

第 10 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



2015/9/8

目次

1.	実験概要	3
2.	実験結果	3
3.	機体	4
3.1.	機体概要	4
3.2.	機体諸元	6
3.3.	打ち上げ結果	6
4.	水ロケット	7
4.1.	概要	7
4.2.	水ロケ放出試験	9
4.3.	落下分散制限	10
4.4.	搭載機器	11
4.5.	結果	13
5.	分離機構	14
5.1.	構造	14
5.2.	分離の原理	18
5.3.	分離試験	19
5.4.	打ち上げ時の運用	19
6.	燃焼系	23
6.1.	エンジン概要	23
6.2.	GSE 概要	24
6.3.	GSE 改良	26
6.4.	当日の運用	26
6.5.	打上げ実験の考察と今後の展望	27
7.	計器	28
7.1.	計測回路	28
7.1.2.	計測回路概要	28
7.2.	分離回路	29
7.2.1.	分離回路概要	29
7.2.2.	分離機構作動の仕組み	31
7.3.	電源回路	32
7.3.1.	電源回路概要	32
7.4.	リチウムイオン電池	34
7.5.	強制分離回路	35
7.5.1.	強制分離回路概要	35
1.5.2.	強制分離回路ブロック図	35
7.6.	当日の運用	36
7.7.	結果	36
7.8.	考察	36

1. 実験概要

大学宇宙技術プロジェクト（以下 STEP）は、2015 年 8 月に行われる能代宇宙イベントにてハイブリッドロケット打ち上げ実験を行った。目的は以下の 3 点である。

- 1) 新たに設計製作した機体の運用実験
- 2) 水ロケットによる 2 段推進の実証実験
- 3) 無線や外部電源を実装することによる冗長機構の実証実験

当団体打ち上げ機体（TSUKUBA-STEP11）は、8/16 の一般公開日に打ち上げを予定された機体である。

2. 実験結果

TUKUBA-STEP11 はトラブルにより、3 度打ち上げフローが行われた。いずれも本機体の打ち上げを中止した。

(a) 1 回目

日時：8/16（日）10:00 打ち上げ

ランチャー：ASSP ランチャー

(b) 2 回目

日時：8/16（日）18:00 打ち上げ

ランチャー：ASSP ランチャー

(c) 3 回目

日時 8/17（月）7:00 打ち上げ

ランチャー：TSRP ランチャー

以下、各コンポーネントを章ごとに記す。

3. 機体

3.1. 機体概要

TSUKUBA-STEP11 の外観を図 3.1 に示す.



図 3.1 TSUKUBA-STEP11 外観図

TSUKUBA-STEP11 の機体概要図を図 3.2 に示す.

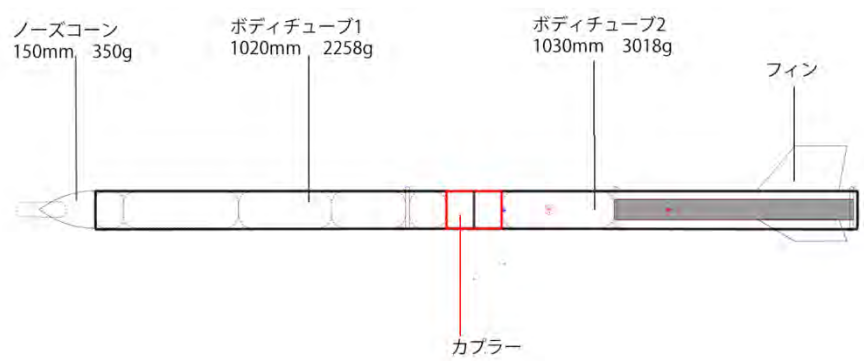


図 3.2 TSUKUBA-STEP11 機体概要図

TSUKUBA-STEP11 の各部材料を表 3.1 に示す.

表 3.1 TSUKUBA-STEP11 の各部材料

	材料
ノーズコーン	スタイロフォーム
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
フィン	アクリル

3.2. 機体諸元

TSUKUBA-STEP11 の主な機体諸元を表 3.2 に示す.

表 3.2 TSUKUBA-STEP11 主な機体諸元

全長 [mm]	2240
外径 [mm]	101
離陸重量 [kg]	5.51
目標到達高度 [m]	350 (無風時、水ロケットは含まず)

3.3. 打ち上げ結果

8 月 16 日午前、打ち上げシーケンスの途中で分離機構が誤作動したためシーケンスを中止し、その後水ロケットに不具合が確認されたため打ち上げを延期した。

16 日午後 5 時から再び打ち上げ準備を行ったが、そこでもまた分離機構が誤作動したため、打ち上げを翌日 17 日の午前 7 時に再延期し、原因の特定に当たった。

翌日 17 日に打ち上げを準備したが、シーケンスの最中にまたしても分離機構が誤作動したため打ち上げを中止した。

4. 水ロケット

昨年の能代宇宙イベントでの陸打ちロケットに搭載した水ロケットの反省点を生かした水ロケットを製作し、水ロケットによる 2 段分離の実証試験の向上を目指した。

4.1. 概要

図 4.1 に実際にロケットに搭載した水ロケット，図 4.2 に概略図，表 4.1 に諸元を示す。



図 4.1 水ロケット

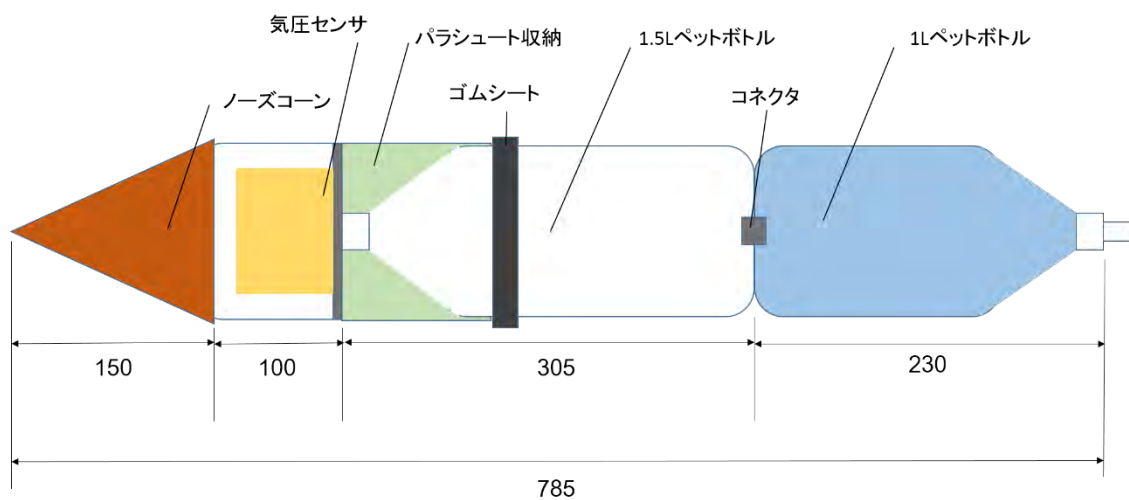


図 4.2 水ロケ概略図

表 4.1 水ロケ諸元

外形 [mm]	φ 90
全長 [mm]	785
重量 [g] (水除く)	390
水重量 [g]	650

上に示した水ロケットを搭載したハイブリットロケットが頂点に達する直前に水ロケットを発射する．水ロケットの推進剤となる水の重さは地上における水ロケット単体の発射試験を繰り返し，最適な量を算出した．水ロケットのタンクには，1 L のペットボトル 1.5L のペットボトルを使用する．2 本のペットボトルをコネクタで連結し，1 L ペットボトルに水が，1.5L ペットボトルに空気が入るようにする．こうすることで，加速度の影響でタンク内の水が浮き，十分な速さで水が噴出されないことを防いだ．また，切断したもう 1 本のペットボトルの中に気圧センサを取り付け，外側にノーズコーンを取り付ける．

減速機構としては、パラシュートを使用する．1.5L ペットボトルにゴムシートを巻き，そこにパラシュートを収納したペットボトルをかぶせる．そうすることで，最高点し達した後に機体がバランスを崩して機体が分離し，パラシュートが放出される．

