

ARLISS 大会報告・技術詳細報告書

提出日：2019年 10月 15日

文責：早友龍聖

● チーム情報

CanSat チーム名	首都大学東京 SSLB4 InTec-BC
CanSat チーム 代表者	早友龍聖
UNISEC 団体名	宇宙システム研究室
UNISEC 団体 学生代表	高橋勇人
責任教員	佐原宏典
CanSat クラス	Open Class

● メンバー

役割	名前（学年）
PM・加工	早友龍聖（B4）
電装（C&DH系・プログラム）	佐々木翔（B4）
電装（ミッション系・回路）	平山和樹（B4）
構体（ミッション系）	小黒凌（B4）
構体（筐体系）	内門真凜（B4）

● CanSat の製作目的・大会参加理由

超小型衛星の開発プロセスを経験し、宇宙工学の基礎を学ぶため。また、プロジェクトを通じてものづくりを経験するため。

目次

第1章	ミッションについて	5
1.	ミッションの意義と目的	5
2.	ミッションシーケンス	5
第2章	サクセスクライテリア	8
第3章	要求項目の設定（各チームごとに項目を追加してください）	9
1.	システム要求（安全確保のために満たすべき要求）	9
2.	ミッション要求（ミッションを実現するためのシステム要求）	9
第4章	システム仕様	11
1.	CanSat 設計図（CAD 図面や回路レイアウト図や写真など、公開可能であれば図面をここに示し、データも添付をお願いします。）	11
2.	CanSat 外観/質量/サイズ	17
3.	CanSat 内観・機構/電力	21
4.	使用部品	25
➤	電子系	25
➤	動力系	25
➤	構造系	25
5.	製作時に使用した機材・サービス	26
6.	プログラム・アルゴリズム	27
7.	会計	29
第5章	試験項目設定（項目別試験、結合試験、EndtoEnd 試験）	30
第6章	実施試験内容	31
1.	V1_質量試験	31
➤	目的	31
➤	試験/解析内容	31
➤	結果	31
2.	V2_キャリア収納試験	32
➤	目的	32
➤	試験/解析内容	32
➤	結果	32
3.	V3_落下試験	33
➤	目的	33
➤	試験/解析内容	33
➤	結果	33
4.	V4_準静的荷重試験	34
➤	目的	34
➤	試験/解析内容	34
➤	結果	34
5.	V5_振動荷重試験	35

➤	目的	35
➤	試験/解析内容	35
➤	結果	35
6.	V6_分離衝撃荷重試験	36
➤	目的	36
➤	試験/解析内容	36
➤	結果	36
7.	V7_無線機通信 ON/OFF 試験	38
➤	目的	38
➤	試験/解析内容	38
➤	結果	38
8.	V8_通信周波数変更試験	39
➤	目的	39
➤	試験/解析内容	39
➤	結果	39
9.	V9_ロングラン試験	41
➤	目的	41
➤	試験/解析内容	41
➤	結果	41
10.	V10_通信距離試験	42
➤	目的	42
➤	試験/解析内容	42
➤	結果	42
11.	V11_筐体展開試験	45
➤	目的	45
➤	試験/解析内容	45
➤	結果	45
12.	V12_エアポンプ動作試験	47
➤	目的	47
➤	試験/解析内容	47
➤	結果	47
13.	V13_インフレーターブル構造展開試験	48
➤	目的	48
➤	試験/解析内容	48
➤	結果	48
14.	V14_インフレーターブル構造保持試験	49
➤	目的	49
➤	試験/解析内容	49
➤	結果	49

15.	V15_太陽電池モジュール試験	50
➤	目的	50
➤	試験/解析内容	50
➤	結果	51
16.	V16_カメラモジュール試験	52
➤	目的	52
➤	試験/解析内容	52
➤	結果	52
17.	V17_End-to-End 試験	53
➤	目的	53
➤	試験/解析内容	53
➤	結果	53
第7章	工程管理、ガントチャート（スプレッドシートを推奨）	55
1.	チーム内・審査会等	55
2.	各担当（ハード・ソフト・全体などの進行状況・予定を記入）	56
第8章	大会結果	59
1.	能代宇宙イベント	59
2.	ARLISS（上記能代と同様に記載してください）	59
➤	目的	59
➤	結果	59
➤	取得データ	61
➤	故障原因解析・解決手段等	65
第9章	まとめ	67
1.	工夫・努力した点（ハード、ソフト、マネジメント面すべて）	67
2.	良かった点・課題点	68
3.	チームのマネジメント等、プロジェクト全体でのよかった点、反省点	68

第1章 ミッションについて

1. ミッションの意義と目的

- ミッションステートメント

インフレーターブル技術を利用した基地局の設営および運用

- ミッションの意義と目的

将来的に本学他チームまたは他大学チームのカムバック支援や多数 CanSat の協調動作支援など CanSat 運用支援への活用を視野に、地上において展開・設営し、基地局として機能する CanSat の運用を目指す。

他チーム CanSat のカムバック支援を実現する支援基地局 CanSat の成立には、基地局とその周辺の情報獲得、地上局および他 CanSat との双方向通信、安定的かつ長時間の運用継続などが必要となる。これらのうち本ミッションにおいては、「基地局およびその周辺状況を把握するための撮影」、「地上局との片方向通信」、「長時間運用を実現するための太陽光発電・充電・電力の利用」のそれぞれの技術実証と獲得を目指す。

また、展開機構にインフレーターブル技術を適用することで、その技術の実証および獲得を目指す。

インフレーターブル技術は、軽量化、省スペース化しやすいという点から移住や探索などの大型構造物が必要な宇宙ミッションに対しての適用が検討されている。同様に、CanSat におけるインフレーターブル技術を確立することで、現状より、大きな構造物を持つ CanSat の開発など、厳しい空間的制限に縛られてしまうミッションの拡大を狙う。

2. ミッションシーケンス

ミッションシーケンスを Figure 1 に示す。

ロケットに搭載された CanSat は上空で放出される（図中 C）。放出を判定した後に GPS データのダウンリンクを開始する。また、CanSat は放出と同時にパラシュートを展開し、減速落下を行う（図中 D）。

着地（図中 E）の後に、次に述べる手順によりメインミッションである基地局の設営および運用を行う。本ミッションにおける基地局とは、基地局およびその周辺状況を把握するための撮影を行うカメラモジュール、基地局から地上局への通信を行うためのアンテナモジュール、発電・充電・電力供給を行うための太陽電池モジュールから構成される。

① 筐体の展開（図中 F）

筐体に収納されたインフレーターブル構造を展開するために、筐体の展開を行う。筐体は四角形をしており、3 頂点はスプリング蝶番、1 頂点はサーボホーンを治具に引掛けることで固定する。着地判定後にサーボを動かすことで固定を外し、スプリング蝶番のトルクにより展開する。蝶番のトルクにより、側面以外では展開可能となる。概念図を Figure 2 に示す。

② インフレーターブル構造の展開（図中 G）

インフレーター構造として、PVC レターバルーンを採用し、アンテナ、カメラ、太陽光パネルをバルーン（Figure 3）に固定する。このバルーンを小型エアポンプ（Figure 4）により膨らませることで展開する。Figure 4の左側は購入時、右側はCanSat 搭載時の様子である。小型エアポンプはマイコンで ON/OFF 制御を行う。

カメラモジュールおよびアンテナモジュールは筐体に対して垂直方向へ、太陽電池モジュールは水平方向へ展開する。

③ インフレーター構造の維持（図中 H）

小型エアポンプ・バルーン間には逆止弁を設置しているが配管間から徐々に漏れが生じ、展開状態を維持出来なくなってしまう。これに対し、小型エアポンプの ON/OFF を一定周期で繰り返すことにより、展開状態の維持を行う。

④ 各種モジュールの運用（図中 H）

カメラは垂直方向に上げられた状態で撮影を行い、より広角に撮影する。回収後にデータの確認を行う。

アンテナは垂直方向に上げられた状態で地上局へ GPS データのダウンリンクを行い、その電波強度の向上を目指す。

太陽電池モジュールは水平方向に展開されたパネルにより、電力を発電・充電を行う。電力の利用については、マイコンや他モジュールへの電力供給を行うことが長時間運用に向けて最も望ましいが、本ミッションでは、太陽電池モジュールの不調によるミッション全体の失敗を避けるため、マイコンや他モジュールへの電力供給は行わず、機体搜索のためのブザーへ電力供給を行う。

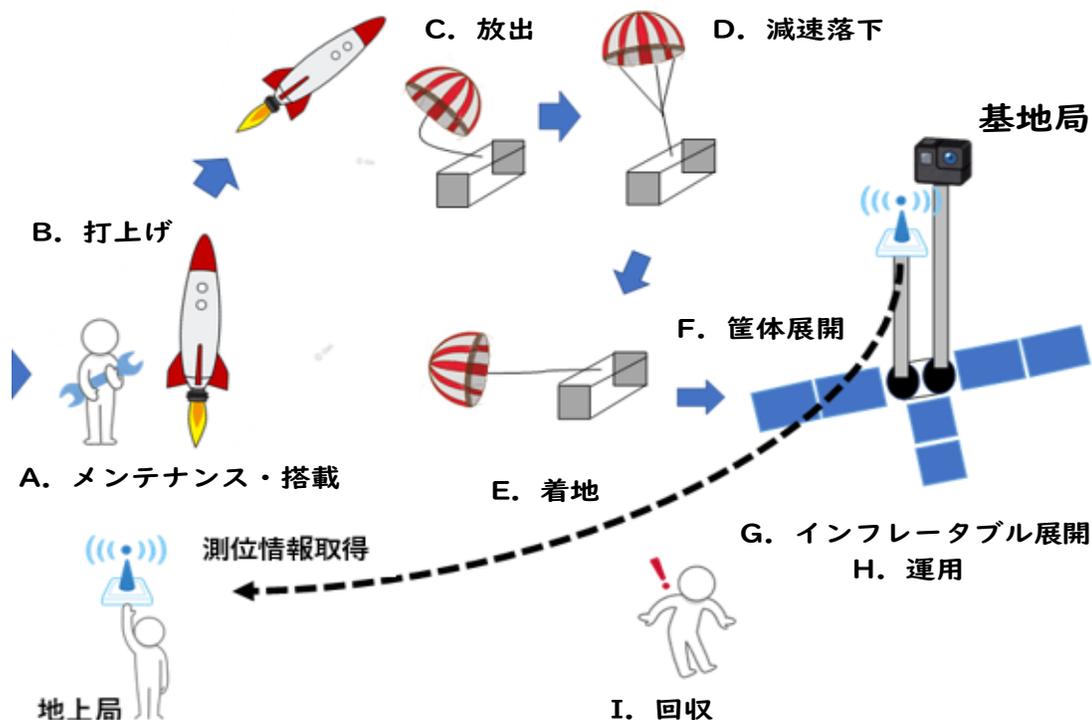


Figure 1 ミッションシーケンス

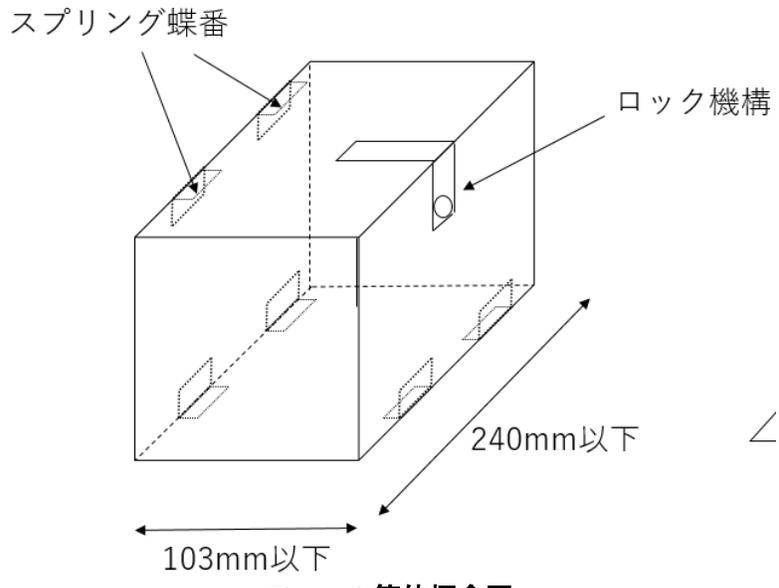


Figure 2 筐体概念図



Figure 3 バルーン (インフレーターブル構造)

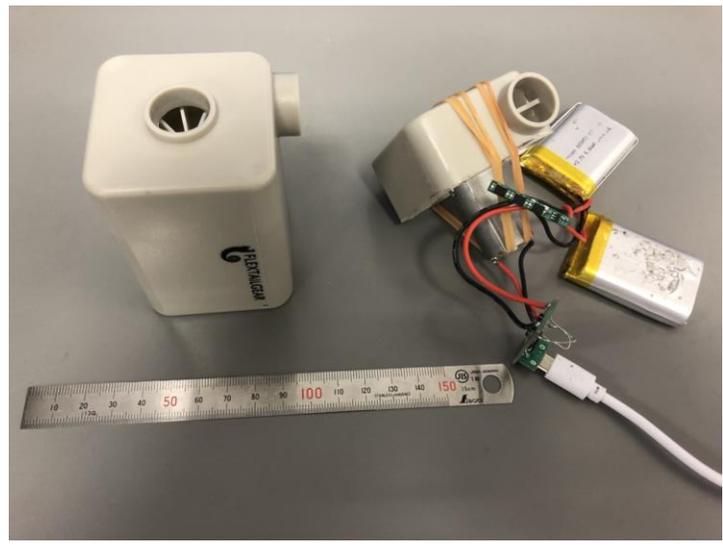


Figure 4 小型エアポンプ

第2章 サクセスクライテリア

本ミッションは基地局として撮影、通信、発電・充電の機能を有し、これらの技術実証を行うものであるため成功度はモジュールごとに設定する。

インフレーター技術を利用したモジュールの展開が正常に行われ、基地局の設備として設営が完了することをミニマムサクセス、その上で運用することをフルサクセスとした。なお、いずれのモジュールにおいてもミドルサクセスは設定していない。これはミッションとして、設営と運用それぞれの成功が重要となるからである。

● 太陽電池モジュール

ミニマムサクセス	太陽電池モジュール（太陽電池パネルを付けたインフレーター構造）が太陽電池パネル3枚以上を上空に向けた状態で設営完了 ➤ 目視および動画から確認する
ミドルサクセス	なし
フルサクセス	設営した太陽電池によるバッテリー電圧 2.7 [V]以上の発電 ➤ EEPROM に保存したバッテリー電圧履歴を確認する
アドバンスドサクセス	運用フェーズにおいて発電電力を利用し、ブザーを鳴らす ➤ 目視、動画および EEPROM に保存したバッテリー電圧履歴を確認する

