している。CanSat の全体図を図 3. 5. 2 に示す。

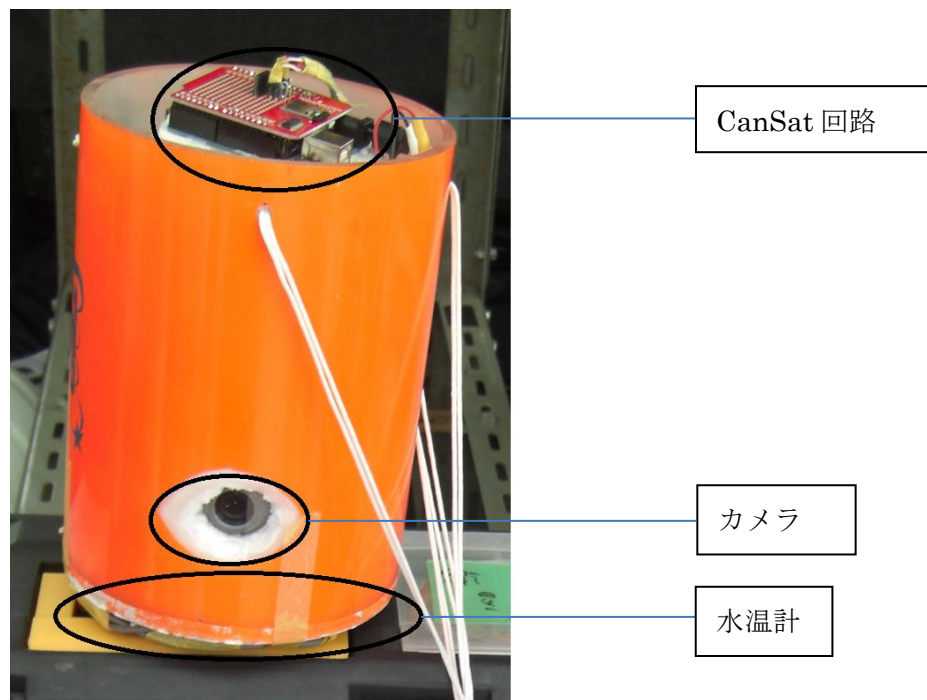


図 3. 5. 2 本番機外観図①

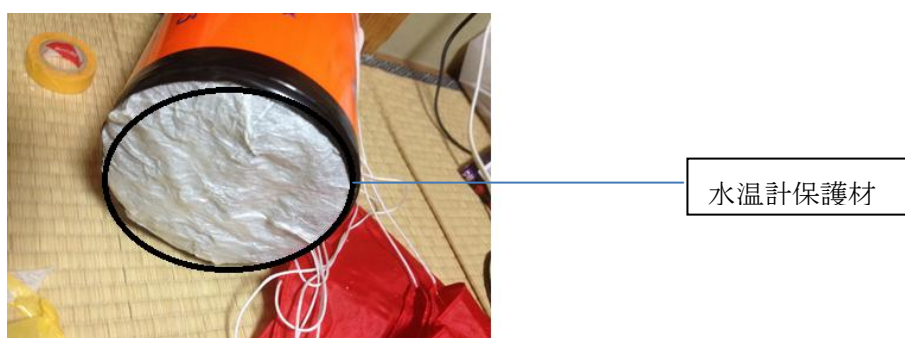


図 3. 5. 3 本番機外観図②

本番機を作る際に使用した材料を表 3. 5. 4 に示す。

表 3. 5. 4 本番機材料

使用した材料	使用目的
アクリルパイプ	CanSat 機体外装として

アクリル板	CanSat 機体外装として
発泡スチロール	回路保護材として
O-リング	機体のシーリングとして
シリコンシール	機体のシーリングとして
接着剤	部品接着用として
M4 ネジ	部品固定具として
シリコングリス	緩衝材として
水温計(1m)	水温計測用として
水温計(5m)	水温計測用として
カメラ	記録用として
回路	記録用として
微弱無線モジュール	交信用として
パラシュート	機体減速落下のため
水温計保護シート	水温計保護材として
ビニールテープ	水温計保護シート固定用として
ホットボンド	シーリング用として

### 3. 5. 3 各種試験

#### 3. 5. 3. 1 耐水試験

試験テーマ:耐水試験

日時:2012/12/16(日)

場所: 千葉県我孫子市手賀沼

目的:

衝撃のある環境を船で引っ張ることによって再現し、本番の状況に近い環境で耐水試験をする。

試験の評価方法:

実際に本番機体に使用する予定の耐水機構について試験する。よって実際の環境に近い状況で完全な耐水ができる必要がある。少しの浸水でも判断できるように以下のような評価方法で浸水を確認する。

#### 粉を用いた評価方法

機体のつなぎ目、接合部など浸水の可能性のあるすべての部位の内側に片栗粉を塗る。機体の内側に粉を塗るので、仮に浸水があれば本来固まるはずのない粉が固まっていることが確認できるため浸水の確認が容易である。

以上の評価方法で確認を行う。以上の評価方法を選んだ理由として、目視にて簡単に評価ができるという点と、仮に浸水した水が蒸発してしまったとしても浸水した形跡が残るという点である。

試験手順を表 3. 5. 5 に示す。

表 3. 5. 5 耐水試験手順書

手順	
①	ネジ・接合部の周りに粉を塗る
②	ネジの緩みを確認ししめなおす
③	機体に保定用のひもを取り付ける
④	船が安定した段階で水につける
⑤	電装班の試験終了時まで観察を続ける
⑥	船上に引き上げ、余分な水分を拭く
⑦	機体を分解し浸水がないか確認する

#### 当日の運用:

試験当日は風が強く船を出すことができなかつたため、船上での試験を行うことができなかった。水面が波立っていたので湖岸から機体を水につけ実際の状況を模して試験を行った。電装班の試験は同時に行わなかつたため、機体は二機とも 30 分間時間を測って耐水試験を行った。

図 3. 5. 3～3. 5. 6 に試験機①、図 3. 5. 7～3. 5. 8 試験機②の図を示す。



図 3. 5. 3 試験機①外観図



図 3. 5. 4 試験機①上部



図 3. 5. 5 試験機①内部





図 3. 5. 6 試験機①試験時写真



図 3. 5. 7 試験機②外観図



図 3. 5. 8 試験機②フタ

試験結果:

試験時の様子を図 3. 5. 9, 図 3. 5. 10 に示す.