4.2. 水ロケ放出試験

水ロケットの発射装置を作成した．この発射装置を図 4.3 に示す．

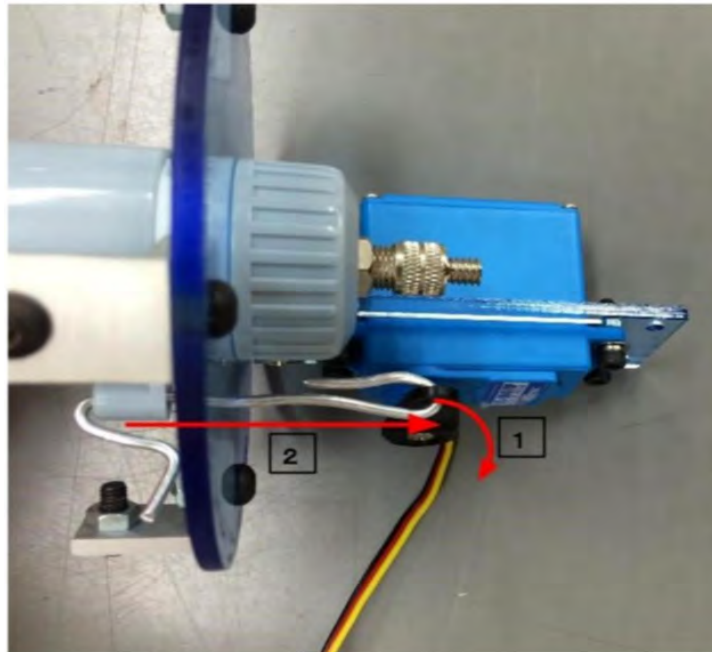


図 4.3 水ロケット発射装置

発射機構には防水サーボモータを使用する．図 2 において，(1)サーボモータを動かし，(2)針金を引っ張り，発射機構を動作させることで発射させる．

4.3. 落下分散制限

発射後に水ロケットが落下分散の範囲外に落下しないようにロケットと水ロケットをタコ紐で結ぶ。長さはおよそ 10m とした。図 4.4 に紐と水ロケットの接続、図 4.5 に紐とロケットの接続を示す。



図 4.4 紐と水ロケットの接続



図 4.5 紐とロケットの接続

4.4. 搭載機器

水ロケットには小型カメラと気圧センサを搭載した。小型カメラはノーズコーン内に、気圧センサはノーズコーン下に搭載した。図 4.6 にノーズコーンの構造を、図 4.7 にノーズコーンの外観を示す。また、図 4.8 に気圧センサを示す。



図 4.6 ノーズコーンの構造



図 4.7 ノーズコーンの外観



図 4.8 気圧センサ

これらの機器を搭載することにより水ロケットによるデータの収集を目指した。

4.5. 結果

ロケットの打上げが中止されたため水ロケットを放出することができなかった。搭載機器の動作は確認された。

5. 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。

以下に、分離機構の詳細と結果を示す。

5.1. 構造

図 5.1 と図 5.2 に分離機構の構造を、表 5.1 に分離機構の諸元を示す。本分離機構は、ボディチューブを一部半分割し、バネ付きヒンジを取り付けたドアの内部にパラシュートを搭載する。バネ付きヒンジはドアが開く方向に復元力が発生するようヒンジの向きを合わせ、パラシュートの搭載時にバネ付きヒンジを取り付けたドアを閉じることでバネ付きヒンジに復元力を蓄積する。機体が離床後に最高高度となる点にて分離動作を行い、ドア内部のパラシュートをバネ付きヒンジに蓄積された復元力により放出・展開した後、パラシュートの抗力により機体を減速させ、軟着陸させる。

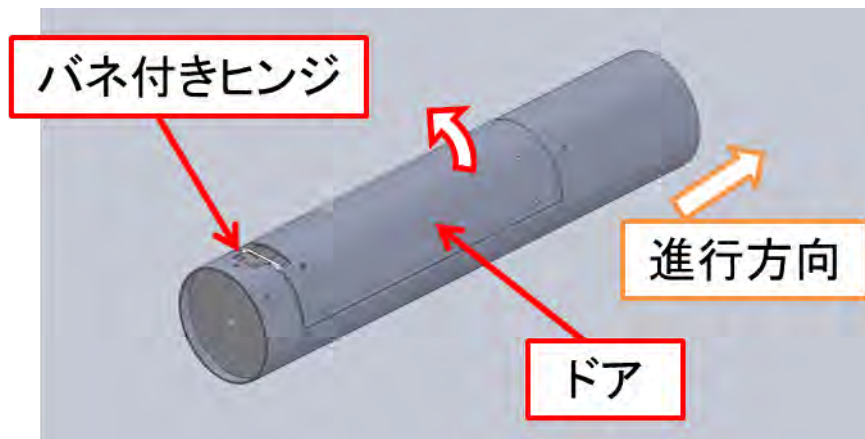


図 5.1 分離動作前の分離機構

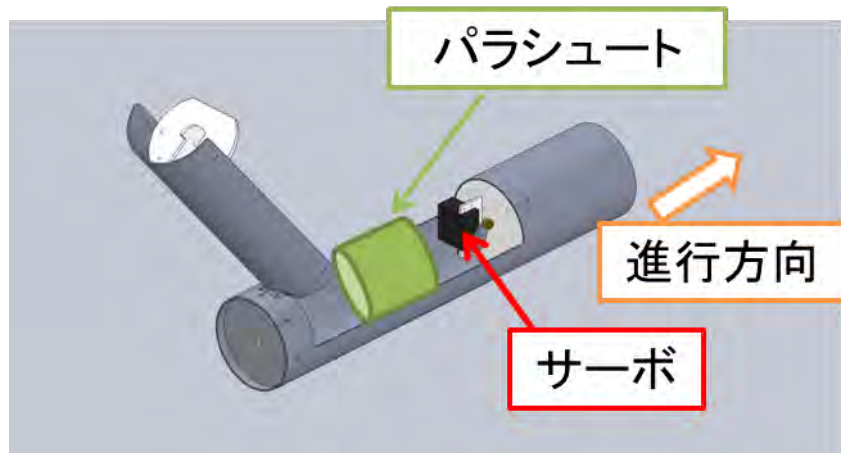


図 5.2 分離動作後の分離機構

表 5.1 分離機構の諸元

名称	値
外径 [mm]	φ 102
長さ [mm]	300
重量 [g]	240

図 5.3 にバネ付きヒンジ周辺の詳細図を示す。バネ付きヒンジはプレート 1 と M3 ボルト 2 本で固定されている。プレート 1 とドアはアルミアングル 4 つと M4 ボルト 1 本で固定されている。バネ付きヒンジは、アルミアングル 1 つと M3 ボルト 2 本で固定されており、そのアルミアングルは接続プレートと M3 ボルト 2 本で固定される。

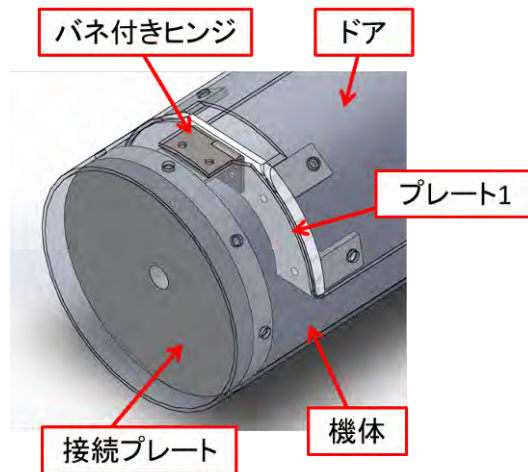


図 5.3 バネ付きヒンジ周辺の詳細図

図 5.4 にサーボ周辺の詳細図を示す。サーボはサーボマウントにより機体に固定される。ツメは、プレート 2 によりドアと固定されている。

図 5.5 は図 5.4 のツメとプレート 2 を外して左から見た図である。赤く示した部分にねじを通し、裏側からナットでサーボとサーボマウントを固定する。

次に、プレート 2 でツメがどのように固定されるか説明する。図 5.6 は正面からツメを見たときの図である。図 5.4 のツメに見える二つの穴からねじを通し、二個のブロックでツメとプレート 2 を固定している。図 5.6 の矢印の、二方向からねじで止める。