● アンテナモジュール

ミニマムサクセス	アンテナモジュール（アンテナを付けたインフレーター構造）がアンテナ先端の高さ 330 mm 以上の状態で設営完了 ➤ 目視および動画から確認する
ミドルサクセス	なし
フルサクセス	射点に設置した地上局と CanSat アンテナ間での通信において 10 dBm 以上の電波強度の向上 ➤ 地上局側で保存した通信履歴を確認する
アドバンスドサクセス	なし

● カメラモジュール

ミニマムサクセス	カメラモジュール（カメラを付けたインフレーター構造）がカメラの高さ 230 mm 以上の状態で設営完了 ➤ 目視および動画から確認する
ミドルサクセス	なし
フルサクセス	打上げから設営完了までの様子を撮影 ➤ 保存した動画を確認
アドバンスドサクセス	打上げから回収までの様子を撮影 ➤ 保存した動画を確認

第3章 要求項目の設定（各チームごとに項目を追加してください）

1. システム要求（安全確保のために満たすべき要求）

要求番号	自己審査項目（ ARLISS 打ち上げ安全基準 ）
M1	質量と容積 がレギュレーションを満たすことが確認できていること
M2	電源の ON/OFF および確認が容易にできること
M3	無線機の周波数が変更できる
M4	CanSat が破損しない速度で着地するための 減速機構 を有し、正常に動作すること
M5	準静的荷重 10G に耐え、異常を起こさないこと
M6	正弦波掃引 30Hz から 2000Hz まで 15G、または同等のランダム振動 に耐え、異常を起こさないこと
M7	衝撃荷重 40G に耐え、異常を起こさないこと
M8	打上げから放出まで 無線機が電波を発しないこと
M9	2時間のロケット搭載状態で異常を起こさないこと
M10	TBD [m]離れた 地上局へ GPS データのダウンリンク ができること
M11	搭載したブザーが TBD [m]離れた位置でも聞こえること

2. ミッション要求（ミッションを実現するためのシステム要求）

要求番号	自己審査項目（ ミッション実現要求項目 ）
S1	放出から着地までミッション機器が作動しないこと
S2	着地衝撃に耐え、異常を起こさないこと
S3	減速機構が着地時に CanSat に覆いかぶさらないこと
S4	筐体が姿勢に関わらず、正常に展開できること

S5	マイコンにより小型エアポンプの ON/OFF 制御ができること
S6	インフレーター構造の展開ができること
S7	インフレーター構造の保持ができること
S8	太陽電池が発電・充電できること
S9	バッテリー電圧履歴を EEPROM に保存できること
S10	充電した電力でブザーを鳴らすことができること
S11	カメラによる撮影, データ保存が TBD 時間できること
S12	地上局でアンテナとの通信履歴を保存できること
S13	地上局でアンテナとの電波強度の取得ができること
S14	バッテリーが TBD 時間持つこと

第4章 システム仕様

1. CanSat 設計図 (CAD 図面や回路レイアウト図や写真など、公開可能であれば図面をここに示し、データも添付をお願いします。)

- 構体系
- 筐体

4枚の外板およびサーボ取り付け治具，ホーンが通る穴など筐体を構成する主要な部分はSOLIDWORKSを用いて設計した。(筐体設計CADデータ)

外板は軽量化のため可能な限り肉抜きを施した。また収納や展開などに支障を来さぬよう，各モジュールをどのように配置するかを決め，それに合わせて肉抜きの形状をそれぞれ決定した。以下のFigure 5に外板の図面，Figure 6に制作した外板を示す。実機では風の流入の防止および曲げ強度向上のため，PVCシートを貼り付けている。

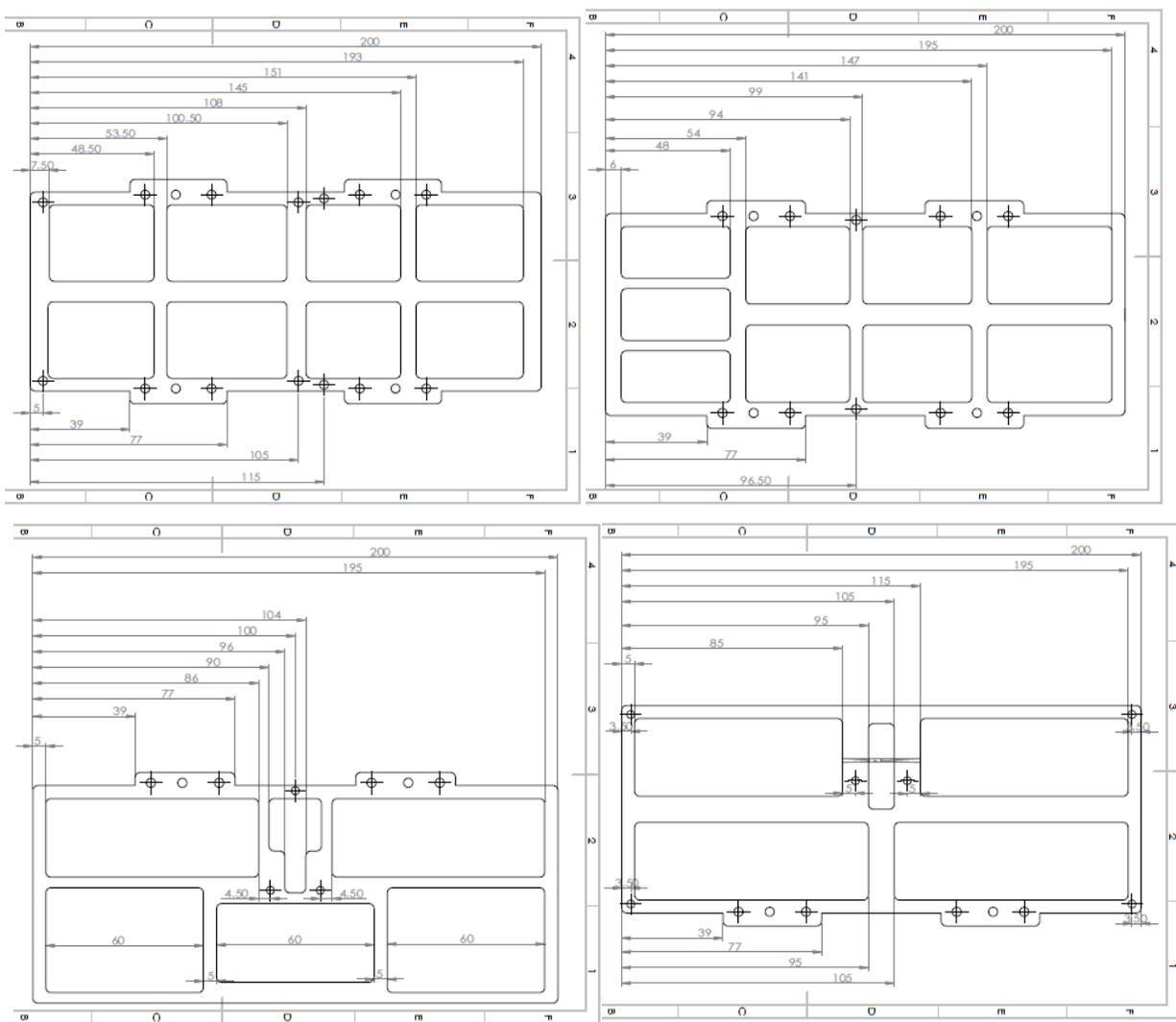


Figure 5 外板図面

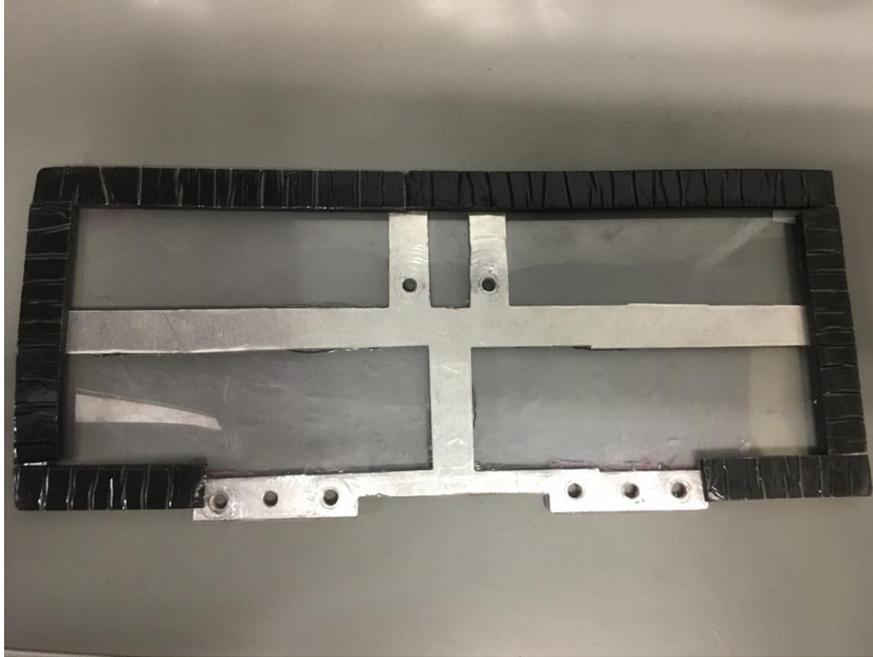


Figure 6 制作した外板

着地の衝撃などによりサーボホーンに直接負荷がかからないよう、鍵穴は Figure 7 のように L 字材を用いることで側面から見たときに筐体面よりやや内側になるよう設計した。

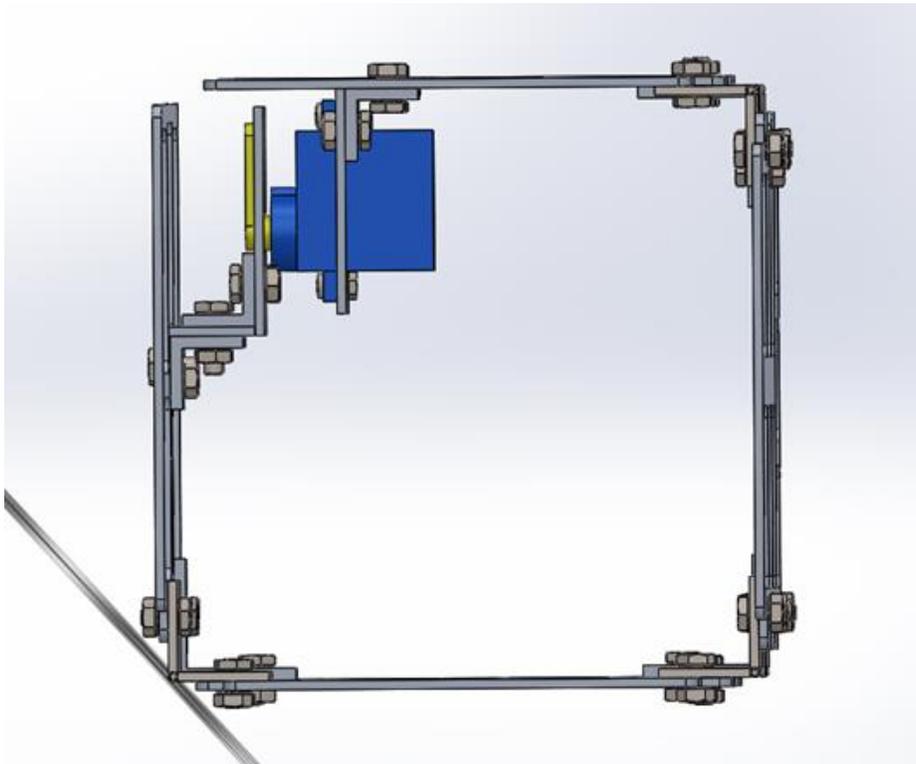


Figure 7 ロック機構設計(側面図)

- インフレーターブル構造

第4章3項のインフレーターブル構造で機構については詳しく述べている。

小型エアポンプからバルーンまでは以下の Figure 8, Table 1 に示す配管構成により空気を送っている。配管をなるべく最小軽量となるように設計している。実際に制作した配管システムを Figure 9 に示す。

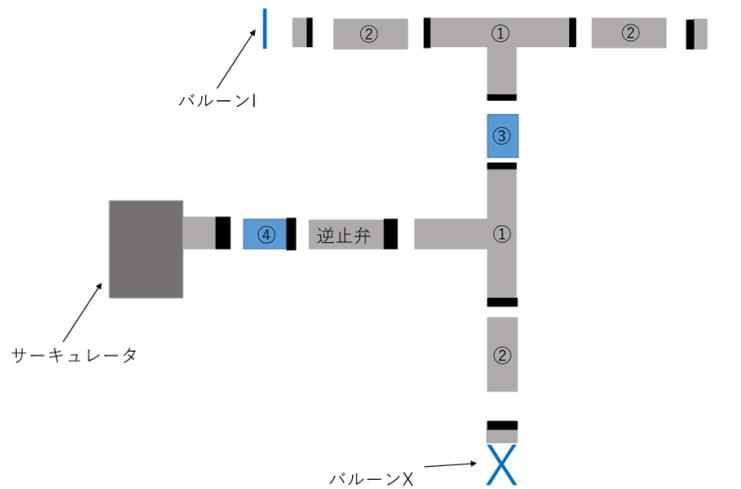


Figure 8 配管図

Table 1 配管構成部品

配管番号	型番
逆止弁	9108
①	PE6
②	PIJ6
③	NA0640-5-B
④	UBT1280-100-CB-L1



Figure 9 制作した配管系統

- 減速機構

減速機構であるパラシュートの設計を Figure 10 に示す。パラシュートは十分減速できつつ、重量は軽くなるように設計した。実際に制作したパラシュートを Figure 11 に示す。