図 3. 5. 9 試験中様子



図 3. 5. 10 試験後機体外観

機体①は機体内部に大量の水が浸水した。試験後の機体内部の様子を図 3. 5. 11, 12 に示す。



図 3. 5. 11 試験機①試験後機体内部

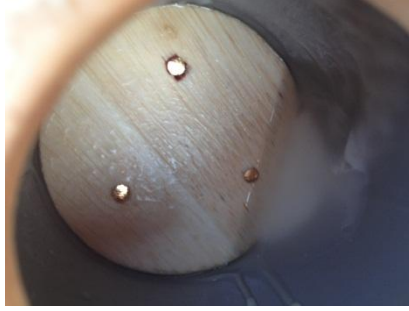


図 3. 5. 12 試験機①試験後機体内部

浸水した箇所は図 3. 5. 13 に示すふたと機体のゴムパッキンの接合部からであった。ふたを固定するネジと中央の太いボルト(図 3. 5. 13 を参照)の隙間から浸水することを予想していたが、その箇所からの浸水はなかった。

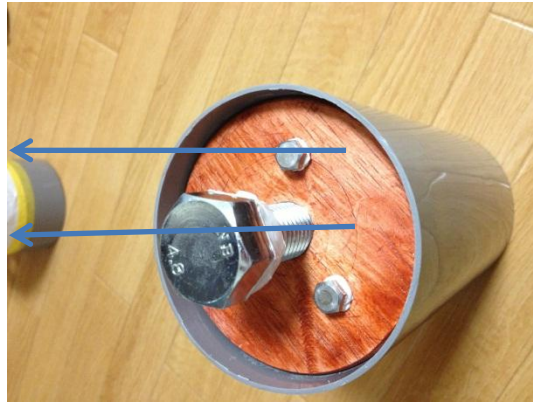


図 3. 5. 13 試験機①機体上部

試験機②は機体内部に浸水した。機体の中に入れていた粉がわずかに固まっていることが図 3. 5. 14, 15 より確認できる。ゴムパッキンの製作精度を上げることで解決できる問題であると思われる。この試験で今回使用したゴムパッキンでほぼ 100%防水できることが確認できた。



図 3. 5. 14 試験機②試験後機体内部



図 3. 5. 15 試験機②試験後機体ふた

今回の試験で確認できたことを以下に挙げる.

- ・今回使用したゴムパッキンで加工方法によっては完全に防水することも可能である
- ・試験機①の固定方法ではふたをゴムパッキンにしっかりと押し付けることができず完全防水はできない
- ・試験機②よりふたをゴムパッキンにしっかりと押し付けることができれば完全防水はできる
- ・懸念していたネジの隙間からの浸水は今回の方法で防ぐことができる

改善・改良点:

以上の結果を踏まえて今後の改善・改良をして設計変更すべき点を以下に挙げる.

ふたをゴムパッキンに対してより強く押し付けることが可能なふたに変更する. 具体的にはゴムパッキンに押し付けるふたの表面積を減らし一点に加わる力がより大きなものになるようにする. このように改善することによってより強くゴムパッキンにふたを密着させることを可能にし, 耐水できると考える.

### 3. 5. 3. 2 水温計分離試験

試験テーマ:水温計の分離

日時:2012/12/16(日)

場所: 千葉県我孫子市手賀沼

試験目的:

本番の環境に近い環境で水温計を分離する機構が正常に作動することを確認する。

試験の評価方法:

水温計の分離機構は、機体本機と水温計のつなぎ目を半紙を強化したもので固定し、水中に入ると水を吸って半紙が破れ水温計が分離するというものである。よって水温計の分離によって試験目的は達成されるため、評価方法は目視確認と分離までの時間計測のみとする。試験の手順書を表 3. 5. 6 に示す。

表 3. 5. 6 試験手順書

	手順	その他
①	接着面の半紙が濡れていないことを確認する	(地上にて)
②	水に濡れないように袋の中にしまう	(地上にて)
③	機体に保定用のひもを取り付ける	(地上にて)
④	耐水試験を開始したのちに分離機構を水中に入れる	(水上にて)水中に入れると同時に時間計測を開始する
⑤	分離機構が正常に分離したか確認する	(水上にて)
⑥	分離を確認したら船上に上げる	(水上にて)
⑦	半紙の様子等を記録する	(水上にて)

試験結果:

試験後の様子を図 3. 5. 16 に示す。

試験機体を水につけた直後には分離しなかったが機体を数回ゆすったところ半紙が破れ試験機体が分離した。



図 3. 5. 16 水温計分離試験後試験機体様子

改善・改良点:

分離部分を固定する半紙の強度が強すぎたため分離するまでに時間がかかった。そのため強度を落とさずに濡れたときにより破れやすい素材を採用することが必要である。

### 3. 5. 3. 3 機体の発見機構試験

試験テーマ:目視確認試験

日時:2012/12/16(日)

場所: 千葉県我孫子市手賀沼

試験目的:

実際の環境に近い環境で、検討している機構が適切であるかを評価する。

試験の評価方法:

今回試験する機構は以下に挙げるものである。

- ・水面に麩をまく

この機構はどちらも容積・表面積を増やすことで目視にて発見できる可能性を増やすことを目的として機体への搭載を検討している。

評価方法は、本番で想定される距離から目視(双眼鏡を利用)することで評価する。手順書を表 3. 5. 7 に示す。

表 3. 5. 7 試験手順書

①	缶の中にお麩を詰める
②	船上で船が安定したときにお麩を約 5m の高さからばらまく

③	他船から目視して確認する
---	--------------

試験結果:

麩を水面にまいたところ水面に漂うごみや水面の泡との区別がつきにくく、目視による確認ができなかった。

改善・改良点:

麩をまくという機構は今回の CanSat に搭載する機構として不適切であると判断したため場別の機構を検討する。

### 3. 5. 3. 4 CanSat 衝撃・耐水試験

試験テーマ: 耐水衝撃試験

日時:2013/6/7(金) 7:30~10:00

場所: 筑波大学内飛び込みプール

試験目的:

設計した CanSat の機体が海水面に着水した際の衝撃に耐えられるものであることを実証する。

試験原理:

パラシュートを展開して落下する CanSat の終端速度は 11m/s として設計をした。今回の試験ではこの速度を再現するためにプールの飛び込み台から試験機を落下させ衝撃に耐えられることを確認する。

終端速度 11m/s に相当する速度に達するには 5.5m 以上の高さから落下させる必要がある。計算式を以下に示す。

$$v_1 = 11m/s \quad v_0 = 0m/s \quad a = 9.8m/s^2$$

$$v_1 = v_0 + at$$

$$x = v_0t + \frac{1}{2}at^2$$

この計算より  $X=5.5m$  が算出できる。

今回の試験では 7.5m の飛び込み台から試験機を落下させる。

試験環境:

図 3. 5. 17~20 に試験機体, 図 3. 5. 21 に試験に使用した飛び込みプールの図を示す。



図 3. 5. 17CanSat 衝撃試験用機体

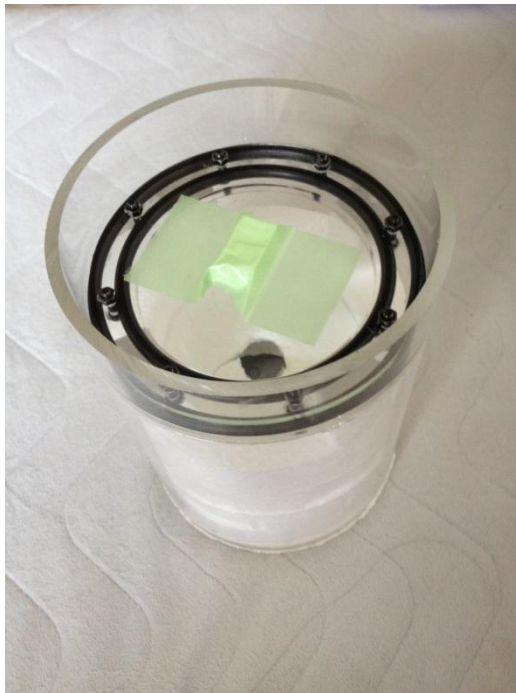


図 3. 5. 18 機体上部





图 3. 5. 19 機体防水機構



图 3. 5. 20 機体前面





図 3. 5. 21 飛び込みプール

試験方法:

試験手順書(注 1 を参照)にしたがって試験機の準備をする。  
飛び込み台の 7.5m の高さから水面に向かって静かに試験機を落下させる。  
落下後の試験機の様子を記録し浸水していないことを確認する

試験結果:

7.5m の高さから 1 回試験を行った後、機体の強度が確認されたため続けて 10m の高さから 2 回の衝撃試験を行った。  
全ての試験において CanSat の破損、機体内部への浸水は確認されなかった。  
3 回の試験を終了した後の機体の様子を図 3. 5. 22~24 に示す。

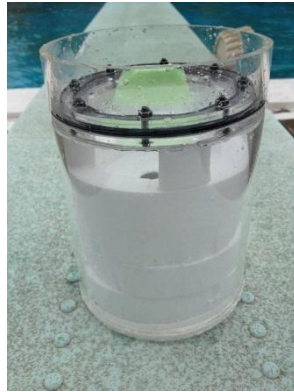


図 3. 5. 22 試験後機体外観



図 3. 5. 23 ふた接合部

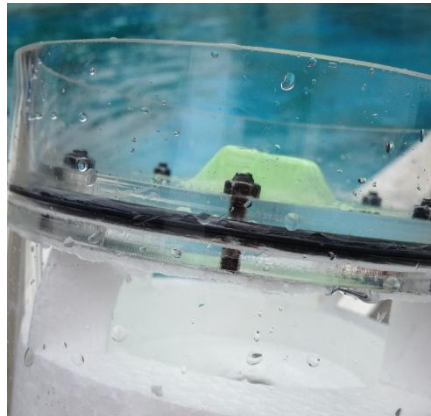


図 3. 5. 24 機体接合部ネジまわり

全ての試験を終了したのちに、細かい破損による浸水の可能性があるため試験機を水中に沈めた。12時間後に試験機を取り出し機体内部を観察したが、浸水は確認されなかった。

改善・改良点:

今回採用した機構によって浸水，衝撃に耐えうると判断されたため，本機構を本番機に採用することとした。

### 3. 5. 3. 5 パラシュート展開試験

試験テーマ: パラシュート展開試験

日時: 2013/8/9(金) 17:00~18:30

場所: 筑波大学内飛び込みプール

試験目的:

CanSat に実装予定のパラシュートが自由落下時に展開することを確認する。

試験の評価方法:

パラシュートが開くことを目視にて確認する。また、試験後にパラシュートが破損していないことを確認する。

試験結果:

CanSat 衝撃・耐水試験と同様に飛び込みプールにて試験を行った。飛び込み台の 10m から CanSat を投下した。CanSat は投下後すぐにパラシュートを展開し減速落下した。

試験後にパラシュートの状態を確認したが破損は見られなかった。よって今回の試験で使用したパラシュートを CanSat の本番機に実装することとした。

### 3. 5. 4 運用

#### 3. 5. 4. 1 当日の運用手順

当日の運用手順を表 3. 5. 8 に示す。

表 3. 5. 8 運用手順

手順	
事前準備(24 時間前)	カメラの充電とメモリの空き容量確認
	各種物品の確認(表 3. 5. 4 を参照)
事前準備(出発前)	CanSat に破損がないことを目視で確認する
	接着面にはがれがないことを目視で確認する
	機体内部のごみをダスターを用いて取り除きカメラのレンズをクリーナーで拭く
	O-リングの汚れを取り除き密閉できる袋に

	入れる
	アクリル蓋固定用のM4ネジが8本そろっていることを確認する
	パラシュートに敗れないことを確認する
	機体内部にカメラを搭載する
	カメラ固定用の発泡スチロールを入れる
	回路と水温計をつなぐ
	水温計を機体下部に水温計保護材で固定する
	必要物品を確認し運搬用ケースに入れる
射場にて	回路, カメラの動作確認後機体内部に搭載する
	回路保護用に回路上部に柔らかい布を詰める
	O-リング, その設置部分のごみを除去する
	O-リングに浸水防止用のグリスを塗り, 機体に乗せる
	アクリルふたを閉じ, ネジで8か所止める
	アクリルふたの接合部, ネジ部にホットボンドを塗り防水する
	パラシュートを取り付け機体上部に収納する
	水温計保護材, パラシュート設置部分, その他回路に異常がないことを確認する
	機体班へ機体を私ロケットに搭載する

運用手順は「3. 5. 4. 1 運用手順」に従った。ロケットに搭載するまで運用手順通りに運用した。当日の運用の様子を以下に示す。



図 3. 5. 26 パラシュートを折りたたんでいる様子



図 3. 5. 27 ロケットの機体に CanSat を搭載している様子

ロケットのランチャ装填後、エンジンの運用手順中に誤動作が起き分離機構が作動して CanSat が打ち上げ前に分離されてしまった。ランチャ装填中の機体から分離されてしまったため約2m程の高さから CanSat がコンクリートの上に落ちてしまい機体外装が破損した。



その様子を図 3. 5. 28 に示す.