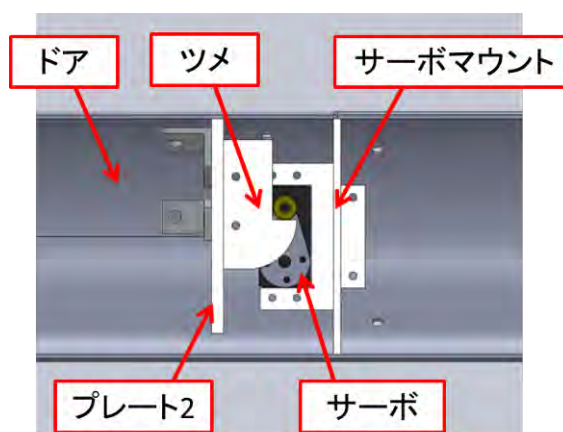


図 5.4 サーボ周辺の詳細図

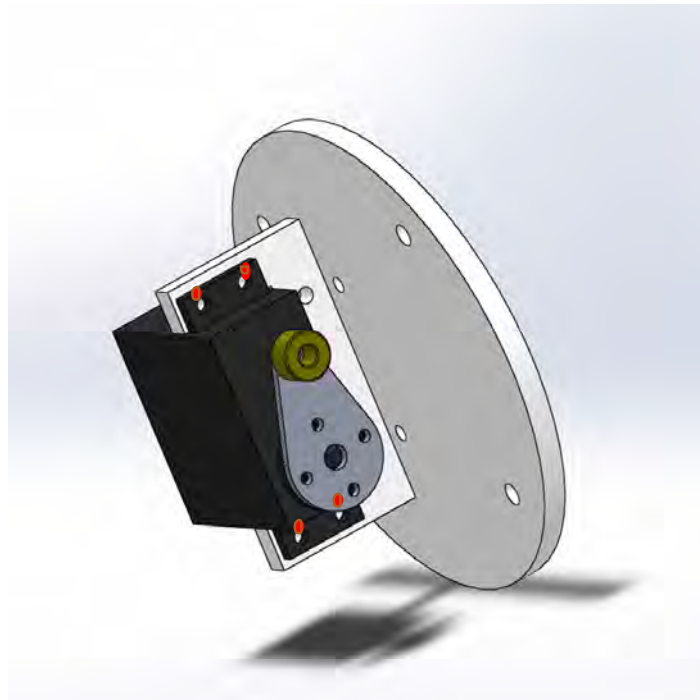


図 5.5 サーボの固定方法

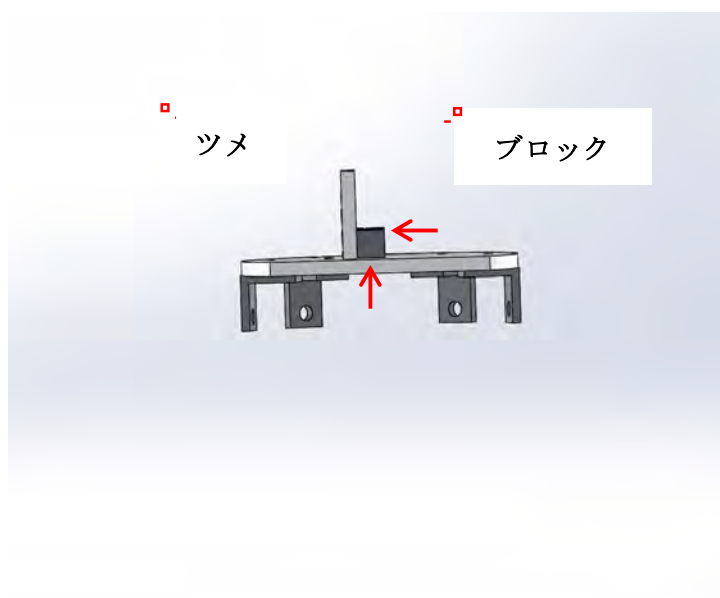


図 5.6 ツメとプレート 2 の固定方法

5.2. 分離の原理

図 5.7 に分離機構の展開を詳細に表した図を示す。まず、分離機構は左下の図の状態でロケットに搭載される。このときバネ付きヒンジの力によりヒンジの軸を中心としてドアを開こうとする力が加わる。サーボの出力軸の位置は、左下の図のように、ツメに引っかかる位置となっていて、ドアは開かない状態となっている。

分離回路が信号をサーボに送ると、図 5.7 中央下の図のように、サーボの出力軸の位置がツメから外れ、ドアを閉めていたロックが解除され、図 5.7 右下の図のように、バネ付きヒンジの力によりドアが回転して開き、パラシュートを放出する。

次に、分離のタイミングについて述べる。エンジンが燃焼するとスタートピンが外れてタイマーがカウントを始める。電装部分に積んだ気圧センサは上昇中に気圧が減少し、降下中に増加する。気圧が減少から上昇に変化するタイミングで最高高度に達するので、これを検知して信号を送り、サーボを動かす。気圧計による高度検知に失敗した場合は、タイマー制御による分離を行う。設定時間はシミュレーションをもとに算出した時間を用いる。この 2 系統とも分離に失敗したと電装班の担当者が判断した場合、無線による手動分離を行う。

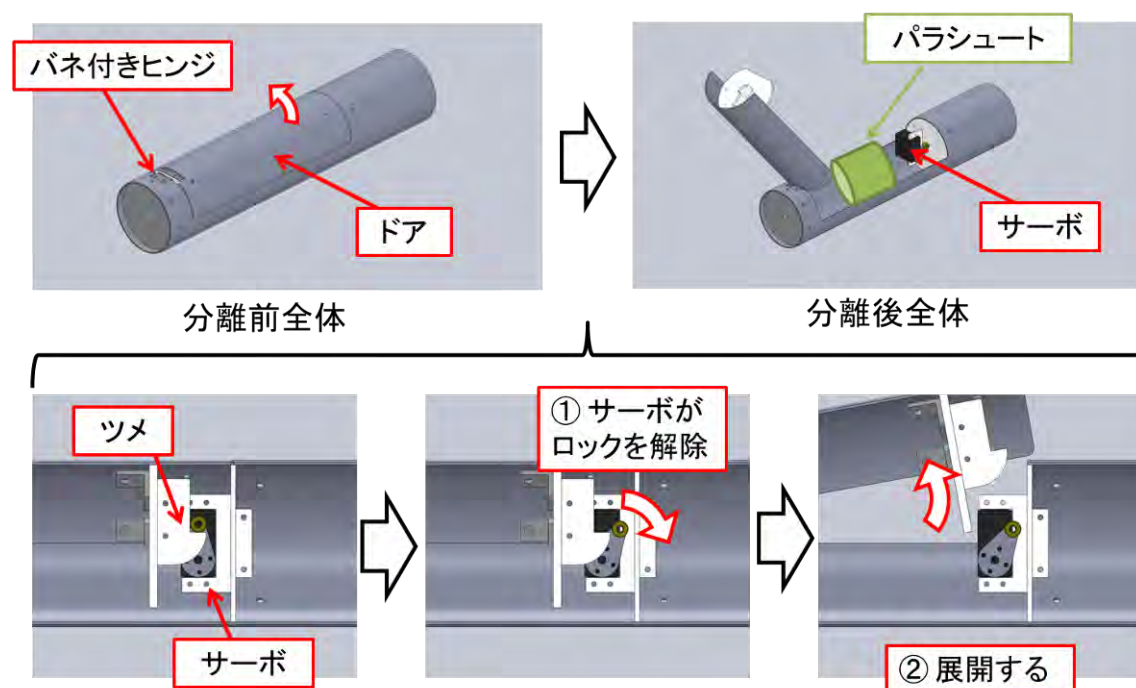


図 5.7 分離の原理

5.3. 分離試験

分離試験は、機体の分離、パラシュート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、パラシュートを装填し、試験を実施した。図5.8、図5.9にそれぞれ分離試験時の画像を示す。タイマーによる分離と無線による分離、それぞれ10回ずつ行った。タイマーによる分離試験では、プログラム通りに動作し、かつパラシュートが放出されることをもって成功とし、10回中10回成功して成功率100%を達成した。無線による分離試験では、無線を出す担当者の意図したタイミングに動作し、タイマーによる分離試験と同じ基準で成功率100%を達成した。