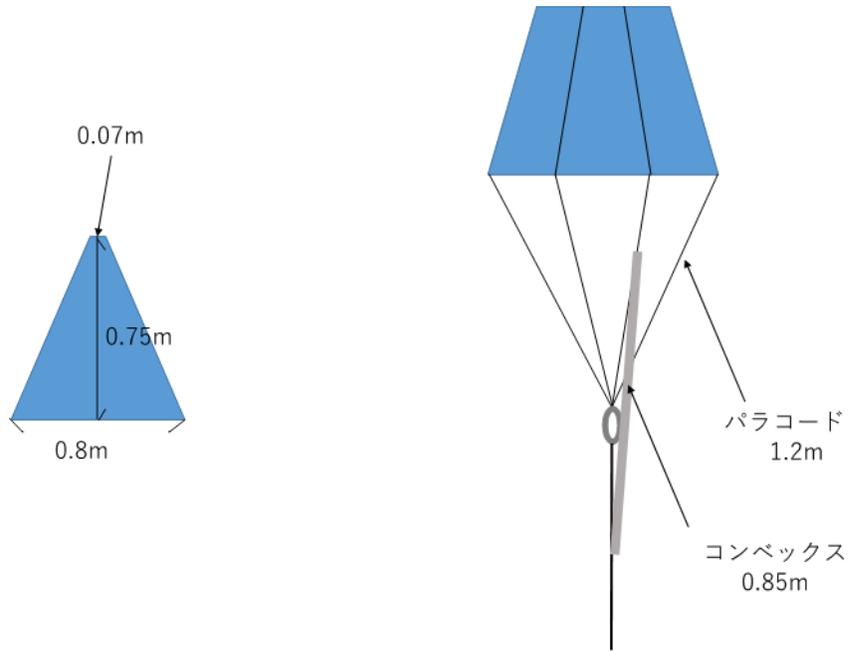


Figure 10 パラシュートの設計



Figure 11 製作したパラシュート

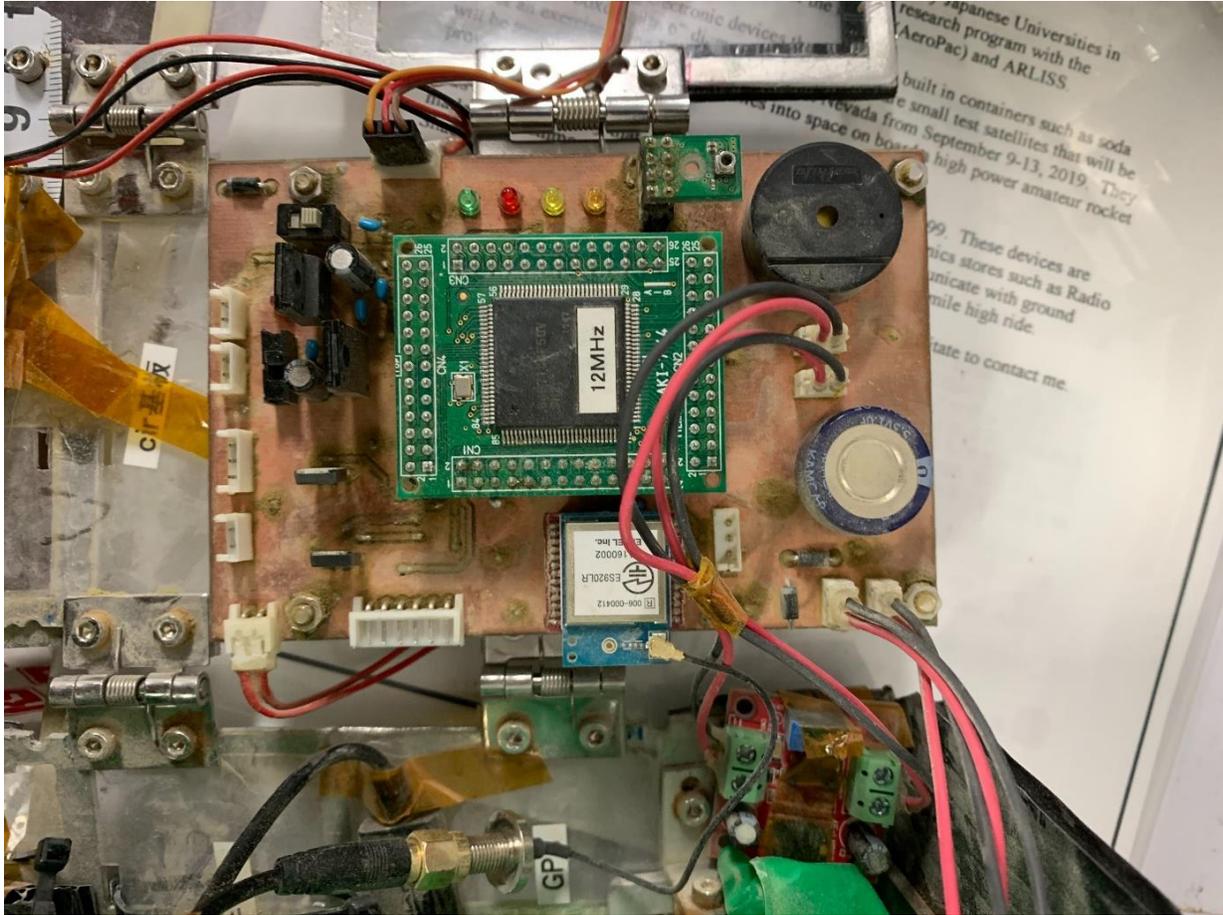


Figure 14 製作した基板

2. CanSat 外観/質量/サイズ

(図あるいは写真を用いる。大まかな質量と、本体のほかに、パラシュートや分離機構などを含めて、サイズ内にどのように収納しているのか、断面図などのイメージ図を掲載)

● CanSat 外観

CanSat の外観・内観概念図は Figure 15 のようである。また、製作した FM の外観図を Figure 16 に示す。

筐体は四角形をしており、3 頂点はスプリング蝶番、1 頂点はサーボホーンを治具に引掛けることで固定されている。筐体を構成する外板には、A5052 板を用いており、軽量化のために肉抜きされている。肉抜き部からの風の流入は望ましくないため、PVC シートを貼り付けている。筐体側面のアイボルトでパラシュートを接続している。また、外板や側面にはクッションを取付け、着地衝撃を緩和している。

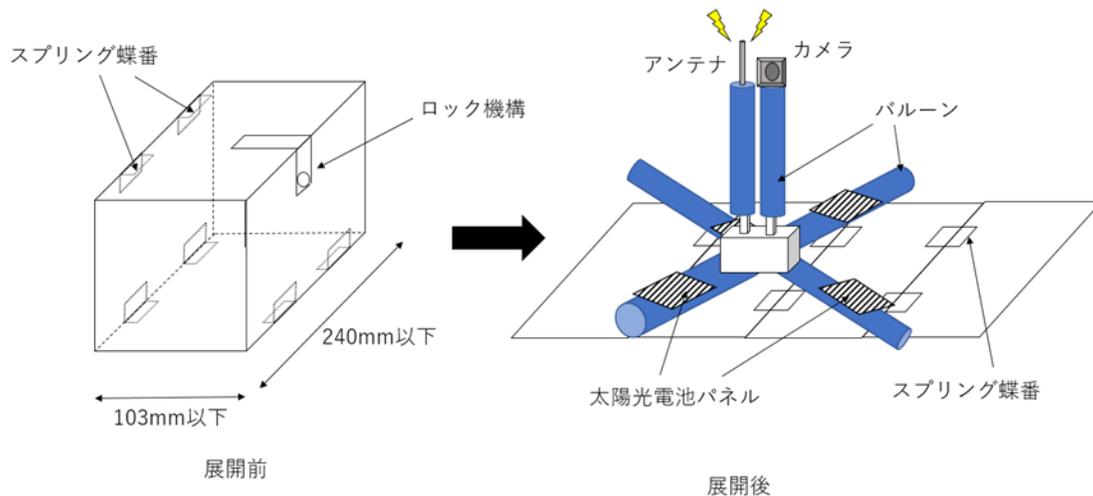


Figure 15 CanSat 外観・内観概念図



Figure 16 CanSat 外観図

● 収納の様子

筐体の外板には、それぞれ Figure 17 のように各モジュールが配置されている。また、収納時の断面図を Figure 18 に示す。バルーンは空気を抜き、隙間のある部分に畳んで収納する。

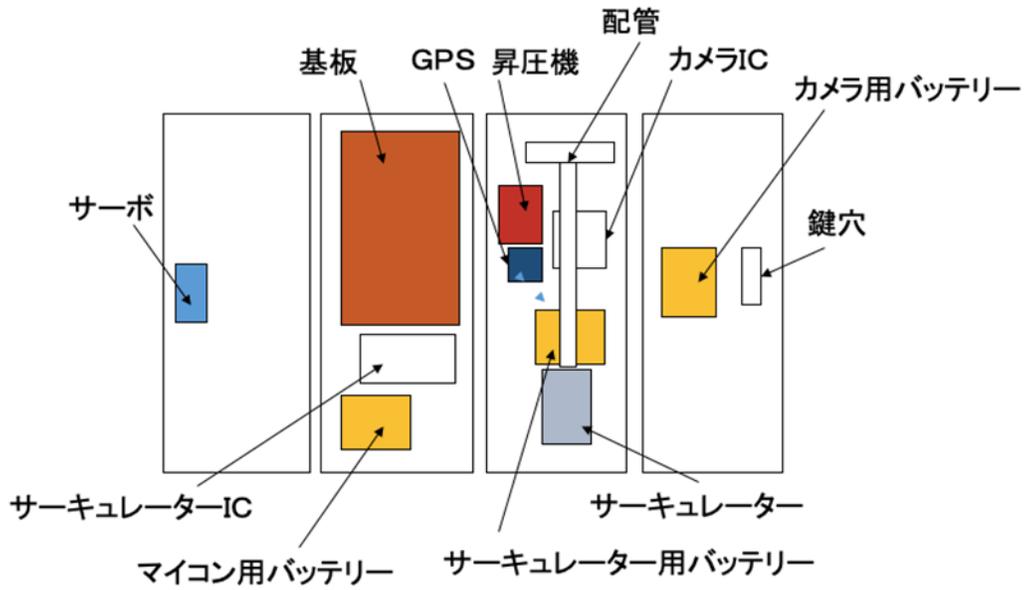


Figure 17 モジュール配置図

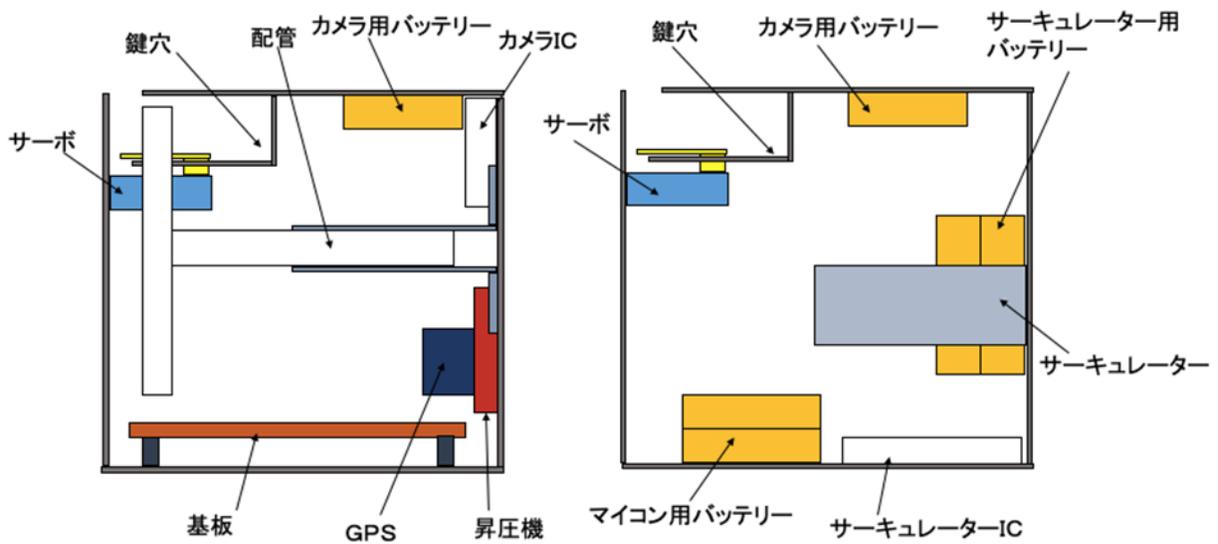


Figure 18 基板側から見た断面(左)およびサーキュレーター側から見た断面(右)

キャリアに収納する際は Figure 19 のようにパラシュートを畳み、パラシュートのコンベックスと紐を機体に沿わせた状態でパラシュート、機体の順に収納する



Figure 19 キャリア収納

- CanSat 質量/サイズ

本プロジェクトでは質量が最もレギュレーション的に厳しかったため、コンポーネント、パーツ、担当ごとに管理した。これを以下の Table 2 に示す。合計の質量は 1032g であるがポッティングやテープなどにより、1045g 程度になる。割合としては、構体系全体が 72%（内訳：ミッション系 26.6%，筐体系 23.6%，減速機構 22.3%）であり，電装系全体が 28%（内訳：ミッション系 11.3%，バス系 16.7%）であった。

また，サイズは 95mm×95mm×238mm であった。

Table 2 CanSat 質量

コンポーネント	担当	重量[g]	構成パーツ	重量[g]
サーキュレータ	構体系-ミッション	133		
配管	構体系-ミッション	35	PE6 2個	21
			PIJ6 3個	1.2
			9108	4
			φ6以外のチューブ	7
バルーン	構体系-ミッション	66	バルーンI 2個	33
			バルーンX 1個	33
インフレータブル支持構造	構体系-ミッション	40		
筐体外板	構体系-筐体	135	アルミ外板	135
筐体ばね蝶番	構体系-筐体	100	大 4 個	80
			小 2 個	20
筐体展開機構	構体系-筐体	9	サーボ	9
パラシュート	構体系-減速機構	180	ゴア6枚	52.2
			シュラウドライン	54
			ケブラーコード	7
			コンパックス	25.2
			ダンボールの束縄	2
			Oリング	9
			トートバックの紐	17.4
パラシュート機体締結構造	構体系-減速機構	50		
カメラ	電装系-ミッション	7		
カメラモジュールその他	電装系-ミッション	58.39	DCDCコンバータ	6.27
			バッテリー(2000mAh)	32.12
			ケーブル	20
太陽電池(3枚分)	電装系-ミッション	58.65		
アンテナ	電装系-バス	22.47		
アンテナモジュールその他	電装系-バス	7.22	無線機	3.07
			同軸ケーブル	4.15
基板	電装系-バス	116.23		
バッテリー(2個分)	電装系-バス	26.9		

3. CanSat 内観・機構/電力

(図や動画を用いて機体の基本的な機能や仕組み, パラシュートの展開・分離/翼の展開などの仕組みを説明, 一回の打ち上げで使用する電力とバッテリー要領の計算結果などを記載)

● CanSat 内観

CanSat 内観図として筐体展開状態を Figure 20 左, インフレイタブル構造展開状態を Figure 20 右に示す. 面はそれぞれ, サーボが固定された面 1, 電装基板およびバッテリーが固定された面 2, エアポンプおよび配管が固定された面 3, 筐体展開機構ロック治具が固定された面 4 となっている.