図 3. 5. 28 破損部

機体に大きな亀裂が生じてしまい浸水する状況になってしまったため破損部の修繕を行った。修繕した手順を表 3. 5. 9 に示す。

表 3. 5. 9 CanSat 修繕手順

手順	
①	破損部のごみを取り除く
②	亀裂にシリコンシーリングを流し込み亀裂をふさぐ
③	シリコンシーリングの上から亀裂を覆うようにホットボンドを塗る
④	ホットボンドの上にマスキングテープを張り破損部を保護する
⑤	亀裂が大きくなるようビニールテープをマスキングテープの上から貼る
⑥	アクリルふたと機体の間にシリコンシーリングとホットボンドを流し込む

作業の様子を図 3. 5. 29~32 にそれぞれ示す。

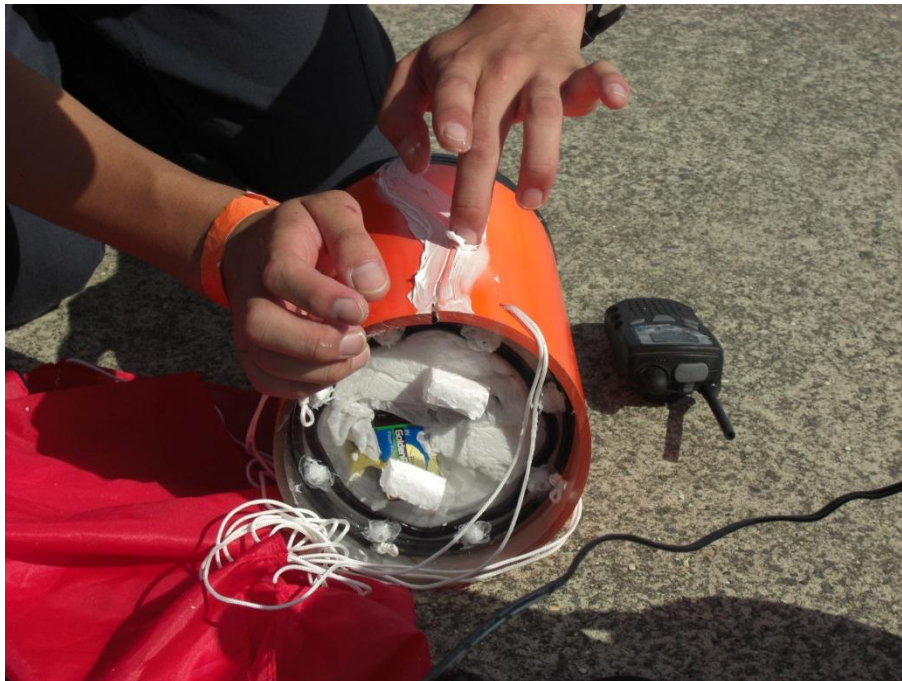


図 3. 5. 29 手順①, ② 亀裂にシリコンシーリングを流し込む様子



図 3. 5. 30 手順③ ホットボンドを亀裂を覆うように塗る様子





図 3. 5. 31 手順④ マスキングテープを張り破損部を保護する様子



図 3. 5. 32 手順⑤ ビニールテープをマスキングテープの上から張る様子

以上に示した手順で機体を 30 分間で修繕しロケットへの再実装となった。



### 3. 5. 4. 2 機体回収

ロケットの発射後、CanSat はロケットの機体から分離されパラシュートによる減速落下をした。しかしパラシュートを開いた際のオープニングショックによりパラシュートと機体をつなぐケブラー糸のパラシュートとのつなぎ目が断裂し CanSat は錐もみしながら落下した。破損したパラシュートとケブラー糸のつなぎ目の様子を図 3. 5. に示す。



図 3. 5. 33 パラシュート断裂部

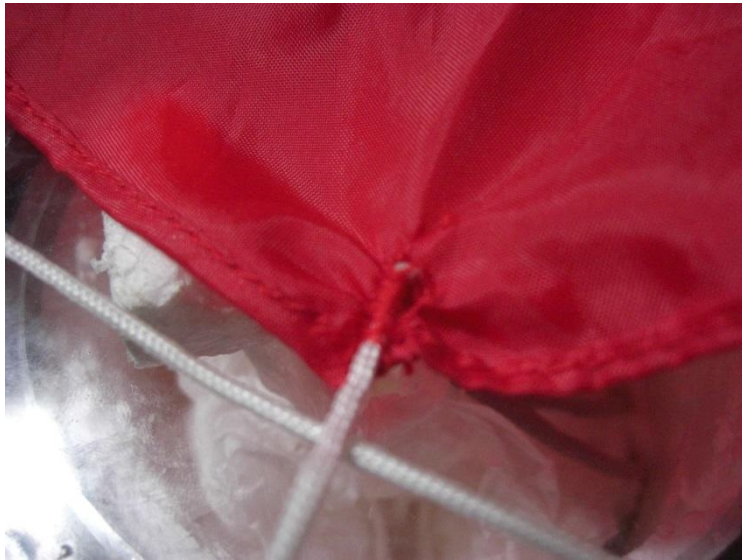


図 3. 5. 34 パラシュート破損部

機体は錐もみ飛行しながら落下したものの破損することなく海水面に着水した。着水から約 5 分後に回収船によって CanSat は回収された。回収された直後の機体の様子を図 3. 5. 35 に示す。



図 3. 5. 35 回収後機体外観図

CanSat の内部には海水が浸水することはなく完全な防水をすることができた。

### 3. 5. 4. 3 各種取得データ

本 CanSat にはカメラ, 水温計, 微弱無線モジュールの 3 つの計測機器を搭載している. それぞれの取得データについて以下に述べる.

#### ① カメラ

機体側面にあるカメラ用の穴から撮影を行う予定であったが, ロケットの打ち上げの順延によりカメラのバッテリーがなくなってしまうロケット分離後の映像データの取得を行うことは不可能であった.

#### ② 水温計

機体下部より計測を行った水温計の取得データを図 3. 5. 36 に示す.