図 5.8 分離動作前



図 エラー! 指定したスタイルは使われていません。
.9 パラシュート展開後

5.4. 打ち上げ時の運用

8月16日10時に予定していた打上げは、STEP11の機体先端に搭載された水ロケットの不具合により延期になったが、分離機構に関しては特に問題は発生しなかった。

同日18時予定の打上げ時は、点火シーケンスに入ってから分離機構が誤作動し、パラシュートが地上で展開するという事態が発生した。直後に確認したところ、サーボが発熱し、プログラムとしては予定されていない位置にまでサーボの腕が回転していた。このことから、分離機構の構造的な要因により、サーボに負荷がかかったために過電流が流れ、サーボが故障したことが誤作動の原因ではないかと考えた。

以下、仮説を述べる。ドアと機体の間にパラシュートが挟まるなどして、ドアが若干開いた状態で固定されたとする。このように誤ってロックされた状態を図5.10に示す。ツメの突起にサーボの腕が当たり、赤矢印の方向に力がかかった状態である。われわれは通常通りロックされたと思い込み、この状態でランチャーに挿入した。サーボに無理な力がかかったまま時間が経過し、過電流が流れたためサーボが故障、赤矢印の方向の力がなくなり、ドアが開いてしまった(図5.11)と考えている。分離機構誤作動の直後に確認したところ、図5.11のようにサーボの腕が下に垂れ下がっていた。これもサーボが故障したことによるもので、保持力がなくなったため腕が垂れ下がったのではないかと考えられる。

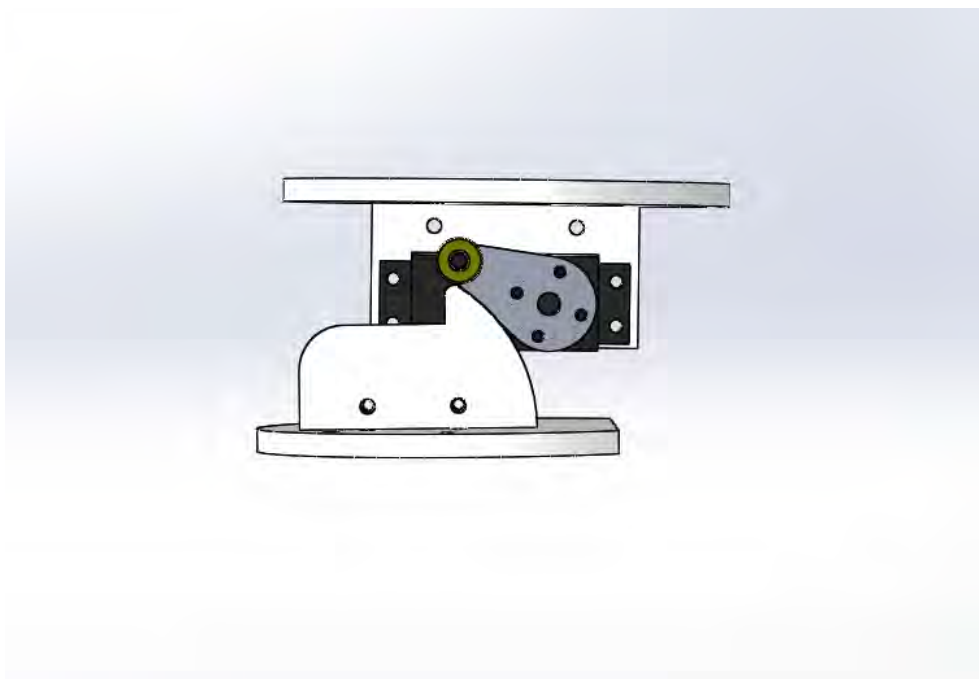


図 5.10 誤ってロックされた状態

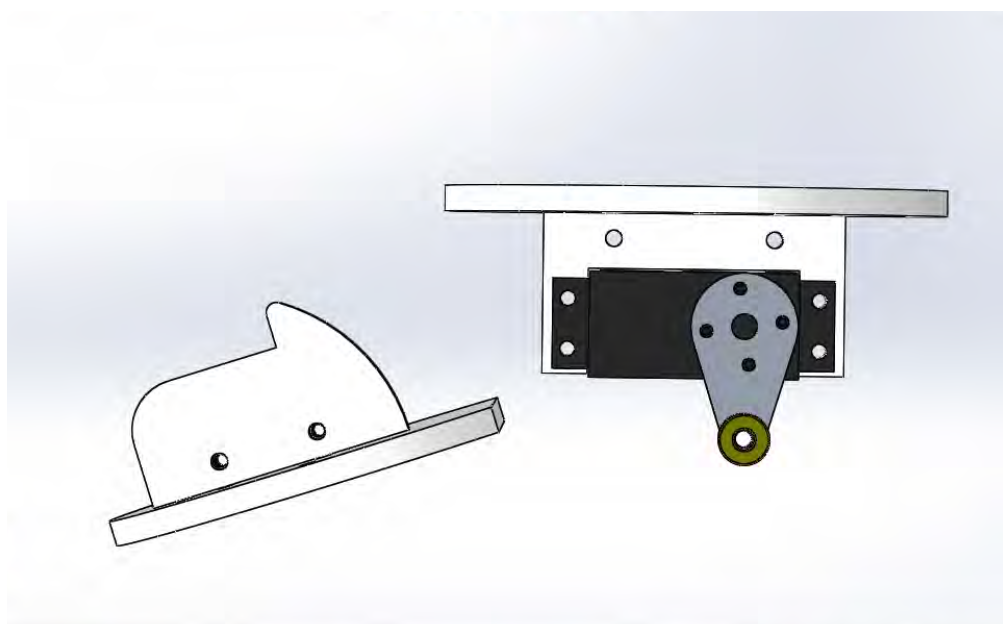


図 5.11 分離機構誤作動時

これにより打上げは翌 17 日に延期される。この間にサーボは別のものに交換した。

8月17日7時予定の打上げ時にも、再度分離機構が誤作動した。しかしこのときは、完全にロックされていることを目視で確認してからランチャー挿入を行い、サーボの発熱も確認できなかったため、17日の誤作動は電装系が原因と考えている。これについては搭載機器の部分で述べる。

6. 燃焼系

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。エンジン班は実験において、エンジンの点火含め、GSE(地上支援設備)の運用を担当した。

6.1. エンジン概要

本プロジェクトで使用したエンジンはハイブリットエンジンである。HyperTEK シリーズの J250 を使用した。

表 6.1 に J250 のパラメータ，図 6.1 に J250 の STEP 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 6.1 J250 のパラメータ

	公称値	実験値
エンジン型番	HyperTEK J250	
燃焼時間 [s]	3.00	2.298
トータルインパルス [Ns]	745	521
最大推力 [N]	501	634