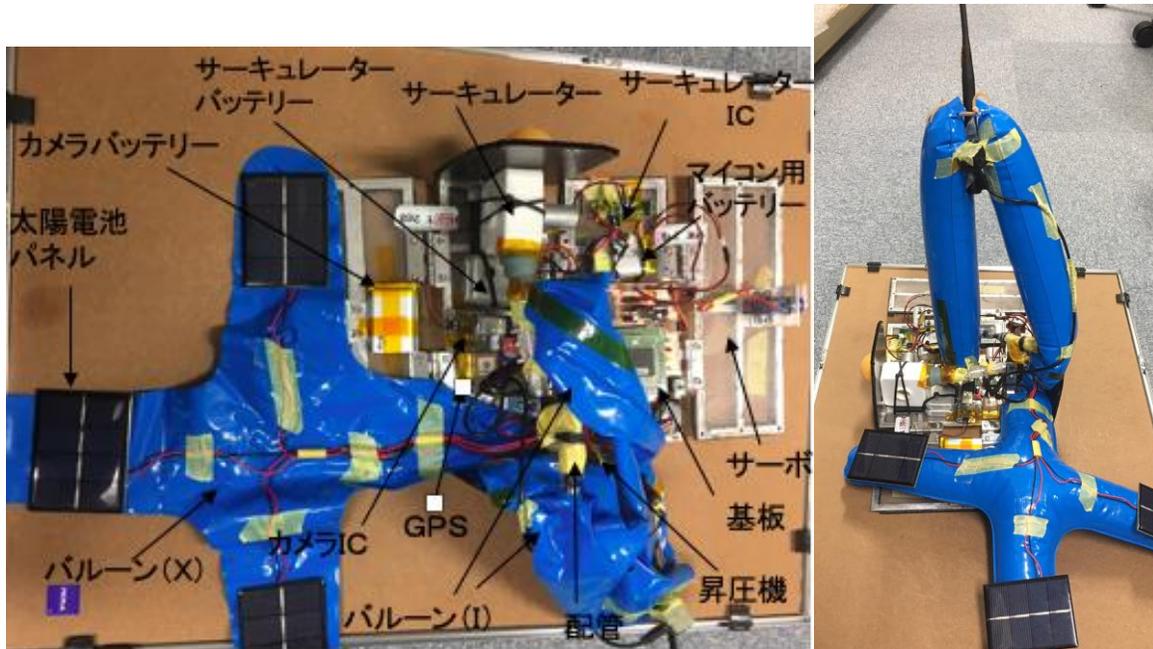


Figure 20 CanSat 内観図

● CanSat 機構

➤ 筐体展開機構

3 頂点はスプリング蝶番, 1 頂点はサーボホーンを治具に引掛けることで固定されている. 治具は筐体内部に位置しており, 着地時にロック機構が破壊されることを防ぐ. 着地判定がされた後に, サーボホーンが 90 度動くことで治具からサーボホーンが外れ, スプリング蝶番のトルクにより, 展開する. Figure 21 にロック機構を示す.

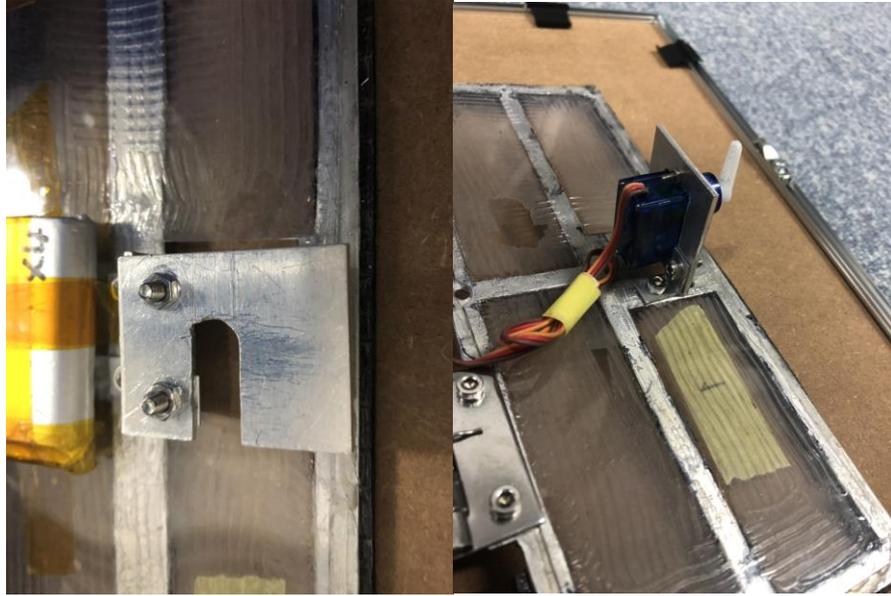


Figure 21 ロック機構

➤ インフレーター機構

インフレーター構造として、PVC レターバルーンを採用し、アンテナ、カメラ、太陽光パネルをバルーン (Figure 3) に固定する。このバルーンを小型エアポンプ (Figure 4) により膨らませることで展開する。Figure 4 の左側は購入時、右側は CanSat 搭載時の様子である。小型エアポンプはマイコンで ON/OFF 制御を行う。

カメラモジュールおよびアンテナモジュールは筐体に対して垂直方向へ、太陽電池モジュールは水平方向へ展開する。

また、小型エアポンプ-バルーン間には逆止弁を設置しているが配管間から徐々に漏れが生じ、展開状態を維持出来なくなってしまう。これに対し、小型エアポンプの ON/OFF を一定周期で繰り返すことにより、展開状態の維持を行う。

➤ 減速機構

Figure 22 に減速機構と接続された機体を示す。減速機構にはパラシュートを採用する。パラシュートと機体を接続する紐にはケプラーコードを用いており、筐体のアイボルトと接続する。着地時にパラシュートが機体に覆いかぶさることを防ぐために、ケプラーコードに金属のコンベックスを沿わせている。



Figure 22 減速機構

● 電力計算

➤ メインバッテリー

メインバッテリーで使用するマイコンやセンサを以下の Table 3 に示す。Table 3 にはそれぞれの消費電流とおよその駆動時間や消費電力、そしてその合計が示してある。以下の Table 3 から、その総消費電力の合計がおよそ 3357[mWh]とわかる。ここで、待機時間 2 時間と放出判定後 3 時間と仮定すると必要な LiPo バッテリーが $3.7V \cdot 907mWh$ であることがわかる。

結果的に、重量や購入のしやすさを踏まえて $3.7V \cdot 860mWh$ の LiPo を使用した。

Table 3 電力諸元 (メインバッテリー)

	印加電圧	消費電流	個数	駆動時間[h]	消費電力[mW]	総消費電力[mWh]
LPS331AP(気圧計)	3.3V	5.5 μ A	1	5	0.01815	0.09075
GMS7-CR6(GPS)	3.3 V	26mA	1	5	85.8	429
24LC1025(EEPROM)	3.3V	1mA	2	3	6.6	19.8
SH7144(マイコン)	3.3V	150mA	1	5	495	2475

sg90(サーボ)	5.0V	500mA	1	10s	2500 程度	6.94
ES920LR	3.3V	43mA	1	3	141.9	425.7
合計						3356.53075

➤ サーキュレータのバッテリー

サーキュレータは、4.使用部品でも示している通り amazon で既製品の MAX PUMP PLUS というものを購入した。そのため、サーキュレータの動力源であるバッテリーは予め接続されているバッテリーを使用し、実験を行っても十分な時間サーキュレータを動作させることができたため電力計算は行っていない。

バッテリーについては、 $3.7V \cdot 1800mWh$ である。

➤ カメラのバッテリー

カメラは、サクセスクライテリアよりアドバンスドサクセスが打ち上げから回収である。そのため、待機時間 2 時間、放出後 3 時間の合計 5 時間を仮定して 5 時間以上の撮影が期待できるバッテリーを用意する必要がある。また、4.使用部品でも示してある通りカメラは既製品の超小型カメラを使用している。そのため、細かい消費電力などがわからないためカメラのログラン試験により 5 時間以上の撮影が可能なバッテリーを選定した。実験的に、バッテリーの選定を行ったため電力計算は行っていない。

結果的に、バッテリーは $3.7V \cdot 2000mWh$ のものを使用した。

4. 使用部品

➤ 電子系

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
マイコン	SH7144F	秋月電子 SH7144F	バス系統
GPS	GMS7-CR6	秋月電子 GPS	注文サイトが、使用していたGPSを現在は取り扱っていない。 バス系統
気圧センサ	LPS33HW	ストロベリーリナックス LPS33HW	バス系統
無線機	ES920LR	株式会社 EASEL ES920LR	バス系統
EEPROM	24LC1025	秋月電子 24LC1025	バス系統
太陽電池	SY-M0.5W	秋月電子 SY-M0.5W	ミッション系
電気二重層コンデンサ	SE-5R5-D155VY	秋月電子 SE-5R5-D155VY	ミッション系
電子ブザー	PKB24SPCH3601-B0	秋月電子 PKB24SPCH3601-B0	ミッション系
DCDC	AE-LMR62421	秋月電子 AE-LMR62421	ミッション系
カメラ	MC-MC109	防犯カムカム MC-MC109	ミッション系

➤ 動力系

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
バッテリー	DTP603048(PHR)	千石電子 DTP603048(PHR)	
サーボ	SG-90	秋月電子 SG-90	

➤ 構造系

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
エアサーキュレータ	FLEXTAILGEAR MAX PUMP PLUS	Amazon	ミッション
バルーン	12060 12045	楽天市場	ミッション
配管	PV6 PIJ6 NA0640-5-B UBT1280-100-CB-L1 9108	Misumi	ミッション
ゴア	エアライトリップ	やまとみ	減速機構
パラコード	ケブラーコードφ2.5	東急ハンズ	減速機構
Oリング	ステンレス丸リング R4	東急ハンズ	減速機構
スプリング蝶番	HHSP25	MiSUMi HHSP25	筐体

スプリング 蝶番	HHSP38	MiSUMi HHSP38	筐体
外板	アルミ板	Misumi	筐体
外板強化	PVCシート	ケーヨーデイツー	筐体
配管固定	アルミアングル	ケーヨーデイツー	筐体

5. 製作時に使用した機材・サービス

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
基板切削機	Auto Lab	株式会社 MITS Auto Lab	