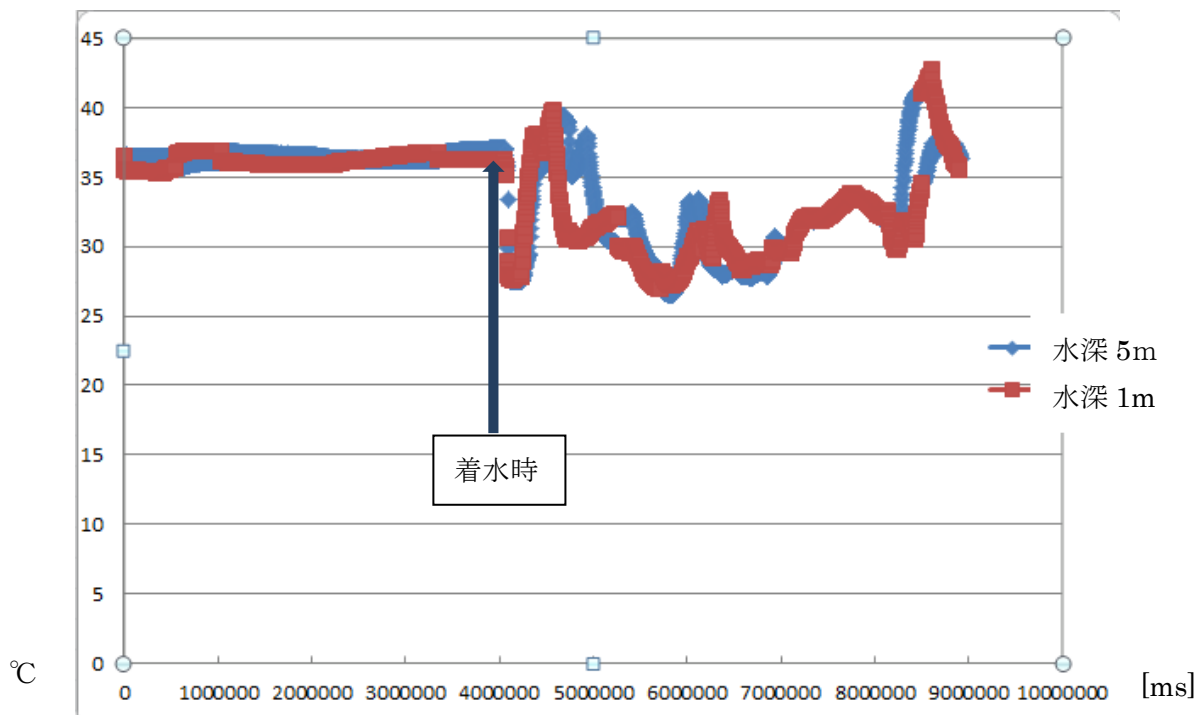


図 3. 5. 36 水温計観測データ

#### ③ 微弱無線モジュール

CanSat 機体から微弱無線モジュールによって一定のパルスを出し続け, 回収船上から八木アンテナによってパルスを検出し CanSat の位置を確認する予定であった. しかし実際には回収船上で多くのノイズを八木アンテナが拾い CanSat からのパルスを確認できなかった.

### 3. 5. 5 反省と考察

事前にパラシュートの展開試験を行い展開の確実性，またオープニングショックに対する耐久性を試験していた。しかし，実験本番ではパラシュートが展開したものの，オープニングショックでパラシュートと紐の接合部分が断裂した。あらかじめ行った試験ではロケットが最高点に達した地点での CanSat の放出を想定し静止状態からのパラシュートの展開試験を実施した。しかし実際にはロケットが最高点から約 1 秒ほど落下し始めたところで CanSat が放出されたため初速がある状態でパラシュートの展開が行われたと考えられる。想定が足りなかったことによる事前試験の不備であり，パラシュートの補強や試験計画の変更をする必要があった。パラシュートの展開は機体やデータ回収にとって重要であるため来年度に向けて試験計画の立て方により配慮する。

微弱無線モジュールについて CanSat への実装はできたものの海上でのパルス取得をすることができなかった。

CanSat の機体に採用した防水機構は途中 CanSat 外装の破損があったものの，防水・耐衝撃の役割を果たし，浸水が確認されなかった。よって今後の同様の実験に同じ機構を採用していくことが可能であると考えられる。

次にサクセスクライテリアについて評価する．今回定めたサクセスクライテリアを表 3. 5. 10 に示す．

表 3. 5. 10 サクセスクライテリア

サクセスクライテリア	内容
ミニмумサクセス	内部に浸水しない機体を作り回収する
フルサクセス	搭載した計器を正常に作動させデータを取得する
アドバンスドサクセス	搭載した機構がすべて正常に作動し，効率の良い回収方法を判断する

今回製作した機体は，内部に浸水せずに回収に成功した．水温計は記録をとることができたが，カメラと微弱無線モジュールについては記録が取れなかった．機体の色を蛍光塗料を用いて塗装することによって，遠方からでも視認性を高めることができたため効率のよい回収方法を判断することができたと考える．サクセスクライテリアの評価を表 3. 5. 11 に示す．

表 3. 5. 11 サクセスクライテリアの達成度

サクセスクライテリア	評価(100%)
ミニмумサクセス	達成(33%)
フルサクセス	一部達成( $33\% \times 1/3 = 11\%$ )
アドバンスドサクセス	一部達成( $33\% \times 1/2 = 16.5\%$ )

ミニмум，フル，アドバンスドの達成度を合算して今回の実験の達成度を 60.5%とする．

## 3.6. 陸打ち用 CanSat (創価大学衛星開発グループ)

### 3.6.1. CanSat 概要

#### 3.6.1.1. 缶ロケラボ

本年の能代宇宙イベントにおいて筑波大学は創価大学と缶ロケラボを行い、創価大学が製作した CanSat を筑波大学のロケットで打ち上げた。

#### 3.6.1.2. 目的

創価大学は自団体のみでの CanSat 製作が初体験のメンバーばかりであったため、本 CanSat 製作を通して電子回路の基本的な技術やプロジェクトの進め方などを習得することを目的とした。

#### 3.6.1.3. 仕様

今回製作した CanSat の機体は飛行機雲を生成することを目的とした試験機であり、飛行制御は特に行わない。

今回製作した CanSat の仕様を表 3.6.1 に示す。

表 3.6.1 CanSat の仕様

	目標	実際
形式	試験機	試験機
終端速度[m/s]	15	約 15
重量[g]	500	448
直径[mm]×高さ[mm]	950×2500	900×2350

#### 3.6.1.4. ミッション内容

本 CanSat のミッションは「飛行機雲の生成」である。放出から着地の間に CanSat から飛行機雲を生成し、これを目視することを目標とした。

生成方法にはグリセリンをニクロム線で加熱する方法を用いた。ニクロムは温度変化による抵抗値の変化が非常に少ないため、ニクロム線は電熱線としてよく用いられている。グリセリンに浸した状態でニクロム線に電流を流すと、ニクロム線によってグリセリンが熱せられ煙が生成される。

### 3.6.1.5. サクセスクライテリア

今回創価大学が定めたサクセスクライテリアを表 3.6.2 に示す.

表 3.6.2 CanSat のサクセスクライテリア

サクセスクライテリア	ミッション内容
Minimum Success	落下中に飛行機雲を生成させる
Full Success	落下中に生成された飛行機雲を目視する
Advanced Success	落下中に生成された飛行機雲をカメラで撮像する

### 3.6.2. CanSat 機体

#### 3.6.2.1. CanSat 外観

本 CanSat の外観を図 3.6.1 に示す.