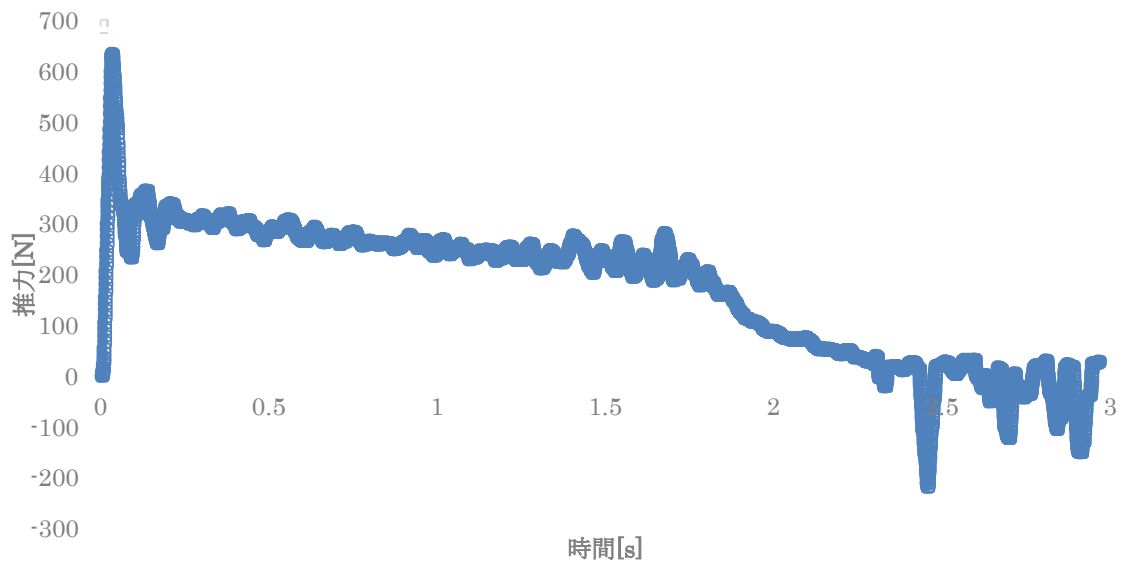
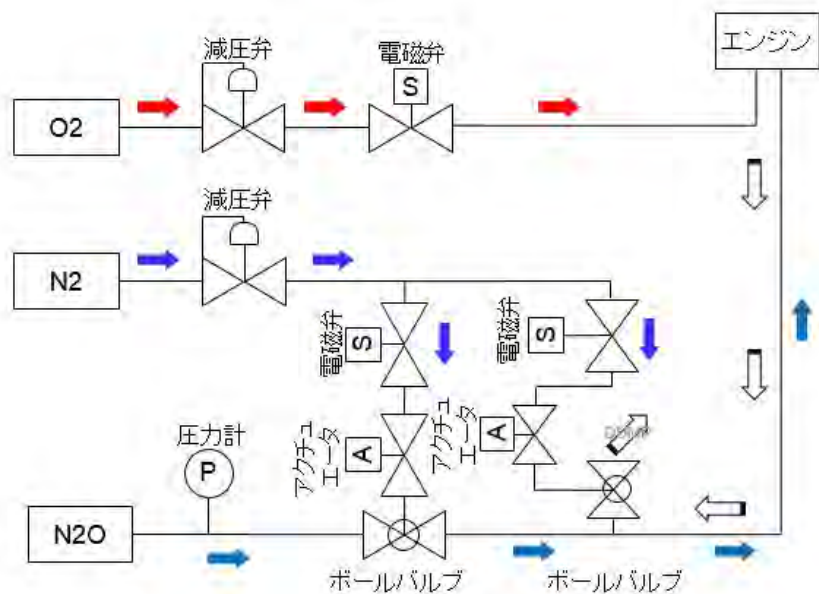


図 6.1 J250 の推力データ(移動平均要素数 50)

6.2. GSE 概要

STEP 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．配管系統図を図 6.2 に，電気系統図を図 6.3 に示す．



注:系統図上の→はガスの流れを示す. 但し, ⇨はDUMP時のN2Oの流れを示す. 図

6.2 配管図系統図

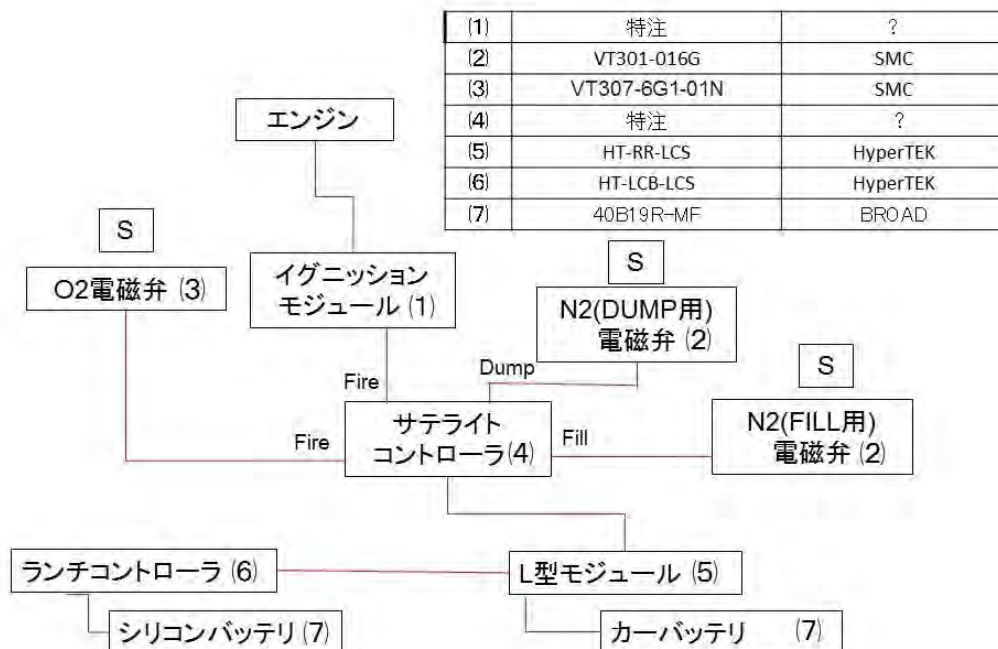


図 6.3 電気系統図

6.3. GSE 改良

去年の能代宇宙イベント海打ちでの不点火を受けて、動作に怪しい点があった O2 レギュレータ, O2 電磁弁を新しいものに変えた.

また, FILL 用ボールバルブが万が一故障した場合に備えて, N20 ポンペと FILL 用ボールバルブの間に脱圧用ボールバルブ, エアアクチュエータ, N2 電磁弁を取り付けた. その様子を図 6.4 に示す.

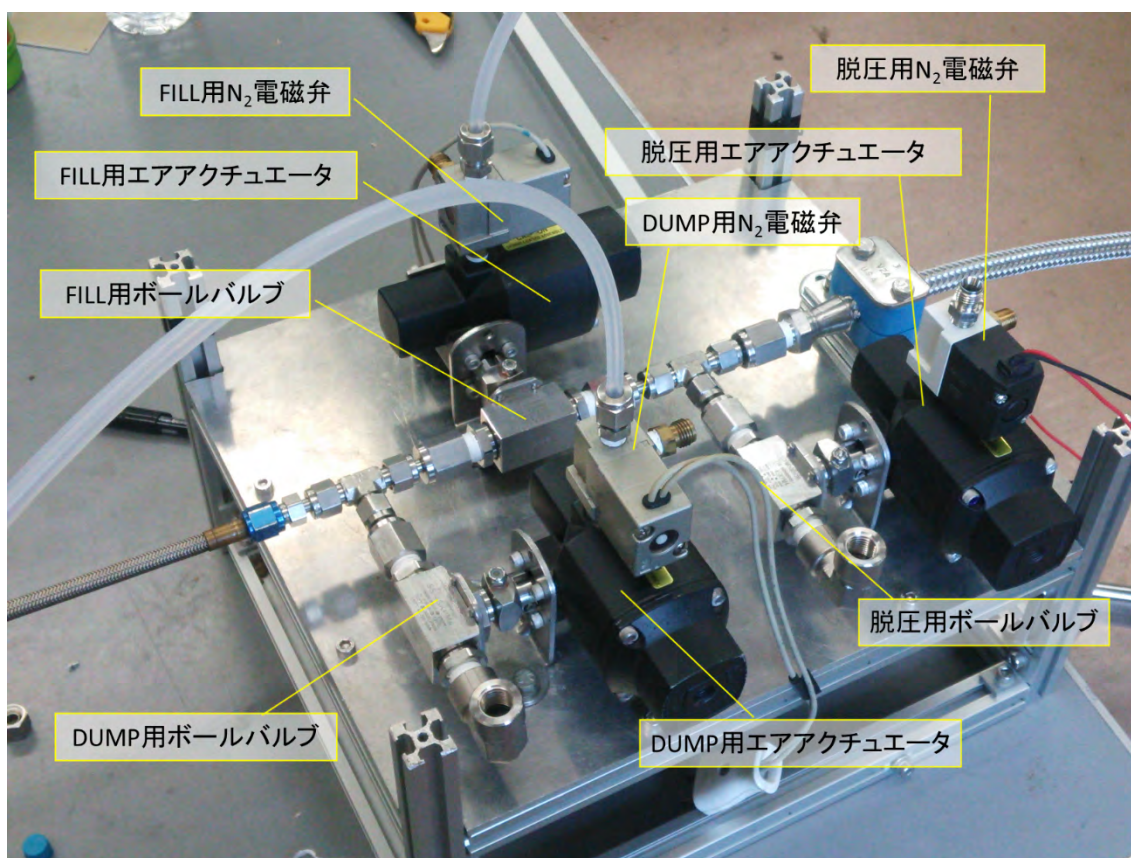


図 6.4

6.4. 当日の運用

STEP の打ち上げは 8 月 16 日の予定でした. しかし, 電装系の不具合により分離機構が誤作動し, この日の打ち上げは中止された.