※3DプリンタやCNCなどの近年発達の著しい機材や外部サービス、特殊な機材を使用した場合は記入してください。一般的な工具類は記入不要です。

6. プログラム・アルゴリズム

使用言語:C 言語

● フローチャート

全体のフローチャートを Figure 23 に、各モードのフローチャートを Figure 24, Figure 25 に示す。

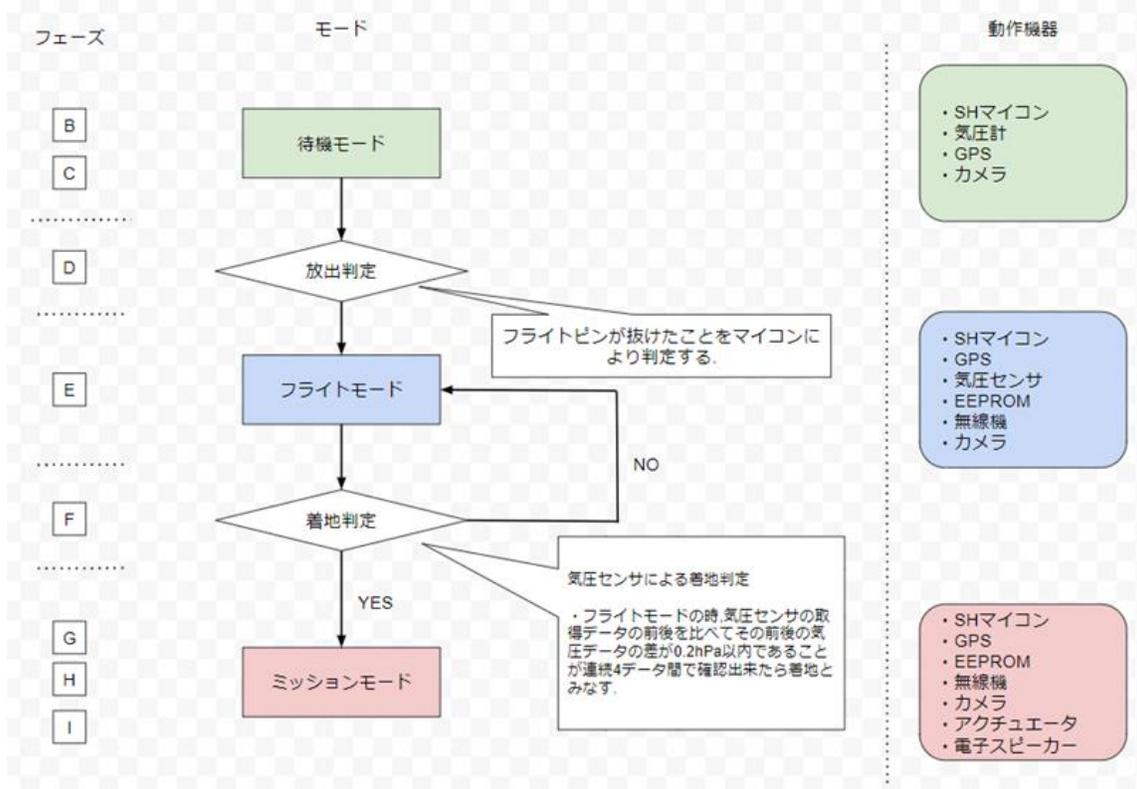


Figure 23 全体フローチャート

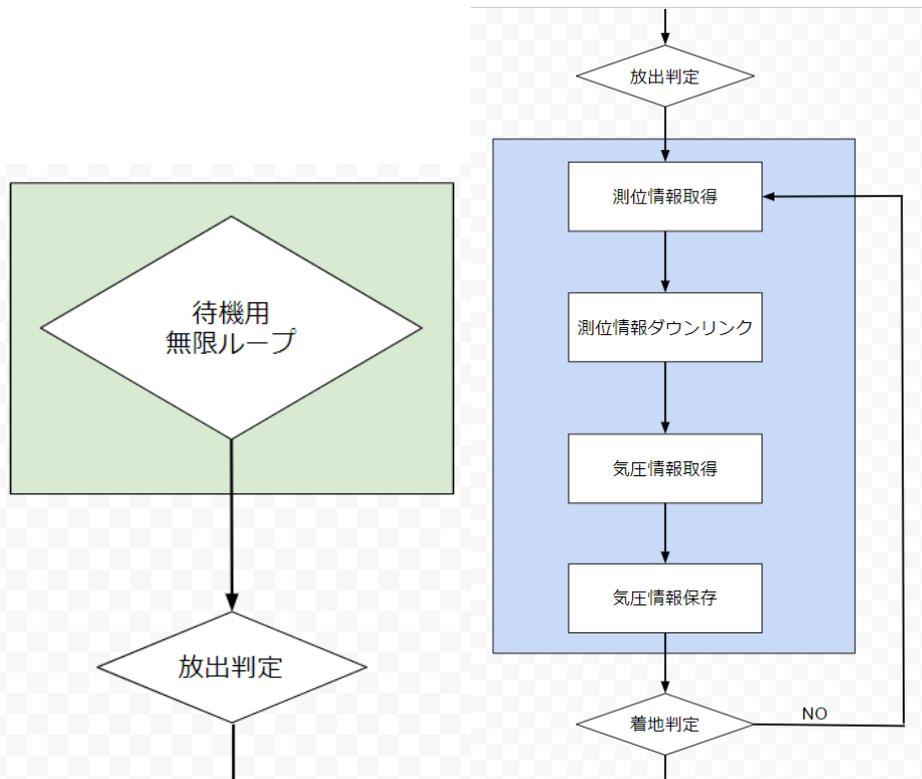


Figure 24 待機モード（左），フライトモード（右）フローチャート

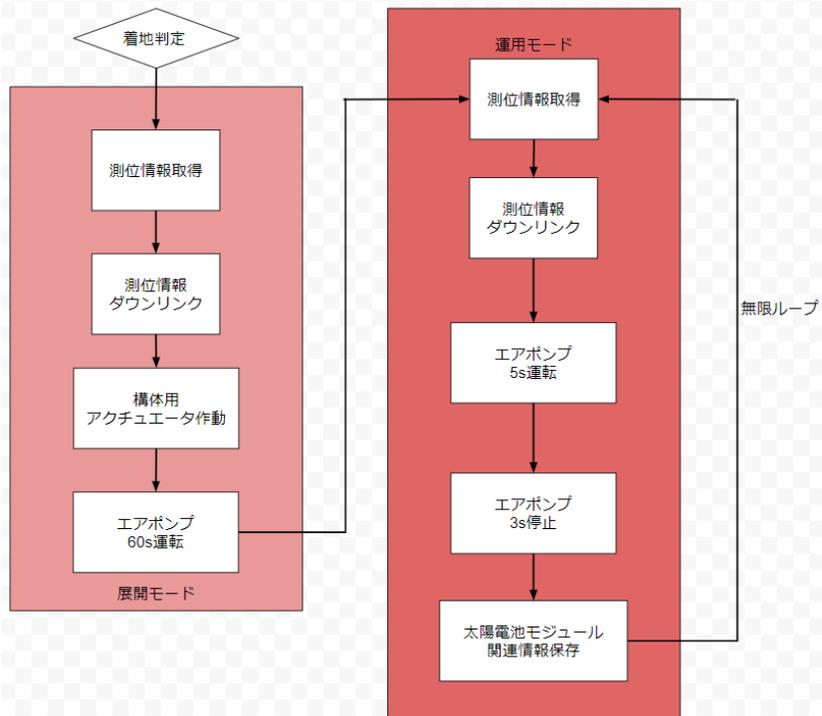


Figure 25 ミッションモードフローチャート

● 着地判定

本チームでは気圧センサの取得値により、着地判定を行った。そのフィルタについて、コードの詳細を以下に示す。

```
p[x] = get_pressure(); //気圧情報取得
ftoa(P, p[x]);        //取得値を文字に変換

//着地判定 <--前後の差が0.1以内が4連続続いたらモード移行
if(x>=4)
{
    for(y=0; y<=3; y++)
    {
        s[y] = p[y+1] - p[y]; //前後の気圧値の差
    }

    if(s[0]<=0.15 && s[1]<=0.15 && s[2]<=0.15 && s[3]<=0.15) break; //条件を満たせば、フライトモード終了
}
}
```

7. 会計

プロジェクトで使用した金額を以下の Table 4 にまとめる。

本プロジェクトでは、CanSat 機体は BBM 1 機、EFM 1 機、FM 2 機の合計 4 機制作を行った。

構体系は全体のうちの約 36%、電装系は約 64% となった。構体系はそれぞれの製作機体で使い回しができ、新規購入は少なく出来たが、電装系は制作機体ごとに基板を製作したため、新規購入が多くなり必要経費が大きくなったためであると考えられる。また、電装系は無線機、バッテリーを始めとしたパーツに故障が多い上、故障時のリスクが大きいため、予備購入を多くしたことも予算が大きくなった原因であると考えられる。

Table 4 会計

	構体系 (筐体系)	構体系 (ミッション系)	電装系 (C&DH,通信系)	電装系 (ミッション系)	全体
合計	16518 円	34231 円			141348 円
各系合計	50749 円		90599 円		141348 円
送料	1728 円		7965 円		9693 円

第5章 試験項目設定（項目別試験、結合試験、EndtoEnd 試験）

番号	検証項目名	対応する自己審査項目の 要求番号（複数可）	実施日
V1	質量試験	M1	8/21
V2	キャリア収納試験	M1, M2	8/21
V3	落下試験	M4, S2, S3	8/10-8/21
V4	準静的荷重試験	M5	8/20
V5	振動荷重試験	M6	8/20
V6	分離衝撃荷重試験	M7	8/20
V7	無線機通信 ON/OFF 試験	M8	8/19
V8	通信周波数変更試験	M3	8/19
V9	ロングラン試験	M9, S1, S14	8/19
V10	通信距離試験	M10, S12, S13	8/12
V11	筐体展開試験	S4	8/18
V12	エアポンプ動作試験	S5	8/17
V13	インフレーターブル構造展開試験	S6	8/18
V14	インフレーターブル構造保持試験	S7, S14	8/18
V15	太陽電池モジュール試験	M11, S8, S9, S10	8/17
V16	カメラモジュール試験	S11	8/17
V17	End-to-End 試験	M2~M4, M8~10, S1~S4, S6 ~S14	8/21

第6章 実施試験内容

(上記試験項目リストの番号・検証項目名を記し、それぞれについて「試験／解析の内容」「結果」「結論」を記述すること(適宜、図表・写真を挿入し、取得したデータを添付すること)

1. V1_質量試験

➤ 目的

質量がレギュレーションを満たしていることを確認する

➤ 試験/解析内容

機体の質量を電子はかりで測定し、1050g以下であることを確認する。

➤ 結果

CanSat を本番と同様のポッティングや固定などをした状態でキャリアに収納し、質量を測定した。測定の様子を Figure 26 に示す。これより CanSat は 1048g であり、レギュレーションを満たしている。

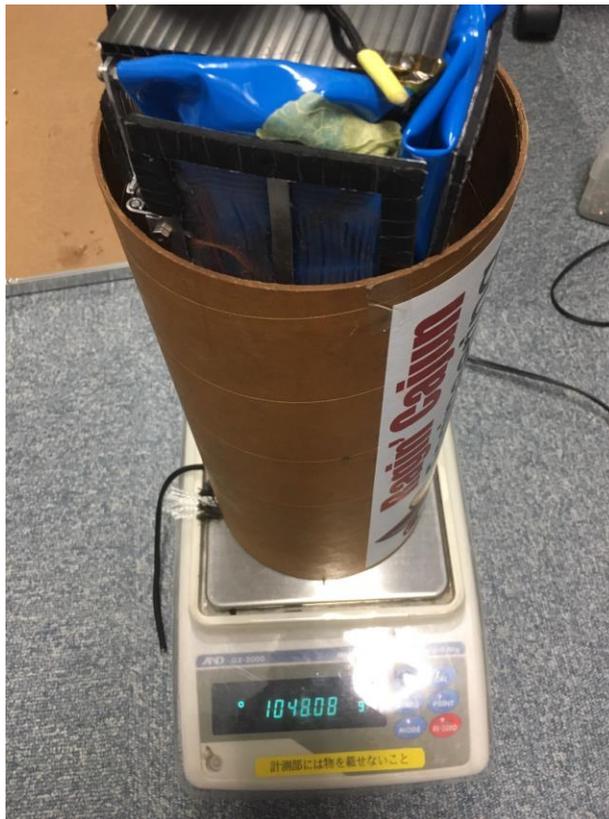


Figure 26 質量試験

2. V2_キャリア収納試験

➤ 目的

- ✓ 機体寸法がレギュレーションを満たしていることを確認する
- ✓ キャリア収納前に電源およびモードの確認ができることを確認する。

➤ 試験/解析内容

機体の寸法を測定する。また、レギュレーションと同寸法のキャリアに収納できるか確認する。キャリア収納時に電装基板に取り付けたインジケータにより電源投入およびモードが外部から確認できることを確かめる。

➤ 結果

CanSat を本番と同様の状態でキャリアに収納した。測定の様子を Figure 27 に示す。これより、この CanSat は高さ 238mm、直径 146mm であり、レギュレーションを満たしている。また、CanSat をキャリアに収納する直前に電源投入およびモードが外部から確認することが出来た。



Figure 27 キャリア収納試験

3. V3_落下試験

➤ 目的

- ✓ 機体がパラシュートの展開により減速落下を行うことを確認する
- ✓ 減速落下させ、開傘衝撃および着地衝撃により機体に破損および電装に異常がなく、ミッション機構が正常に作動することを確認する
- ✓ 着地判定および分離判定の妥当性を確認する
- ✓ 着地後にパラシュートが CanSat に覆いかぶさらないことを確認する

➤ 試験/解析内容

EFM 機をキャリアに収納した状態から落下させ、機体・パラシュートの様子やミッション機構動作状況・機体の破損状況を確認する。

➤ 結果

試験動画：<https://youtu.be/34KyZis1sY4>

落下試験は5回行い、以下の Table 5 に示すような結果を得た。

Table 5 落下試験結果

試験番号	パラシュート 開傘	分離判定	着地判定	筐体展開	インフレーターブル 構造展開	測位情報 ダウンリンク
No.1	○	○	○	○	○	○
No.2	○	○	○	○	○	×
No.3	○	○	○	○	○	×
No.4	○	○	○	○	○	○
No.5	○	○	○	○	○	○

パラシュート開傘、フライトピンによる分離判定、着地判定、筐体展開、インフレーターブル構造展開は全てで成功し、ミッション機構が正常に動作することを確認できた。また、パラシュートが筐体に覆いかぶさることもなかった。一方で、測位情報ダウンリンクは着地した瞬間に停止してしまった。これは、着地衝撃によりコネクタの接触不良を起こしてしまったためであり、No.4 以降では、より強固なポッティングを行うことで回避した。

4. V4_準静的荷重試験

➤ 目的

- ✓ 打ち上げ時の準静的荷重によって CanSat が機械的、電氣的な破損および異常を起こさないことを確認する。
- ✓ 分離判定や着地判定の妥当性を確認する。

➤ 試験/解析内容

東京大学中須賀研究室の振動試験機を用いてロケット打ち上げ時の機械的環境を模擬した準静的荷重を加える。

準静的荷重の試験条件はレギュレーションに従い、正弦波加振 10G, 20Hz, 加振時間 30sec とした。

CanSat は電源を投入して、ロケットに搭載するキャリアに本番と同様に収納する。準静的荷重、振動荷重、衝撃荷重の順で荷重を加えた後に CanSat をキャリアから取り出し、分離判定用フライトピンを抜いて、正常に分離判定および着地判定をし、ミッションモードを開始することを確認する。

➤ 結果

試験動画：<https://youtu.be/iovWtdOp5Gk>

試験動画は準静的荷重をかけているときの CanSat の様子である。

準静的荷重試験の応答グラフを以下の Figure 28 に示す。Ch-1 は加振機内部、Ch-2, Ch-3 はキャリア治具の円周上に取り付けた加速度ピックアップの値である。Ch-2 および Ch-3 からキャリアは本試験にて設定した試験条件を再現出来ていることが確認できる。

試験前後の CanSat 挙動については、分離衝撃試験結果にてまとめて述べる。

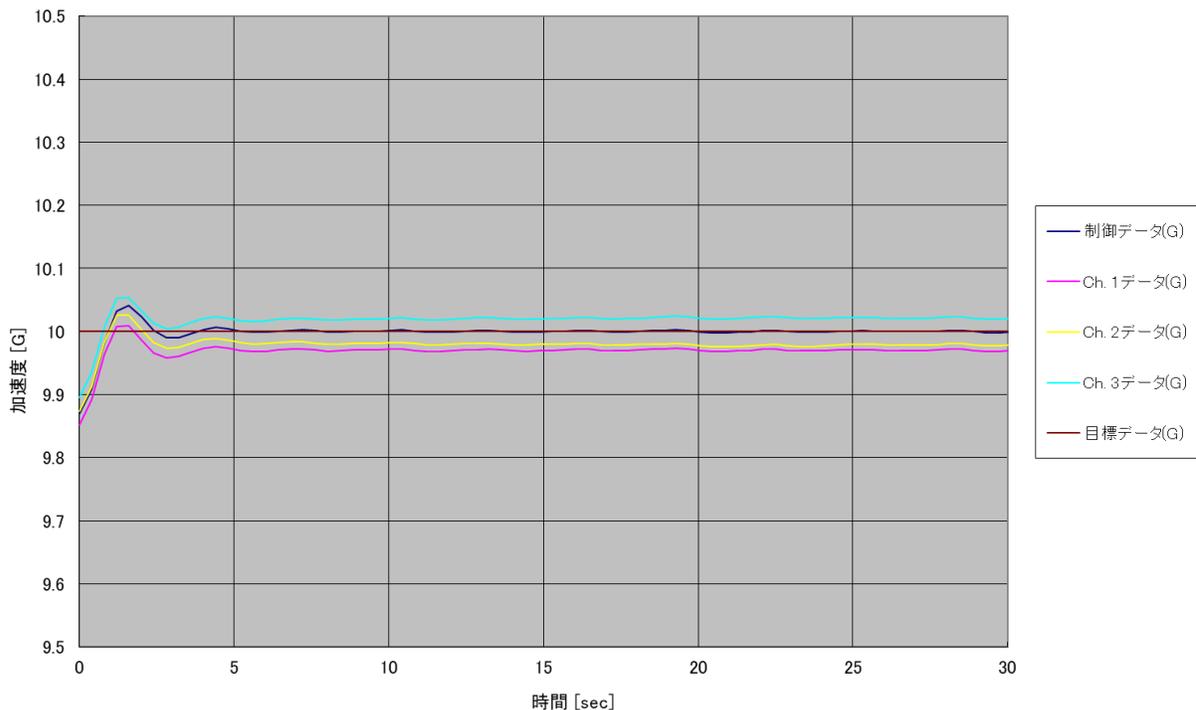


Figure 28 準静的荷重試験の応答グラフ

5. V5_振動荷重試験

➤ 目的

- ✓ 打ち上げ時の振動荷重によって CanSat が機械的、電氣的な破損および異常を起こさないことを確認する。
- ✓ 分離判定や着地判定の妥当性を確認する

➤ 試験/解析内容

東京大学中須賀研究室の振動試験機を用いてロケット打ち上げ時の機械的環境を模擬した振動荷重を加える。

振動荷重の試験条件はレギュレーションに従い、ランダム加振 15Grms, 50~2000Hz

CanSat は電源を投入して、ロケットに搭載するキャリアに本番と同様に収納する。準静的荷重、振動荷重、衝撃荷重の順で荷重を加えた後に CanSat をキャリアから取り出し、分離判定用フライトピンを抜いて、正常に分離判定および着地判定をし、ミッションモードを開始することを確認する。