図 3.6.1 CanSat 外観

#### 3.6.2.2. 構体

本 CanSat の構体はアルミを主に用いている. 上・中・下 3 枚のアルミ円板(直径 90 mm)

を支柱で接続している。上・中の円板の間に基板およびバッテリーを、中・下の円板の間にミッション部（飛行機雲生成部分）を搭載している。

図 3.6.2.に各円板の図面を示す。

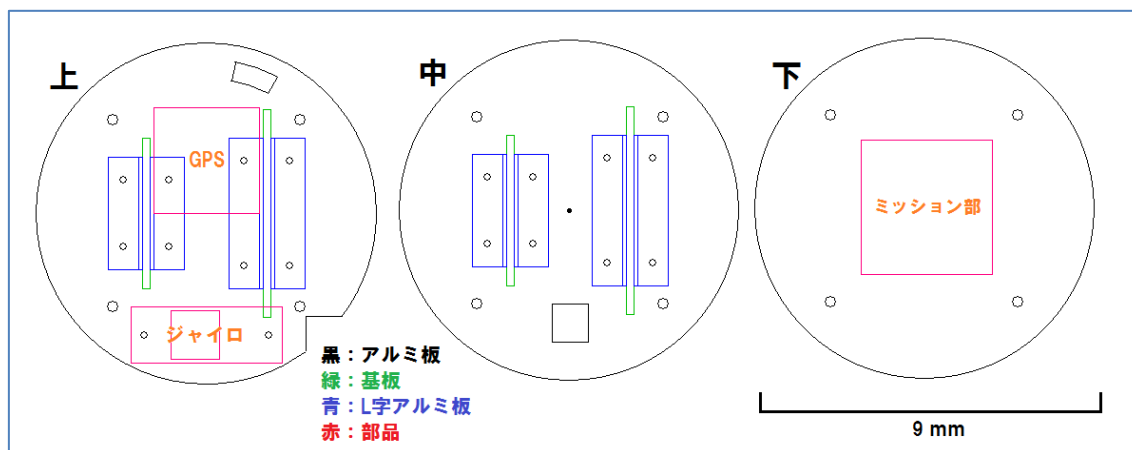


図 3.6.2 アルミ円板

#### (1) アルミ円板

上下の円板は 1 mm 厚のものを使用し，中央の円板には 2 mm の物を使用した。中央のみ厚くしたのは 2 点の理由がある。1 点目は強度を上げつつ重量を抑えるためであり，2 点目は落下時にはミッション部よりも基板を優先して保護したいためである。

#### (2) 支柱及び基板の固定

支柱はスペーサを繋げたものをアルミパイプに通すことで作成した。本 CanSat は両面基板が 2 枚あり，自作のハーネスによって接続されている。基板はアルミの L 字材 (0.8 mm 厚) を用いて固定している。

#### (3) ミッション部の保護

ミッション部は熱を発するため，着地後に火事が発生することの無いよう，金網で囲うことで保護している。

#### (4) パラシュート

撥水性の布と紐を用いて自作したパラシュートをフックで CanSat に取り付けた。落下の終端速度を 15m/s とするため，落下試験とサイズ調整を繰り返し行った。



### 3.6.3. CanSat 回路・プログラミング

#### 3.6.3.1. 回路要求仕様

今回、回路では以下の項目が要求された。

- A)連続稼働時間が 120 分以上であること
- B)ニクロム線を十分に熱することができること
- C)自己位置、温度などのログデータを記録できること

連続稼働時間はロケット全体のシーケンスや、他班との擦り合わせの中から生じたものである。ノーズコーンに CanSat を収納した後は基本的に CanSat に触れることができない。よって、収納前に CanSat の主電源を入れる必要がある。その後、ロケットが実際に打ち上がるまでの時間は当日の状況によって増減するため、例年のロケット打ち上げに要している時間等を参考に連続稼働時間の要求を決定した。

#### 3.6.3.2. CanSat 制御回路

##### (1) システム構成

今回使用した回路のブロック図を以下の図 3.6.3. に示す。なお、ジャイロセンサ、温度センサ 1、カメラ、GPS センサ、SD カードは回路に実装されてはいるものの、プログラムが間に合わず制御には使用できなかった。

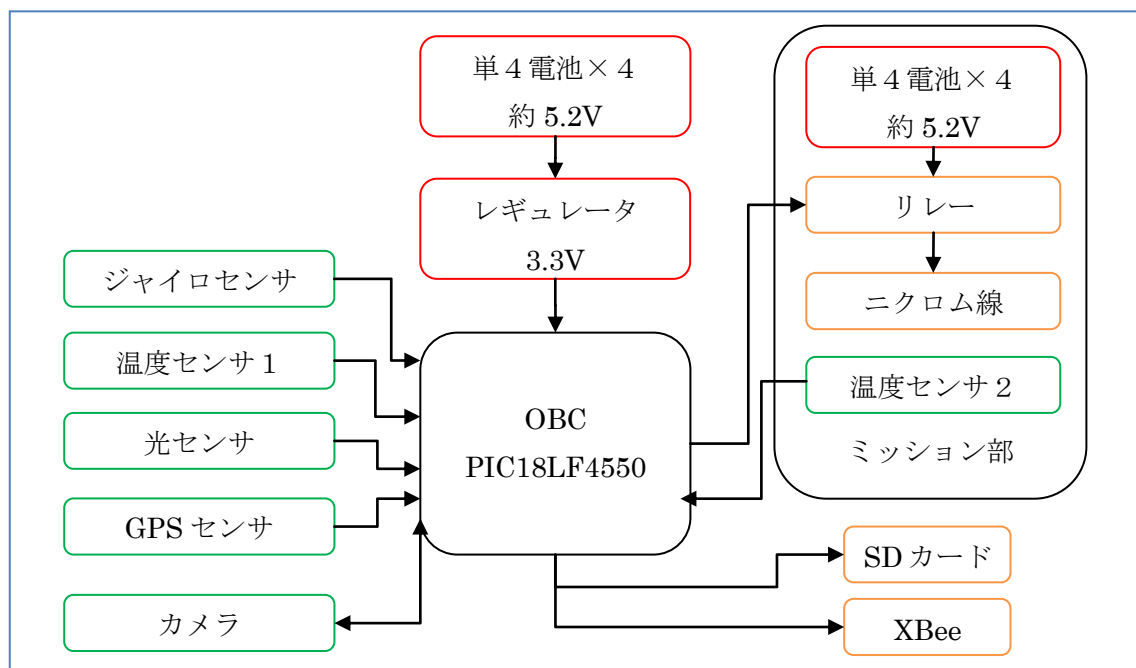


図 3.6.3 回路のブロック図

(2) 実際の回路

実際の回路図を図 3.6.4.に示す.