翌日の 17 日に再度打ち上げを試みたが, 1 度不点火となってしまう, その後は電装系の不具合で分離機構が誤作動し, 打ち上げは行われなかった.

2 日目の不点火は, イグナイタの不燃焼が原因であった. その後の試験でイグナイタを短くしたら燃焼が確認できたので, イグニッションモジュールの電圧不足が原因だと考えられる.

6.5. 打ち上げ実験の考察と今後の展望

今回の打ち上げ実験でも昨年と同様に不点火が起こってしまった. STEP は今年で 10 年目を迎え, GSE で使用されている機器も劣化が進んでいる. 機器の予備を揃えることで万が一に備え, 点火の成功率を高めていきたい.

7. 計器

7.1. 計測回路

7.1.2. 計測回路概要

計測回路の概要について述べる。ロケット飛行中の飛行特性を計測することを目的とする。

計測回路は後述する分離回路と同じ回路上に構成されているが、仕様書の都合上システムブロック図と回路構成素子を分けて記述する。バッテリーはリチウムイオン電池を2つ使用する。リチウムイオン電池の詳細については7.4節で述べる。

図7.1に計測回路のシステムブロック図を示す。搭載するセンサは表7.1に示し、仕様は表7.2に示す。

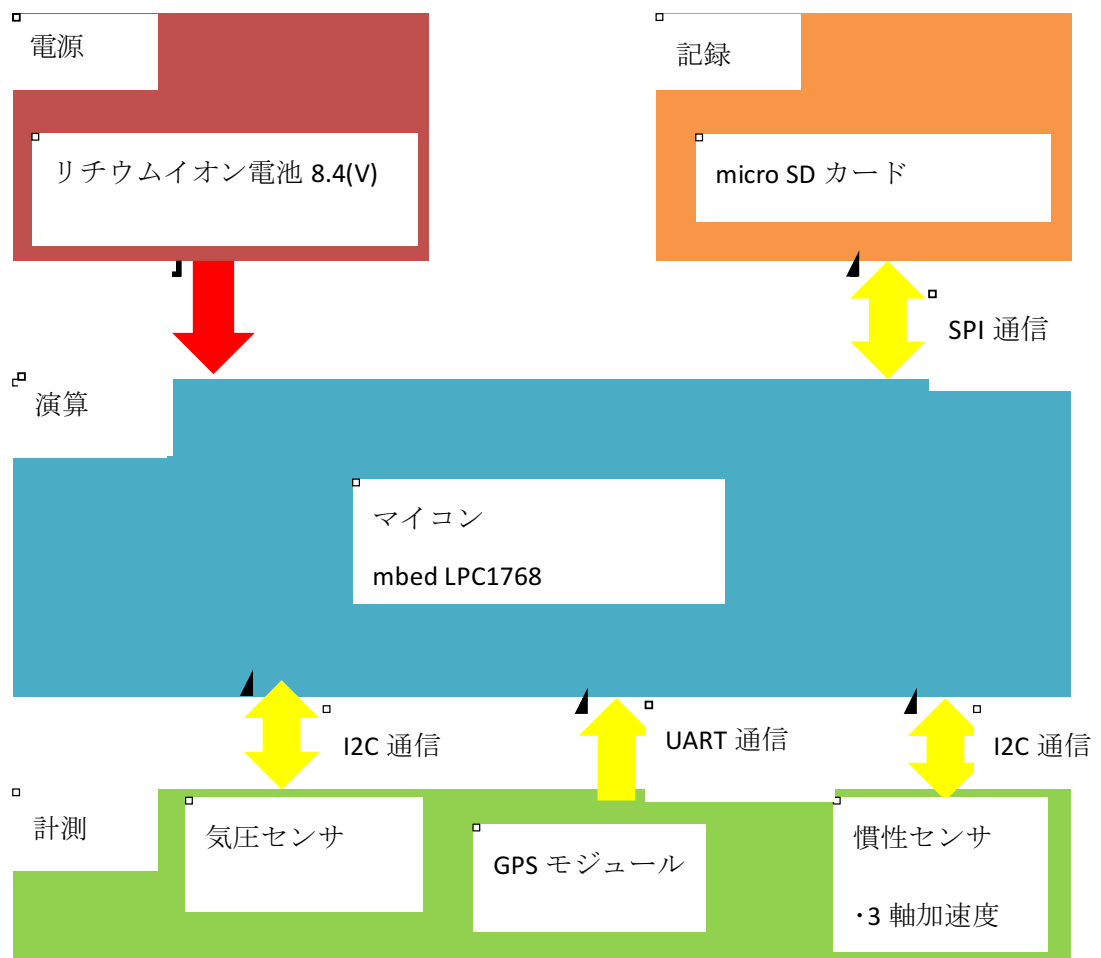


図 7.1 計測回路のシステムブロック図

表 1 計測回路構成素子

リチウムイオン 電池 8.4(V)	各素子への電源供給
mbed LPC1768	各種センサモジュールから取得したデータを基にロケットの 軌道，高度，加速度やジャイロの計測
	内蔵クロックによる時間計測
3 軸ジャイロ 加速度センサ	3 軸方向のロケットの回転を計測すると共に，3 軸加速度を計測 し， ロケットにかかる荷重を計測
GPS モジュール	緯度経度による水平方向の変位を計測
気圧センサ	ロケットの高度を算出
micro SD カード	ログの保存

表 7.2 計測回路仕様

寸法[mm]	φ 90×高さ 100
重量[g]	150

7.2. 分離回路

7.2.1. 分離回路概要

分離回路とは分離機構を作動させるためのロケットに搭載する回路である．マイコンは mbed LPC1768 を使い，他に気圧センサ（BMP085），サーボモータ，micro SD を使いサーボモータで分離機構を作動させロケットを分離し，パラシュートを開かせる．また，同様にサーボモータを用いて分離機構を作動させて，ノーズコーン部から水ロケットを放出

する．バッテリーはリチウムイオン電池を 2 つ使用する．リチウムイオン電池の詳細については 7.4 節で述べる．図 7.2 に分離回路のシステムブロック図を示す．搭載するセンサは表 7.3 に示し，仕様は表 7.4 に示す．