➤ 結果

試験動画：<https://youtu.be/iovWtdOp5Gk>

試験動画は振動荷重をかけているときの CanSat の様子である。

振動荷重試験の PSD グラフを以下の Figure 29 に示す。Ch-1 は加振機内部、Ch-2、Ch-3 はキャリア治具の円周上に取り付けられた加速度ピックアップの値である。Ch-2 および Ch-3 からキャリアは本試験にて設定した試験条件を再現出来ていることが確認できる。

試験前後の CanSat 挙動については、分離衝撃試験結果にてまとめて述べる。

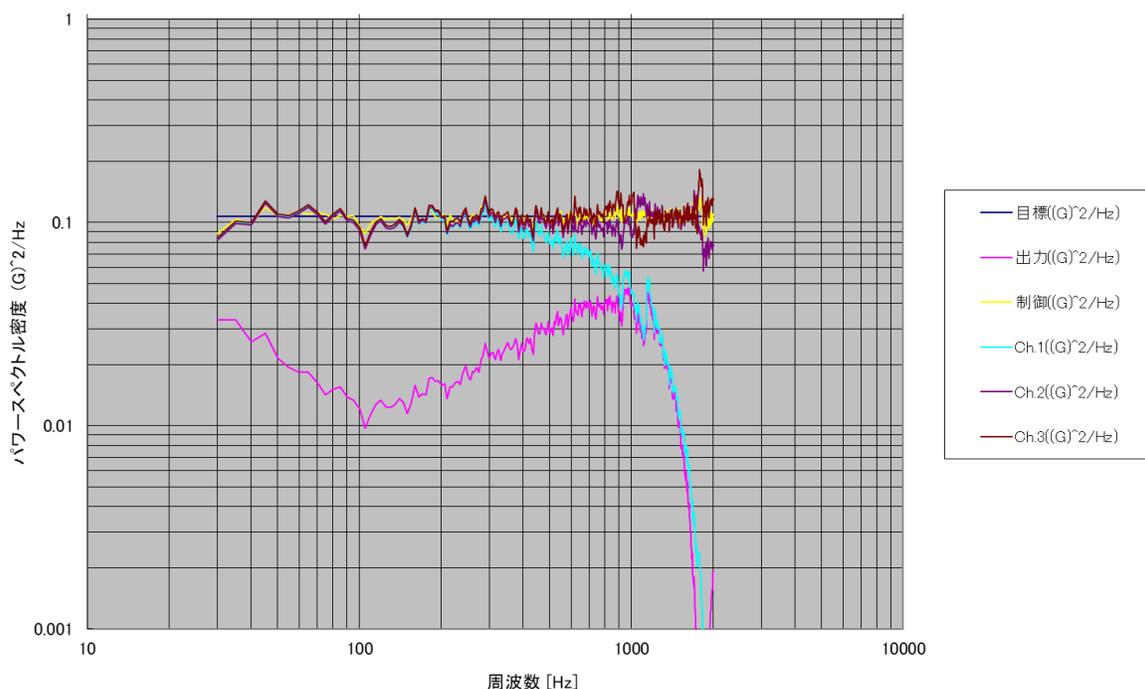


Figure 29 振動荷重試験の PSD

6. V6_分離衝撃荷重試験

➤ 目的

- ✓ 打ち上げ時の分離衝撃荷重によって CanSat が機械的、電氣的な破損および異常を起こさないことを確認する。
- ✓ 分離判定や着地判定の妥当性を確認する

➤ 試験/解析内容

東京大学中須賀研究室の振動試験機を用いてロケット打ち上げ時の機械的環境を模擬した分離衝撃荷重を加える。

分離衝撃荷重の試験条件はレギュレーションに従い、正弦半波ショック加振最大 40G で 10msec とし、-6dB, -3dB, 0dB の 3 段階に分けて連続して加振した。

CanSat は電源を投入して、ロケットに搭載するキャリアに本番と同様に収納する。準静的荷重、振動荷重、衝撃荷重の順で荷重を加えた後に CanSat をキャリアから取り出し、分離判定用フライトピンを抜いて、正常に分離判定および着地判定をし、ミッションモードを開始することを確認する。

➤ 結果

試験動画：<https://youtu.be/nGENyg8TgUw>

試験動画は分離衝撃荷重をかけているときの CanSat および試験後に CanSat が正常に動作することを確認している様子である。

分離衝撃試験の応答グラフを以下の Figure 30 に示す。応答 01 は加振機内部、応答 02, 応答 03 はキャリア治具の円周上に取り付けた加速度ピックアップの値である。応答 01 より、キャリアは本試験にて設定した試験条件を再現出来ていることが確認できる。

また、試験動画のように試験後にキャリアから取り出し、分離判定用フライトピンを抜くことで、正常に分離判定および着地判定をし、ミッションモードを開始することを確認した。フライトピンは振動によって外れず、フライトピンを抜くまで、CanSat の無線機は電波を発信せず、フライトピンを抜いた後には地上局との通信および測位情報のダウンリンクを確認することができた。

なお、試験後に確認したところ、電装基板を機体に固定するためのナットが 4 つ取れていた。これは、CanSat のネジ・ナットにはロックタイトを用いていたが、電装基板を機体に固定するためのナットには、メンテナンスを考え、塗布していなかったためだと考えられる。一方で、塗布したネジ・ナットでは緩んでいなかった。これより、本番では全てのネジ・ナットにロックタイトを用いることで、ネジ・ナットの欠落を防ぐことができると考えられる。

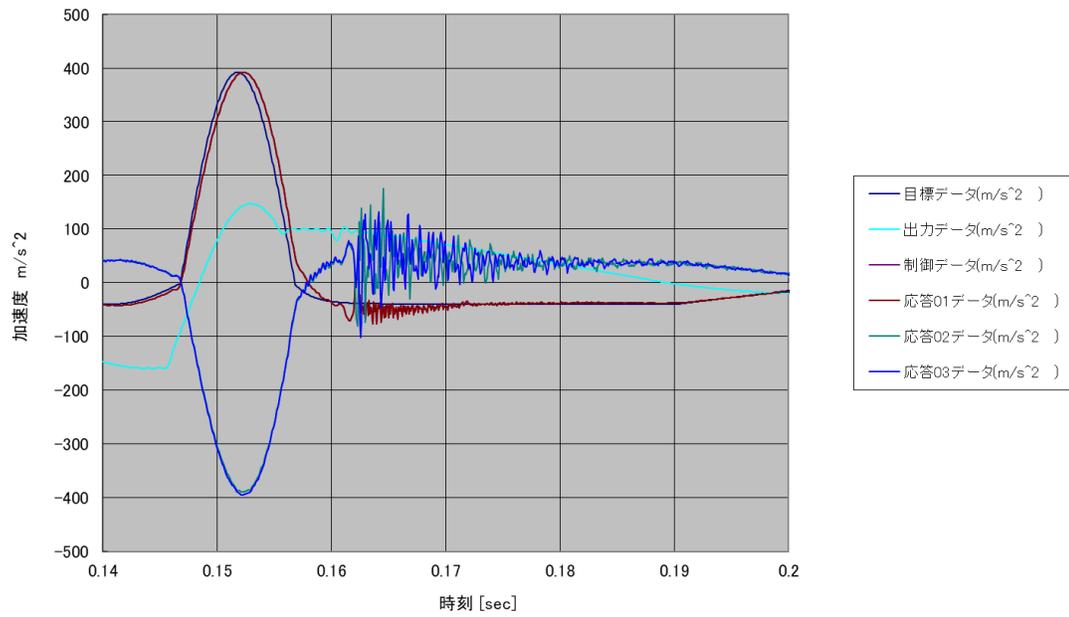


Figure 30 分離衝撃試験の応答グラフ

7. V7_無線機通信 ON/OFF 試験

➤ 目的

ロケット搭載から放出まで、無線機が電波発せずに通信が切れることを確認する。

➤ 試験/解析内容

搭載する無線機(以下 LoRa モジュール)は FCC 認証を受けていない機器であるため、ロケットに収納している際は電波を発しないようにする必要がある。このため、ロケット搭載時は無線機をスリープ状態にすることで電波を発さないようにする。無線機のスリープ状態は無線機の PTC1 ピンを High 状態にすることで設定できる。スリープ状態解除は PTC1 ピンを High から Low にすることでできる。この一連の仕組みとして MOSFET のドレインに無線機の PTC1 ピンを刺し、ゲートにフライトピンを刺し GND に落とすことで、ドレインとソース間には電圧がかからないようになっている。本試験ではこの機能を確認するために行う。

本審査では EFM 基板にて確認する。無線機からは GPS データを定期的にダウンリンクするように設定した状態で、ピンが抜けた後に地上局がデータを受信していることを確認する。

➤ 結果

試験動画：<https://youtu.be/rsTc1AnAH9M>

上述した無線機通信 ON/OFF 試験の様子を撮影した。無線機からは GPS データを定期的にダウンリンクするように設定した状態で、ピンが抜けた後に地上局がデータを受信していることが確認できている。

8. V8_通信周波数変更試験

➤ 目的

無線機の周波数が任意のものに変更ができることを確認する

➤ 試験/解析内容

LoRa モジュールでは、帯域幅 62.5/125/250/500Hz, 拡散率が 7~10, そして帯域幅に応じた無線チャンネルがそれぞれ設けられている(以下の Table 6 を参考). この組み合わせにより通信を行う. また、帯域幅に関しては 125/250/500KHz の三種類で行うこととする. この理由として、使用する無線機では帯域幅と拡散率の組み合わせによってその送信時間と通信距離が決まるのだが、62.5KHz と 125KHz は Table 6 を見てわかる通り通信周波数が同じである. このため通信距離が長くなる 125KHz を使うため 62.5KHz の試験は省略する.

本審査においては EFM 基板にて無線機の周波数が変更できること、使用可能な帯域幅、拡散率、チャンネルの組み合わせを確認していく. また、試験動画の方では周波数が基板上にて変更できることをチャンネル変更することにより行うが、チャンネルを 1 回変更することで無線機の周波数が変更できることを示す.

Table 6 無線チャンネル

帯域幅[kHz]	62.5	125	250	500
拡散率	7~12			
無線チャンネル[MHz]	1	920.6	920.7	920.8
	2	920.8	921.1	921.1
	3	921	921.5	921.4
	4	921.2	921.9	921.7
	5	921.4	922.3	922
	6	921.6	922.7	—
	7	921.8	923.1	—
	8	922	—	—
	9	922.2	—	—
	10	922.4	—	—
	11	922.6	—	—
	12	922.8	—	—
	13	923	—	—
	14	923.2	—	—
	15	923.4	—	—

➤ 結果

試験動画 : https://youtu.be/wslR_ZEpA40

試験動画中で、地上局(親機)と CanSat 搭載無線機(子機)の周波数を変更した.

使用可能な周波数については、Table 6 に示した無線チャンネルの組み合わせのうち先に述べた理由で帯域幅 62.5KHz 以外の組み合わせを試験した. その結果を Table 7 に示す. 赤で塗りつぶしてある組み合わせの無線通信がうまく通信ができない組み合わせとなる.

Table 7 使用可能周波数

帯域幅125[kHz]		拡散率					
		7	8	9	10	11	12
無線チャンネル[MHz]	1	○	○	○	○	○	○
	2	○	○	○	○	○	○
	3	○	○	○	○	○	○
	4	○	○	○	○	○	○
	5	○	○	○	○	○	○
	6	○	○	○	○	○	○
	7	○	○	○	○	○	○
	8	○	○	○	○	○	○
	9	○	○	○	○	○	○
	10	○	○	○	○	○	○
	11	○	○	○	○	○	○
	12	○	○	○	○	○	○
	13	○	○	○	○	○	○
	14	○	○	○	○	○	○
	15	○	○	○	○	○	○

帯域幅250[kHz]		拡散率					
		7	8	9	10	11	12
無線チャンネル[MHz]	1	○	○	○	○	○	○
	2	○	○	○	○	○	○
	3	○	○	○	○	○	○
	4	○	○	○	○	○	○
	5	○	○	○	○	○	○
	6	○	○	○	○	○	○
	7	○	○	○	○	○	○

帯域幅500[kHz]		拡散率					
		7	8	9	10	11	12
無線チャンネル[MHz]	1	×	○	○	○	○	○
	2	×	○	○	○	○	○
	3	×	○	○	○	○	○
	4	○	○	○	○	○	○
	5	○	○	○	○	○	○

9. V9_ロングラン試験

➤ 目的

- ✓ ロケット搭載状態で1時間放置しても構造、電装的に異常がないことを確認する。
- ✓ 1時間のロケット搭載状態の後に基地局の運用までのシーケンスが可能であることを確認し、運用継続時間を測定する。

➤ 試験/解析内容

キャリアに機体を収納し、1時間待機モードとして放置する。その後に、ミッション機構が正常に動作することを確認する。また、試験前後のバッテリーの電圧を測定し異常な電圧値でないことを確認する。なお、CanSatには3つのバッテリーを用いており、カメラ用、メイン基板用、エアポンプ用となっている。

➤ 結果

結果として、以下の2点を得ることができた。

1. CanSatは1時間の待機モードの後、基地局の運用までのシーケンスが可能であることを確認した。運用モードと待機モードにおいては運用モードの方が使用電力は大きいため、1時間以内の待機であれば打上げが可能である。
2. 3つのバッテリーの動作時間を確認した。それぞれの結果を以下のTable 8に示す。

Table 8 バッテリーの動作時間

バッテリー	動作時間
メイン基板用	3時間 25分(205分)
エアポンプ用	31分
カメラ用	5時間以上

10. V10_通信距離試験

➤ 目的

- ✓ CanSat から地上局が受信し、測位情報および電波強度を受信することができることを確認する
- ✓ 最大通信距離を取得するとともに、距離と電波強度の関係を得る
- ✓ CanSat との通信履歴を保存できることを確認する