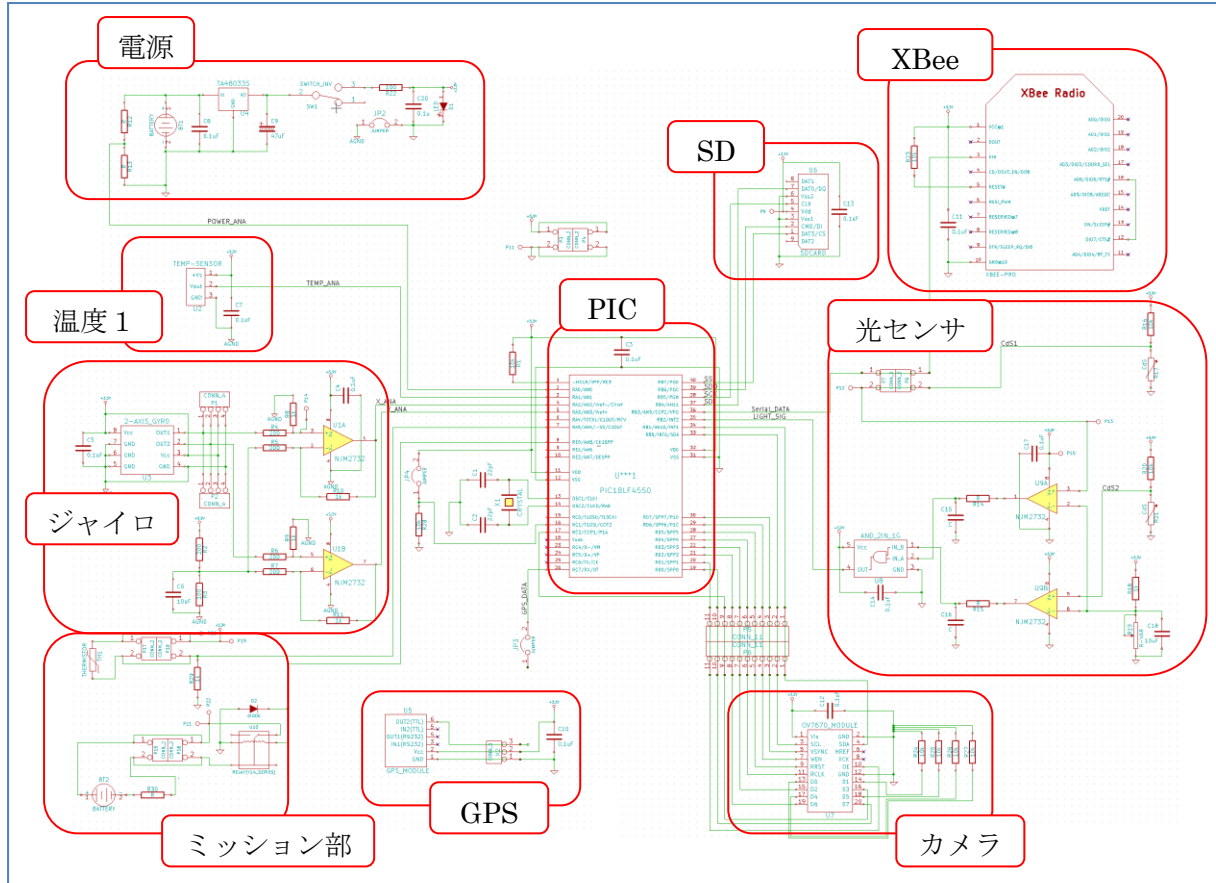


図 3.6.4 回路図

(3) 制御フロー

本 CanSat は光センサを 2 つ搭載しており, 両方のセンサが放出を検知するとニクロム線へ電流を流す. 図 3.6.5.に制御のフローを示す.

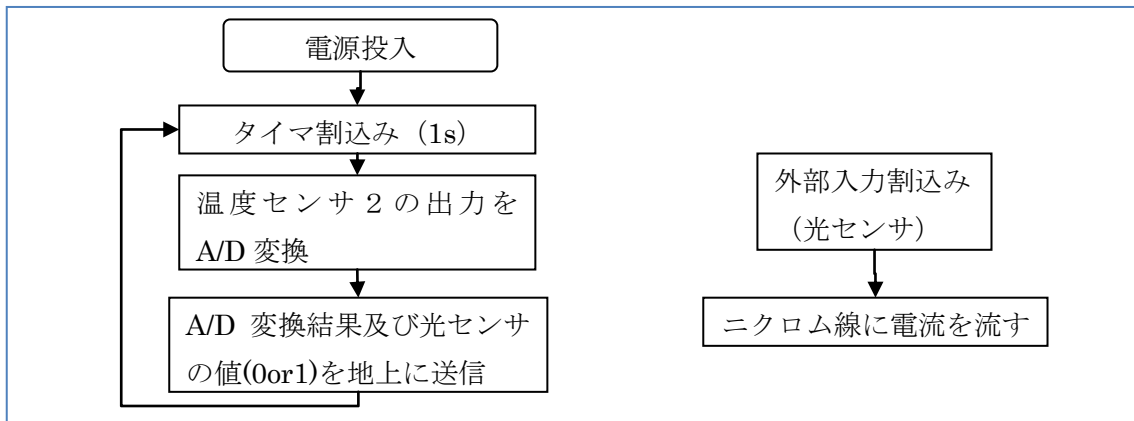


図 3.6.5 CanSat 制御フロー

#### (4) ソフトウェア

本 CanSat のプログラミング及び通信に用いたソフトウェアを表 3.6.3.に示す.

表 3.6.3 使用ソフトウェア

	名称	用途
統合開発環境	MPLAB IDE	プログラミング
コンパイラ	Microchip C18 Compiler	コンパイル
ターミナルソフト	Tera Term	CanSat との通信

### 3.6.4. 運用と結果

#### 3.6.4.1. 運用

本 CanSat の運用手順を表 3.6.4 に示す. なお, 今回は前日のうちに制御部の組み立てを行ったため, 当日はミッション部の組み立て以降を行った.

表 3.6.4 運用手順

手順 1	制御部を組み立てる
手順 2	ミッション部を組み立てる
手順 3	ジャイロ基板と GPS モジュールを取り付ける
手順 4	回路の電源がオフになっていることを確認し、電池を取り付ける
手順 5	パラシュートを取り付ける
手順 6	紐が絡まないようにパラシュートをたたむ
手順 7	回路の電源をオンにし, ロケットに搭載する

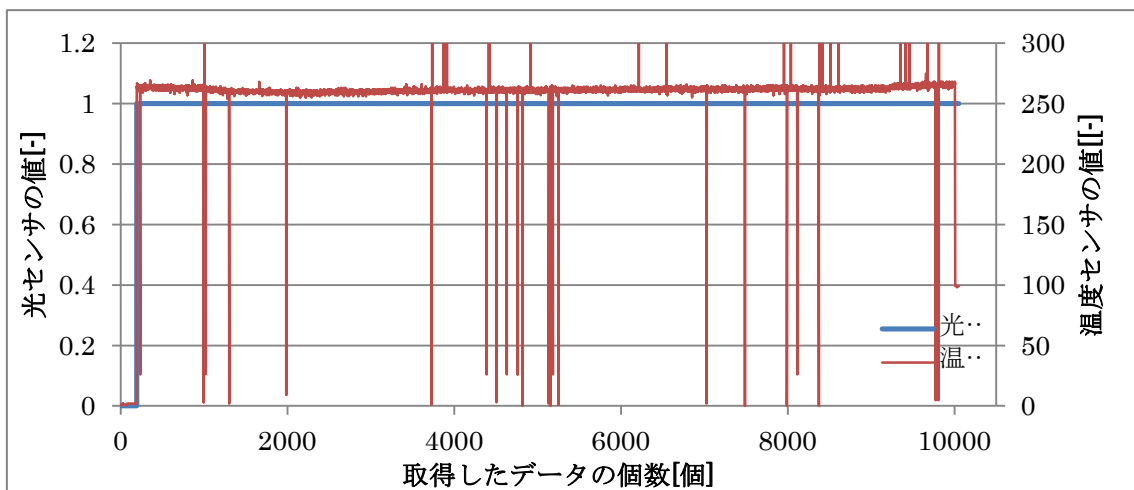
### 3.6.4.2. 結果

本 CanSat は Teraterm を用いて地上 PC に光センサの値 (0 か 1) とミッション部の温度を 0.25 s 毎に送信した. そのログをグラフ 3.6.1.に示す.