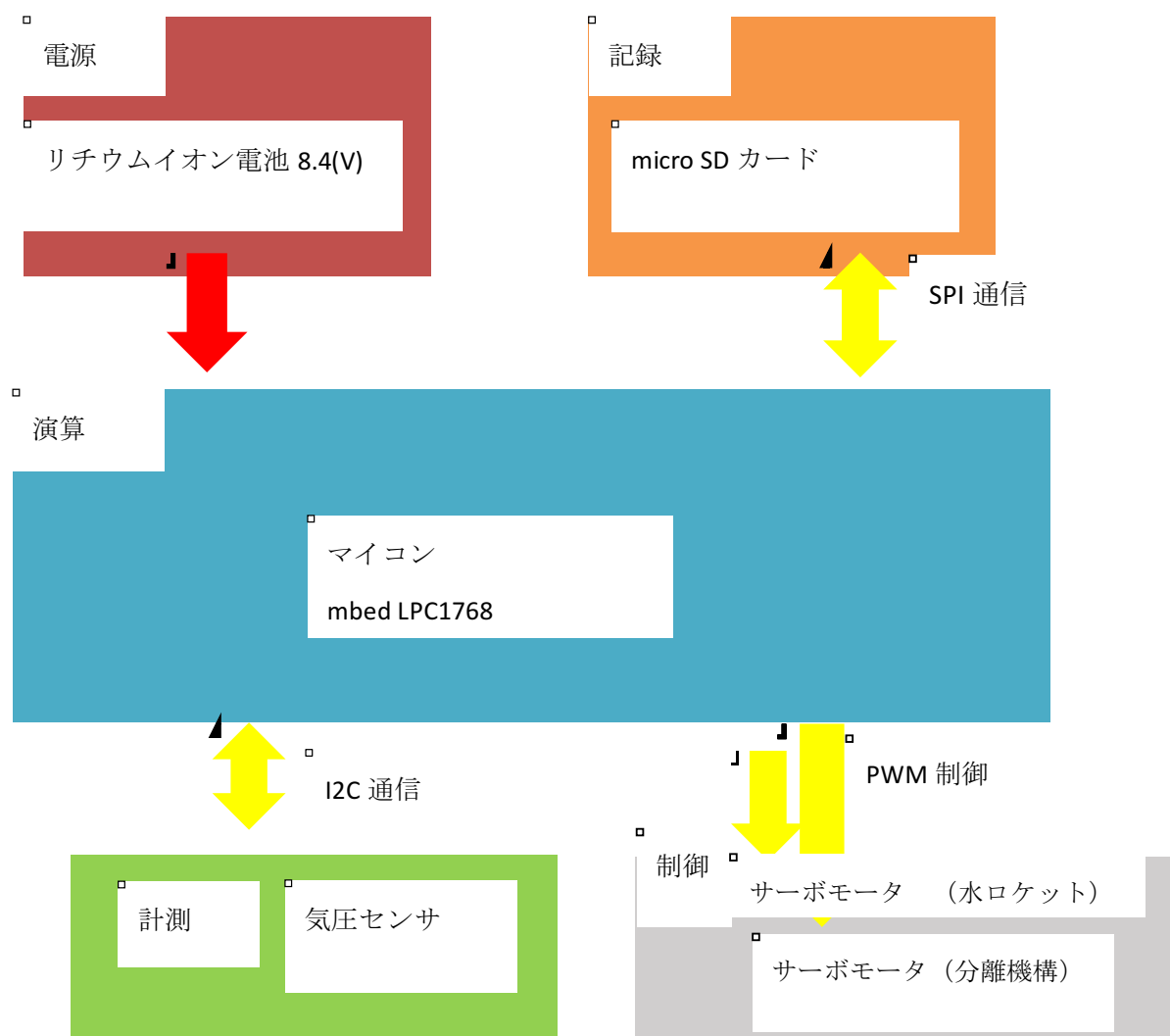


図 7.2 分離回路システムブロック図

表 7.3 計測回路構成素子

ニッケル水素 電池 8.4(V)	各素子への電源供給
mbed LPC1768	サーボモータの制御
	気圧センサから取得したデータを基に高度の計測
	内蔵クロックによる時間計測
気圧センサ	飛翔中の気圧の計測
サーボモータ	分離機構の作動
micro SD カード	ログの保存

表 7.4 分離回路仕様

寸法[mm]	φ 90×高さ 100
重量[g]	150

7.2.2. 分離機構作動の仕組み

分離機構の仕組みを述べる．サーボモータ(以下サーボ)を動かすことにより分離機構のロックを外し，分離機構を作動させる．次に分離のタイミングについて述べる．気圧センサを用いて気圧を計測し，気圧は高度が上がるほど減少し，落下を開始すると増加することを利用して，最高高度とその後の落下動作を計測する．分離機構はロケットが最高高度に到達した後の落下動作を計測した段階で作動させる．また，冗長系としてタイマを使い，時間経過により分離させる機能も付加している．タイマの値はシミュレーションにより何秒で最高高度まで到達するか計算を行い，その計算結果をもとに値を決定する．ま

た，最高高度と時間の関係のグラフを図 7.3 に示す．図 3 からわかる通りロケット打ち上げ後約 5.5 秒後に最高高度に達し，その後落下を始めるので落下途中の 6 秒にタイマの値を設定する．水ロケット放出の分離機構の仕組みを述べる．サーボを動かすことにより分離機構のロックを外し，分離機構を作動させる．次に分離のタイミングについて述べる．タイマを用いて時間経過により，パラシュート開傘前最高高度到達直前に作動させる．

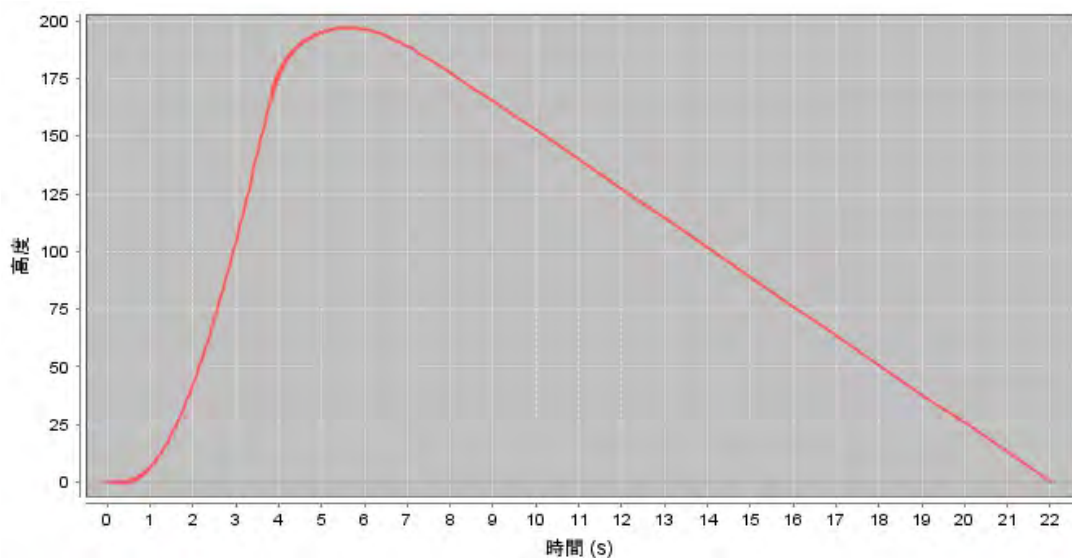


図 7.3 ロケット打ち上げ後の最高高度と時間のグラフ

7.3. 電源回路

7.3.1. 電源回路概要

電源回路とはロケット回路内部のリチウムイオン電池のバッテリー切れになる不安をなくするための回路である．マイコンは **mbed LPC1768** を使用する．ロケット打ち上げ直前までは、ロケット外部にある **12 V** のバッテリー（カーバッテリー）を三端子レギュレータ（**BA17809FP-E2**）で **9 V** まで電圧を下げ，各素子へ電源供給を行う．またその間にスイッ

チを使用し、リチウムイオン電池と各素子との電氣的接続をなくしリチウムイオン電池の充電を行う。ロケット打ち上げ時にロケットの内部回路と外部電源をつなぐピンを外し、スイッチの切り替えを行いリチウムイオン電池からロケット回路へ電線供給を行う。図 7.3 に電源回路のシステムブロック図を示し,仕様は表 7.5 に示す。