➤ 試験/解析内容

無線機は地上局と機体に LoRa モジュールの外付けアンテナタイプ(ES920LRB)を使用/搭載する。地上局と機体に ES920LRB を使用した際の通信距離の理想値は Figure 31 に示す。Figure 31 中の表から、見通しの良い環境では外付けアンテナタイプ同士の通信では 30km の通信距離が目安となる。

本試験は、大学近くの多摩大橋で行うこととする。試験方法は、地上局を固定して CanSat 本体を遠ざけていく。測位情報を定期的にダウンリンクし、受信電波強度も同時に取得できるように無線機の設定を行う。この過程を Tera Term にてログを保存し、最大通信距離をマップ上での 2 点間の直線距離とする。

アンテナタイプ	通信距離の目安
外付けアンテナ — 外付けアンテナ	見通し30km
外付けアンテナ — ワイヤーアンテナ	見通し10km
ワイヤーアンテナ — ワイヤーアンテナ	見通し5km

※ワイヤーアンテナは、ユーザー側筐体の形状により折り曲げて搭載することができます。

但し、メイン基板のグランド状態、ワイヤーの折り曲げ状態、アンテナ位置、その他金属物の影響により、アンテナの放射特性に影響を受けるため、製品搭載後の通信評価が必要です。



Figure 31 通信距離(公称値)

➤ 結果

最大通信距離を得るために、筐体・インフレーター構造を展開し、周りになるべく通信の妨げになるものが無いように川に掛かった橋と橋間で試験を行い、無線機の最大通信距離を確認した。地上局と CanSat (筐体・インフレーター展開状態) での最大通信距離は 7.07km であり、この距離での測位情報の受信、距離と電波強度の関係を取得し、これらの通信履歴が保存できることを確認した。地上局の座標は北緯 35.69(DMS)、東経 139.37(DMS)。最終通信確認

位置は府中四谷橋で座標は北緯 35.36(DMS), 139.156(DMS)となった。これら 2 点間をグーグルマップにてプロットし、その直線距離を測定すると 7.07km であることが確認できる。その結果を Figure 32 に示す。

また、筐体を展開していない状態での最大通信距離は 2.19km であり、この距離での測位情報の受信、距離と電波強度の関係を取得し、これらの通信履歴が保存できることを確認した。地上局の座標は北緯 35.69(DMS), 東経 139.37(DMS)。最終通信確認位置はグーグルマップ上でもわかる通り中央線の手前あたりで座標は北緯 35.25(DMS), 139.14(DMS)となった。これら 2 点間をグーグルマップにてプロットし、その直線距離を測定すると 2.19km であることが確認できる。その結果を Figure 33 に示す。

本番では砂漠という開けた場所で行い、地上局も十分長い棒の先にアンテナを接続することから試験時と同等かそれ以上の距離で通信できると考える。よって筐体の展開の成否に関わらずロスト対策としては十分な通信距離である。

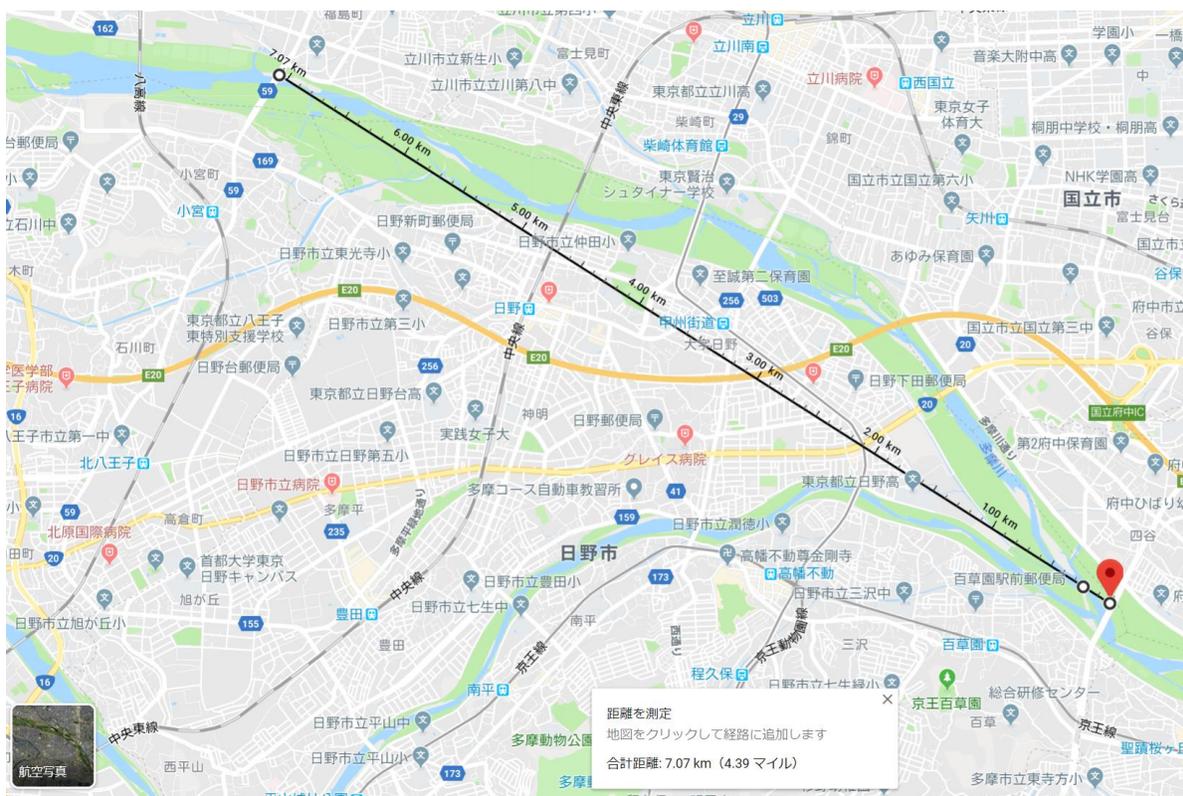


Figure 32 最大通信距離（筐体・インフレーター展開状態）

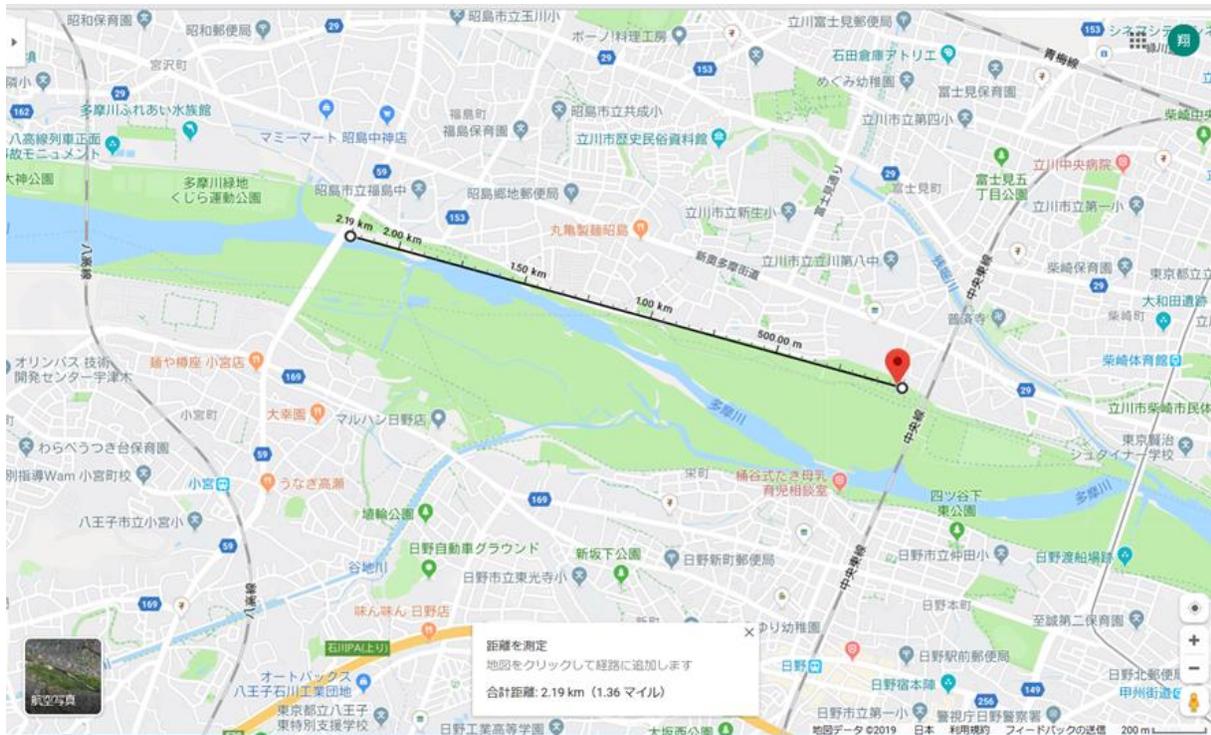


Figure 33 最大通信距離（筐体未展開）

11. V11_筐体展開試験

➤ 目的

筐体展開機構が筐体の着地姿勢，地面の状況によらず動作し正常に展開できることを確認する。

➤ 試験/解析内容

筐体を様々な姿勢とした上で，展開機構が動作し展開できるかを確認する。筐体ロックした後，マイコンでサーボを駆動し，展開することを確認する。

➤ 結果

試験動画（面 1）：<https://youtu.be/wBsFtJeye2k>

試験動画（面 2）：<https://youtu.be/pF-cDYcsOIM>

試験動画（面 3）：https://youtu.be/r_Q6zlxJVSsw

試験動画（面 4）：<https://youtu.be/thaeahmv7Co>

試験動画（面たて）：https://youtu.be/_sS-TumZnqk

試験動画（面たて No.13）：<https://youtu.be/iLPm2viT4Rs>

試験はインフレーターブル構造展開試験と同時に行った。筐体ロックした後，マイコンでサーボを駆動し，展開することを確認した。各面に対して 3 回ずつ行った。試験動画は各面の試行回数 3 回目のものである。以下の Table 9 に成否を示す。

Table 9 筐体展開試験結果

試験番号	面	試行回数	成否
No.1	1	1 回目	○
No.2	1	2 回目	○
No.3	1	3 回目	○
No.4	2	1 回目	○
No.5	2	2 回目	○
No.6	2	3 回目	○
No.7	3	1 回目	×
No.8	3	2 回目	×
No.9	3	3 回目	×
No.10	4	1 回目	○
No.11	4	2 回目	○
No.12	4	3 回目	○
No.13	たて	1 回目	×
No.14	たて	2 回目	×
No.15	たて	3 回目	×

これより，筐体が縦および面 3 以外で着地すれば，展開可能であることが確認できた。

なお，筐体は縦の状態安定しないように設計されており，縦の状態に着地しないことは落下試験にて検証している。

また、面3は3回とも完全な筐体展開は出来なかったが、インフレーター構造が展開する力により、筐体姿勢が成功時の状態となり、インフレーター構造の展開に成功した。このことから、サブシステムとしては動作失敗ではあるが、システムとしてミッションのインフレーター構造展開は3回とも成功したため、面3での着地も許容できると考える。

12. V12_エアポンプ動作試験

➤ 目的

- ✓ マイコンを用いたエアポンプの ON/OFF 制御ができることを確認する
- ✓ エアポンプの ON/OFF を周期的に繰り返した場合と連続運転した場合それぞれでどの程度まで動作できるかを確認する

➤ 試験/解析内容

ミッションでは Figure 4 に示した小型エアポンプを使用する。小型エアポンプは市販のものを分解して用いる。市販の状態では、タクトスイッチにより ON/OFF 制御を行っており、搭載時には、このタクトスイッチを外し、マイコンの GPIO から ON/OFF を制御する。

本試験では、エアポンプをマイコンから制御できることを確認する。また、エアポンプが連続運転と繰り返し運転した場合の運転時間の計測を行い、運用可能時間を確認していく。

➤ 結果

試験動画：<https://youtu.be/pvpw7r6dATY>

エアポンプを EFM 電装により制御し、例として 60 秒間 ON した後、3 秒間の OFF と 5 秒間の ON を繰り返す動作を行うことを確認した。

また、満充電のエアポンプを連続運転させた場合、約 40 分の運転ができることを確認した。

ON 時間 5 秒、OFF 時間 5 秒の繰り返し運転した場合は ON 時間が全部で 40 分、全体で 80 分間の繰り返し運転ができることを確認し、ON-OFF の比から断続運転の全体運転可能時間の推定が可能であると考えられる。

13. V13_インフレーターブル構造展開試験

➤ 目的

- ✓ バルーンがカメラ，アンテナ，太陽電池パネルを付け，収納された状態から正常に展開できることを確認する.
- ✓ 完全に展開が完了するまでに何秒要するかを確認する.