ロケット内部ではデータ送信をオフにしていたため横軸に時間を取ることができなかったが, 光センサは正しく反応していることがわかる.

しかし温度センサは, 一見すると正しく反応しているように見えるが, 光センサと全く同じタイミングで急激に値が変化してしまっている. 光センサの 0→1 の急激な立ち上がりに対して温度は徐々に上昇していくはずであるため, このデータは正常なものではないと思われる.

グラフ 3.6.1 ログデータ



### 3.6.5. サクセスクライテリアとその達成状況

CanSat のサクセスクライテリアをどこまで達成できたかを判断する.

表 3.6.5 に今回の能代宇宙イベントで設定したサクセスクライテリアとその結果を示す.

表 3.6.5 サクセスクライテリア達成度

サクセスクライテリア	ミッション内容	結果
Minimum Success	落下中に飛行機雲を生成させる	○
Full Success	落下中に生成された飛行機雲を目視する	×
Advanced Success	落下中に生成された飛行機雲を CanSat 搭載のカメラで撮像する	×

落下分散を小さくするために終端速度を約 15m/s に設定したため雲の生成量に対して落下速度が大きすぎ、今回の打ち上げでは飛行機雲の目視に至らなかった。

しかし、グリセリンの液漏れ対策としてミッション部に封をしていたセロハンが CanSat 回収時に溶けていることが確認できたため、飛行機雲の生成自体は成功していたと結論づけた。

また、カメラはプログラムが能代宇宙イベントまでに完成しなかったため、撮像は行えなかった。

## 4. 今後の課題と展望

第9回能代宇宙イベントにおける目的は以下の通りであった。

- 1) 新たに設計・製作した海打ち用機体の運用実験
- 2) N2O 充填確認用装置等の搭載計器のデータ取得
- 3) 海打ち缶サット放出実験
- 4) 他団体の缶サットを載せてのロケット打上げ運用

これらの目的に関して、それぞれ考察していく。

### 1) 新たに設計・製作した海打ち用機体の運用実験

本年度新たに設計・製作を行った TSUKUBA-STEP09 は、海打ちの実施・φ150 の缶サット搭載への対応のため、前年度までのロケットとかなり異なった構造となっている。特に機体構造・分離機構の担当は新たに設計・製作しなければならない部分が多かったが、安全審査書類にも期日通り間に合わせ、当日にはほぼ当初の設計通りの機体を用意できた。

当日の打ち上げ運用については、海打ちと陸打ちの両日とも打上げに遅延が発生したが、各班の迅速な対応により十分にリカバリーでき、打上げから回収まで成功を収めた。

それ故、運用という面に関してはほぼ達成できたと言えるため、達成率は 90%とする。

### 2) N2O 充填確認用装置等の搭載計器のデータ取得

N2O 充填確認用装置について述べる。初期の設計段階では、海打ちの機体 (TSUKUBA-STEP09) に搭載予定であったが、機体重量の関係から途中で搭載を見送った。そのため、N2O 充填確認用装置のデータは取れていない。

次に、TSUKUBA-STEP09 と TSUKUBA-STEP08A の機体に搭載していた計測計器について述べる。TSUKUBA-STEP09 と TSUKUBA-STEP08A の計測回路には、3 軸ジャイロ、気圧センサ、GPS をそれぞれ搭載していた。TSUKUBA-STEP09 においては 3 軸ジャイロ、TSUKUBA-STEP08A においては気圧センサの計測に成功した。その他のセンサは計測に失敗した。原因については「計測回路」に記載した。初期設計から見ると、データ取得達成率は 2/7、つまり 28.6%であると言える。

### 3) 海打ち缶サット放出実験

「」に記載してある通り、缶サットの放出・回収については成功した。しかしながら、搭載カメラによる撮影・微弱無線モジュールによる通信には失敗している。搭載カメラによる撮影は、当日のシーケンス遅れによるものであるが、「缶サット」に記載されているスクリーンショットを見ると、60.5%達成したと言える。

#### 4) 他団体の缶サットを載せてのロケット打ち上げ運用

当日の結果としては、ロケットの分離には成功したが、缶サットの放出に失敗した。これは缶ロケラボという観点から見ると、缶サット放出に失敗しているため、決して成功とは言えない。しかしながら、缶サットの損壊という最悪の事態は免れることは出来たため、今回の達成率は10%とする。

考えられる原因として、情報交換の不足が挙げられる。メールベースでの情報交換は積極的に行ってきたが、打上げ当日までのミーティングは数えるほどしか出来なく、従来指摘されていた情報交換の不足という一面が出た結果となっている。実際にロケットに缶サットを載せて打上げるということを考えた時、メールベースでのやり取りでは限界があるのではないかと感じた。

情報交換の不足という問題点は、距離的に離れている場合は解決するのが難しい。そのため、今後は実際に会う時に実施する細部にわたるチェック項目の作成や、実際の缶サットを使用した分離試験の実施などの打開策を通して、その穴を埋めていかなければならないと考えられる。

1)~4)の考察から、第9回能代宇宙イベントにおける打上げ実験は成功した面もあれども、反省すべき点が多く見つかった。打上げ時までにはまだまだ詰められる内容があったように思われる。

第9回能代宇宙イベントにおいては、初めての海打ちに挑戦した。これは一昨年より計画していた中期プロジェクトの目標である。学生サークルのため世代交代も早いですが、2年単位の中期プロジェクトは達成できると分かった。今後ともに、このような中期プロジェクトを立てて、より大きな目標を達成していきたい。特に缶サットはオープンクラスを搭載可能となったので、以前より高度なミッションが行える可能性がある。

来年度の目標はまだ決定していないが、来年の3月に行われる大島での打上げ実験には参加を希望している。その際に、今回成功とは言えなかった缶ロケラボを成功させたい。

## 5. その他

以下に、海打上げ成功後に撮った STEP の集合写真と、STEP と創価大学衛星開発グループとの集合写真を載せる。



図 5.1 海打ち後集合写真(2013/8/21)



図 5.2 創価大学衛星開発グループとの集合写真(2013/8/24)



今年の能代宇宙イベントでも例年と同じく関係者の皆様より多大なご支援・ご協力を賜りました。そのおかげもありまして、以上の通り打上げ実験を無事終えることができました。最後となりましたが、ご協力頂いた皆様へ心から感謝の気持ちと御礼を申し上げたく、謝辞にかえさせていただきます。