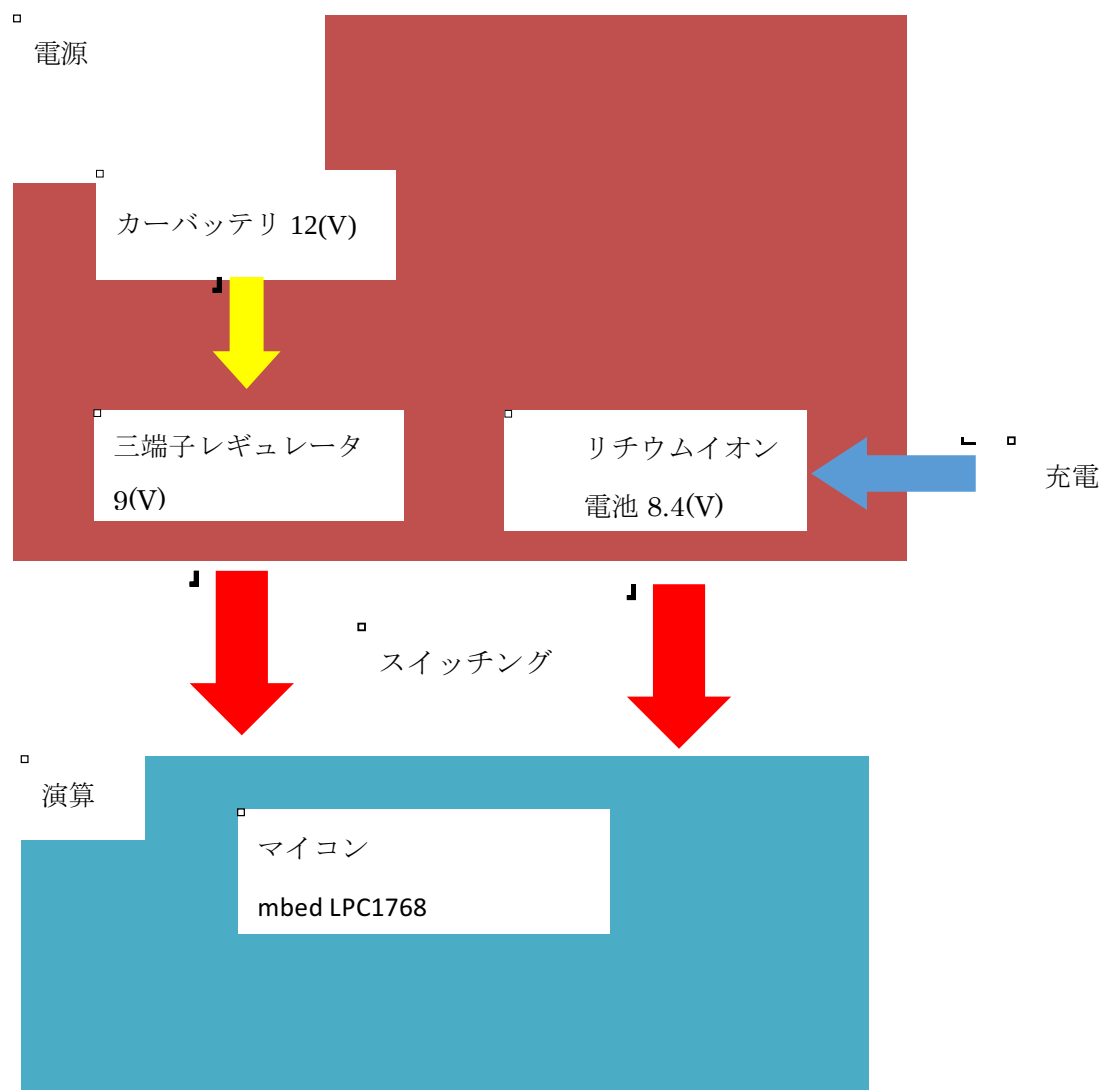


図 7.4 電源回路システムブロック

表 7.5 電源回路仕様

寸法[mm]	φ 90 × 高さ 100
重量[g]	100

7.4. リチウムイオン電池

ロケット回路では電源にリチウムイオン電池を 2 つ使用する。今回使用するリチウムイオン電池の仕様を表 7.6 に示す。このバッテリーは「リチウムイオン（ポリマー）二次電池使用にあたってのガイドライン」が順守されたものである。リチウムイオン電池は過放電や衝撃の印加などで発火・爆発の可能性がある。一度発火が始まってしまうと基本的には消火は困難となる。そのため、発火・爆発が起きた場合は燃焼が終了するまでバッテリーの周囲から退避する。また、発火したバッテリーの周辺に可燃物がある場合、延焼の恐れがあるため、消火器・バケツ等に貯めた砂などを用いて延焼を防ぐこととする。

表 7.6 ロケット回路用リチウムイオン電池仕様

型番	TrustFire TF18650 3000mAh
製造元	Trustfire
公証電圧[V]	3.7
容量[mAh]	3000
直径[mm]×長さ[mm]	18.3×69
質量[g]	44
エネルギー体積密度[Wh/L]	520

7.5. 強制分離回路

7.5.1. 強制分離回路概要

強制分離回路の概要について述べる．分離回路の不具合で分離機構が動作しなかった際に地上局から手動でロケットの強制分離を行うことを目的とする．また，本回路はロケットに搭載し，計測回路の取得した GPS データを地上局に送信する機能を有する．

1.5.2. 強制分離回路ブロック図

回路のブロック図を図 7.5 に示す．

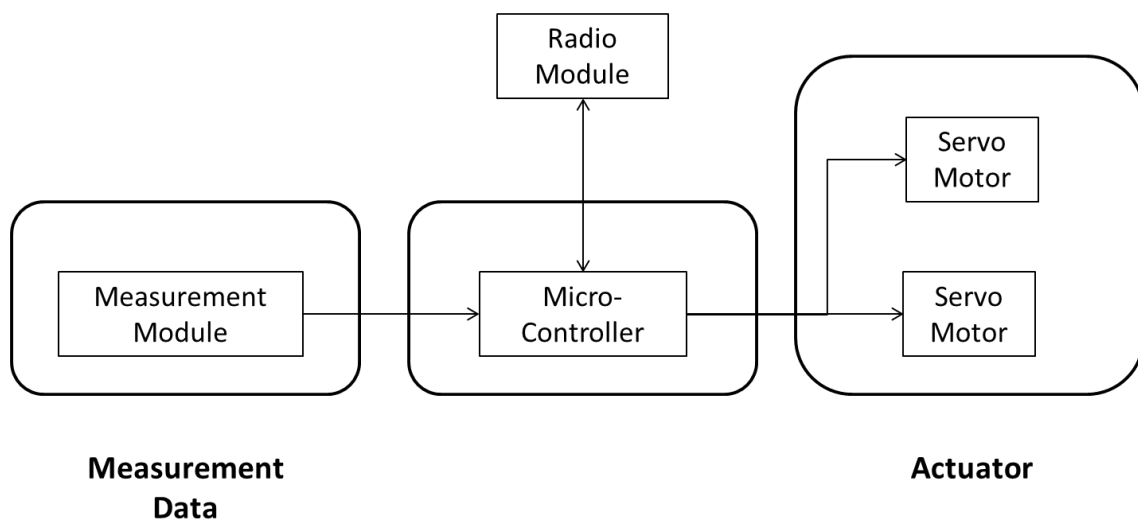


図 7.5 強制分離回路のブロック図

図 7.5 の通り，強制分離回路は，無線モジュールより受け取ったマイコンが信号を受け取り，信号によりサーボモータを駆動させるというものである．強制分離を行うタイミングは飛行シミュレーションの計算結果より，ロケット点火より約 7 秒で動作させるものとする．また，計測回路から受け取った計測データを，無線モジュールを通して地上局へ転送する．その際の通信速度設定は一般的に無線モジュールで使用されている設定に従い 115200bps とする．

無線モジュールとマイコンとして TWE-Strong を使用する．計測回路については 7.1 節に，サーボモータについては 7.2 節に，電源回路について 7.3 節にそれぞれ記述する．

7.6. 当日の運用

回路をロケットに装填し，回路の電源を入れ分離機構をロックする．射場へ行った後，ロケット回路と外部電源を接続し，スタートピンをランチャーに固定を行う．ロケットの発射はスタートピンが外れることにより回路的に検知され，またその時に外部電源とロケットとの接続も切れ，外部電源からロケット回路内の電源に切り替わる．

7.7. 結果

ロケット打ち上げ直前に分離機構が誤作動し，パラシュートが展開したため，ロケットを打ち上げることができなかった．

7.8. 考察

今回分離機構がロケット打ち上げ直前に誤作動してしまったが原因は以下に示す 2 つが考えられる．

1 つ目はサーボモータが焼切れたことである。これは分離機構をロックする際、サーボの腕が分離機構のツメの部分に引っかかり、初期位置に行けずその時に大電流が流れてしまい、サーボを焼切ってしまったと考えられる。当日の運用の時に 2 重のチェックなどを行いしっかりサーボモータのウデが初期位置に行ったことを確認することが改善点に挙げられる。

2 つ目はスタートピンの誤動作である。これはまず、イグニッションモジュールから発生したスパークが影響を与えたのではないかと考えられる。エンジン班と電装班との統合試験を行っていく、ということが改善策に挙げられる。次に回路の電源周りやスイッチの接続が不安定だったのではないかと考えられる。丁寧に期日にゆとりをもった設計を今後行っていく、ということが改善策に挙げられる。

また今回外部電源を使用してみたが、本番の運用を行っているときに外部電源をロケット回路と接続すると、分離機構が誤作動してしまったため、以降外部電源なしで運用を行った。原因はわからなかったが、本番の状況を想定した外部電源の接続の試験を何度か行うことで本番にそのような分離機構の誤作動をなくすることが改善策に挙げられる。