➤ 試験/解析内容

カメラ，アンテナ，太陽電池パネルを付けたバルーンを筐体に収納・展開した後に，マイコンでエアポンプを駆動し正常に展開することを確認する．展開完了までの時間を測定し，収納の仕方や配管の接続の違いによる影響を確認する．

➤ 結果

試験動画：筐体展開試験を参照

試験は筐体展開試験と同時に行った．筐体展開成功後にマイコンでポンプを駆動しインフレーターブル構造が展開することを確認した．

筐体展開に成功した場合，全ての面が上を向くため着地した面による差異はないが，念のため筐体展開前の面を変えて，三回ずつ試験した．以下に成否を示す．

試験番号	面	試行回数	成否
No.1	1	1回目	○
No.2	1	2回目	○
No.3	1	3回目	○
No.4	2	1回目	○
No.5	2	2回目	○
No.6	2	3回目	○
No.7	3	1回目	○
No.8	3	2回目	○
No.9	3	3回目	○
No.10	4	1回目	○
No.11	4	2回目	○
No.12	4	3回目	○
No.13	たて	1回目	○
No.14	たて	2回目	×
No.15	たて	3回目	×

これより，縦以外の面であれば，筐体展開が成功後にインフレーターブル構造の展開が可能であることを確認した．面3およびたて（No.13のみ）では，筐体展開には失敗したが，インフレーターブル構造が展開する力により，筐体姿勢が成功時の状態となり，インフレーターブル構造の展開に成功した．しかし，たては3回中1回とこのモードによる成功率は低いため，筐体が縦で着地することは許容できず，防ぐ設計とする．

14. V14_インフレーターブル構造保持試験

➤ 目的

✓ バルーンがカメラ，アンテナ，太陽電池パネルを付け，収納された状態で展開し，展開状態を保持できることを確認する

➤ 試験/解析内容

カメラ，アンテナ，太陽電池パネルを付けたバルーンを畳み，エアポンプにより展開させる。その後に配管間から徐々に漏れが生じ，展開状態を維持出来なくなってしまうため，エアポンプの ON/OFF を一定周期ごとに切り替えることで，保持できることを確認する。また，その周期を変化させ，保持可能時間が最大と考えられる周期を確認する。

➤ 結果

試験動画（試験条件#1）：<https://youtu.be/W89ARxsURzM>

試験動画（試験条件#2）：<https://youtu.be/nJcQOIaLWso>

インフレーターブル構造展開試験およびエアポンプ動作試験から，試験条件#1 を初期 ON 時間 1 分の後，OFF 時間 5 秒，ON 時間 3 秒の繰り返し運転，試験条件#2 を初期 ON 時間 1 分の後，OFF 時間 4 秒，ON 時間 1 秒と定め，10 分以上インフレーターブル構造が保持されることを確認した。以下の Table 10 に結果を示す。試験はそれぞれ 5 回行い，どちらも 5 回全てで保持できることを確認した。

また，このとき，試験条件#1 では 3 時間以上，試験条件#2 では約 1 時間半の保持ができることを確認できた。

Table 10 インフレーターブル構造保持試験結果

試験番号	試験条件	試行回数	成否	試験番号	試験条件	試行回数	成否
No.1	#1	1 回目	○	No.6	#2	1 回目	○
No.2	#1	2 回目	○	No.7	#2	2 回目	○
No.3	#1	3 回目	○	No.8	#2	3 回目	○
No.4	#1	1 回目	○	No.9	#2	4 回目	○
No.5	#1	2 回目	○	No.10	#2	5 回目	○

15. V15_太陽電池モジュール試験

➤ 目的

- ✓ 太陽電池が 1 枚あたりどの程度発電できるか、また天候状況によりその発電量がどの程度変動するかを確認する。
- ✓ 電気二重層コンデンサ(耐圧 5.5V)に太陽電池から充電し、どの程度の時間で満充電となるのかを確認する。
- ✓ 電気二重層コンデンサに充電した電力を用いてどの程度の時間ブザーを鳴らし続けられるのかを確認する。
- ✓ 太陽電池が発電した電力でブザーを鳴らすことができることを確認する
- ✓ ブザーの音が 50m 先まで届くことを確認する
- ✓ 太陽電池の発電電圧履歴を EEPROM に保存できることを確認する

➤ 試験/解析内容

搭載する太陽電池(SY-M0.5W)の特性を(データシートから引用)に示す。Figure 34によると1枚の時の解放電圧が 2.3V、そして使用した時の電圧が 1.96V と書かれている。

Electrical Characteristics	SY-M0.5W
Maximum power (Pmax)	0.5W
Voltage at Pmax (Vmp)	1.96V
Current at Pmax (Imp)	0.26A
Open-circuit voltage (Voc)	2.3V
Short-circuit current (Isc)	0.29A
Temperature coefficient of Voc	$-(0.40 \pm 0.05)\% / ^\circ\text{C}$
Temperature coefficient of Isc	$(0.065 \pm 0.01)\% / ^\circ\text{C}$
Temperature coefficient of power	$-(0.5 \pm 0.05)\% / ^\circ\text{C}$
NOCT (Air 20°C; Sun 0.8kW/m ² wind 1m/s)	47±2°C
Operating temperature	-40°C to 85°C
Maximum system voltage	20V DC
Power tolerance	+ 3%
Cells	multicrystalline silicon solar cell
No. of cells and connections	4(1X4)
Module Dimension	60mm[2.36in.]x80mm[3.15in.]x3mm[0.12in.]
Weight	23g[0.05lbs]

* STC: Irradiance 1000W/m², AM1.5 spectrum, module temperature 25°C

* Specifications are subject to change without notice at any time.

Figure 34 太陽電池の仕様

自作した太陽電池モジュールが正常に動作するかを確認する。ここでいう正常な動作とは、太陽電池が発電した電力を昇圧器に通して電子ブザーがなることである。また、音が聞こえる範囲の測定は、十分にひらけた屋外でブザーを鳴らして実測する。

晴天時及び曇り時にそれぞれ太陽光電池 1 枚当たりの解放電圧を測定することで天候による発電量の差を確認する。

製作した EFM 基板上で電気二重層コンデンサの両端電圧を測定することで太陽光電池から充電され、また日陰時に放電されていることを確認する。

製作した EFM 基板上で,DCDC コンバータの入力,出力電圧を測定することで太陽光発電及び昇圧できていることを確認する.

発電した電圧の履歴を EEPROM に保存し, PC 上で読み取れることを確認する.

➤ 結果

試験動画 1 : <https://youtu.be/Vf5jrVoKpIM>

試験動画 2 : <https://youtu.be/78hx76ZUO6s>

太陽電池の発電電圧(解放電圧)は, 晴天時 2.2~2.3V/1 枚, 曇り時 1.6V/1 枚であった. 実際に搭載予定の 3 枚を直列接続した場合は解放電圧 6.7V であった.

試験動画 1 に示すように基板上で昇圧コンバータを通してブザーを鳴らす回路に太陽電池をつなぐと, 昇圧コンバータの入力 5.5V, 出力 15V が得られた.昇圧コンバータの出力をそのままブザーに入力しているため, ブザーの両端に 15V 入力できていることを確認した.

グラウンドにてブザー音が届く範囲の測定を行い, ブザーの両端に 15V の電圧をかけることで 50m 以上届くことを実際に離れて音を聞くことで確認した.

電気二重層コンデンサは 2~3 分で満充電となった. 日陰時を想定して太陽電池を伏せて, 電気二重層コンデンサのみでブザーを最大音量で鳴らし続けられる時間は約 40 秒間であった. その後, ブザーは鳴り続けるが昇圧コンバータの最小入力電圧を下回るため音量は下がる.

静電容量が小さいため, 急速充放電となるが, 太陽光発電電力の充電・利用が可能なのは実証できた. 試験動画 2 に放電の様子を示す.

発電電圧履歴は, 動画には納めていないが, PC 上で AD 変換後のデジタル値として確認した.

16. V16_カメラモジュール試験

➤ 目的

- ✓ カメラが何時間分の動画撮影および撮影データの保存が可能であることを確認する
- ✓ カメラの画角を測定し、撮影領域がどの程度となるかを確認する
- ✓ インフレーター構造に取り付けた状態で太陽電池モジュールをどの程度の範囲撮影できるのか確認する。

➤ 試験/解析内容

搭載するカメラは超小型カメラ(mc-mc109)を使用する。搭載カメラ内部バッテリーでの撮影時間は 1 時間であるため、外部バッテリーを接続し、長時間の撮影を行う。この時の撮影時間を確認する。

カメラの画角測定は、任意の位置から小型カメラで定規を撮影し撮影した画像の両端の幅を目測して行う。

他モジュールや着地点の様子を撮影できる範囲の測定は実際に収納から展開までのシーケンスを撮影して撮影データから確認する。

➤ 結果

試験動画：<https://youtu.be/00JKPYOUV0s>

3.7V, 2000mAh のリチウムイオンポリマーバッテリーをカメラの外部バッテリーとした。カメラは外部バッテリーから充電を行いながら撮影し、5 時間以上の撮影データが SD カードに保存されていることを確認した。

画角は、撮影ボタンの付いている面を上面として縦方向、横方向それぞれについて測定し、縦方向 29.68° 、横方向 36.78° であった。

試験動画は、筐体展開後のインフレーター構造展開からの撮影動画である。これより、太陽電池モジュールの一部が撮影でき、展開の様子が撮影できることを確認した。これにより、展開の成否を検証できることを確認した。展開状態で小型カメラから撮影した画像を Figure 35 に示す。



Figure 35 小型カメラからの撮影画像

17. V17_End-to-End 試験

➤ 目的

- ✓ ロケットへの搭載から回収までを模擬し、CanSat のモード遷移が正常に行われ、シーケンス中に構造、電装的な異常なくミッション達成ができることを確認する。

➤ 試験/解析内容

End-to-End は以下の手順に沿って行う。

1. CanSat に電源投入し、本番と同様にキャリアへ収納する。
2. キャリア収納から 10 分間待機時間として放置する。
3. キャリアから放出する。
4. 着地後にミッションモードが開始することを確認する。
5. 各バッテリーが尽きるまで、ミッションモードを継続する。

各フェーズで構造、電装的な異常なく、想定した動作を行いミッション達成ができることを確認する。

➤ 結果

試験動画 1 (シーケンス B) : <https://youtu.be/K0E6xL7Bkfc>

試験動画 2 (シーケンス D, E, F, G) : <https://youtu.be/dDcWu3SscFE>

試験動画 3 (シーケンス H (30 分経過)) : <https://youtu.be/xw8xIIQiyvg>

試験動画 5 (シーケンス H (90 分経過)) : <https://youtu.be/9mPitM0BNoE>

End-to-End 試験における主なイベントの時間履歴を以下の Table 11 に示す。

Table 11 End-to-End 試験 時間履歴

シーケンス	時刻	イベント	成否
B	11:19	電源投入	○
	11:21	キャリア収納	○
	11:31	10分待機	○
D	11:32	投下	○
E	11:32	パラシュート開傘	○
		分離判定	○
		ダウンリンク開始	○
F	11:32	着地	○
		着地判定	○
G	11:34	筐体展開機構動作	○
		インフレーターブル構造展開機構動作	○
H	12:04	インフレーターブル構造保持(30分経過)	○
		ダウンリンク(30分経過)	○
		カメラモジュール(30分経過)	○
		太陽電池モジュール(30分経過)	×

H		インフレーターブル構造保持(60分経過)	○
		ダウンリンク継続(60分経過)	○
		カメラモジュール(60分経過)	○
		太陽電池モジュール(60分経過)	×
H		インフレーターブル構造保持(90分経過)	×
		ダウンリンク(90分経過)	○
		カメラモジュール(90分経過)	○
		太陽電池モジュール(90分経過)	×

これより、キャリア収納からミッション終了までの全てのフェーズを通して、要求仕様を満たし、想定する動作を行うことを確認した。太陽電池モジュールのみ、動作を確認することが出来なかったが、これは衝撃による断線が原因であることが判明しているため、該当箇所へのポッティングなどで対応する予定である。また、太陽電池モジュール以外のミッションのフルサクセスおよびエクストラサクセスが達成できたことを確認した。

今回のエアポンプサイクルでは、90分までの保持しか出来なかった。これは、マイコンのプログラム処理においてサイクルの間にEEPROMへの保存があったため、OFF時間が設定した時間より長くなってしまったことによる。この試験後にFMにおいてエアポンプの動作サイクルを変更し、End-to-End試験を繰り返し行うことで保持時間を伸ばした。

第7章 工程管理、ガントチャート（スプレッドシートを推奨）

1. チーム内・審査会等

（チーム全体、班、各部署ごとの会議の頻度、開発メンバー以外の人を含めた審査会の有無や時期、回数を記載してください）

本プロジェクトでは、研究室内審査会は2回行い、それぞれ開発ステージに合わせて実施し、審査会目的を明確とした上で行った。

チーム全体、班ごとの会議頻度は原則として週1とし、密な連絡を心掛けた。また、班ごとに開発日記と題して作業日の進捗、疑問、懸念点などを毎回メモ程度に記してもらうことで、見落としや潜在リスクの低減および細かい進捗状況の把握を行った。

以下の Table 12 に本プロジェクトにおける主なイベントと時期を示す。

Table 12 主なイベント

イベント	時期
チーム決定	2019年4月8日
概念検討開始	2019年4月11日
概念設計開始	2019年5月2日
MDR(第一回研究室内部審査会)	2019年5月9日
ミッションレビュー	2019年5月26日
SDR	2019年6月13日
基本設計開始	2019年6月14日
BBM(機能モデル)製作開始	2019年6月25日
BBM 各種試験開始	2019年7月2日
予備審査	2019年7月7日
詳細設計開始	2019年7月9日
CDR(第二回研究室内部審査会)	2019年7月18日
EFM(実物大モデル)製作開始	2019年7月30日
EFM 各種試験開始	2019年8月8日
EFM 各種試験完了	2019年8月21日
本審査	2019年8月22日
FM 製作開始	2019年8月25日
手順書・持ち物リスト作成	2019年9月3日
アメリカへ出発	2019年9月6日

2. 各担当（ハード・ソフト・全体などの進行状況・予定を記入）

● 全体

プロジェクト発足時に定めた目標スケジュールを Figure 36 に示す。また、実際に遂行した全体のスケジュールを Figure 37 に示す。

当初、PDR を実施する予定であったが、概念設計および基本設計に遅れが発生し、予備審査により、審査会を実施する余裕がなくなったため、PDR を実施せず CDR に統一した。概念設計および基本設計で遅れが出たのは、プロジェクトメンバーのほとんどがものづくりプロジェクト・CanSat が初めてであったため、要求仕様の策定を通して CanSat および目標とするシステムを理解・把握することを重視したからである。一方で、8月中旬、下旬をマージンとして確保していたため、遅れを取り戻すことができた。審査会や安全審査などのイベントごとに全体の予定を修正し、短期スケジュールにフィードバックすることで、危機感を持ちながらプロジェクトを遂行することが出来た。

また、本プロジェクトにおける制作機体の位置付けを Table 13 に示す。ミッション CanSat であるため、BBM モデルでは主に機構などのミッション系の技術実証をメインとして制作を行った。

フェーズ	プリフェーズA		フェーズA		フェーズB		フェーズC			
内容	概念検討		概念設計		基本設計		詳細設計			
審査会	MDR		SDR		PDR		CDR			
安全審査など			ミッションレビュー				予備審査			
期日	5月上旬		5月中旬		5月下旬		6月上旬			
製作					BBM					
フェーズD	フェーズE				フェーズF					
試験・加工・改良			手順書・設計書作成		運用		旅行		解析・資料作成	
			LRR	AR					報告会	
			本審査							
7月中旬	7月下旬		8月上旬		8月中旬		8月下旬		9月上旬	
EFM	FM									

Figure 36 目標スケジュール

フェーズ	プリフェーズA	フェーズA			フェーズB				
内容	概念検討	概念設計			基本設計				
審査会	MDR			SDR					
安全審査など			ミッションレビュー				予備審査		
期日	5月上旬	5月中旬	5月下旬	6月上旬	6月中旬	6月下旬	7月上旬		
製作						BBM	BBM		
フェーズC		フェーズD			フェーズE		フェーズF		
詳細設計		試験・加工・改良			手順書作成旅行		解析・資料作成		
CDR									報告会
			本審査						報告書
7月中旬	7月下旬	8月上旬	8月中旬	8月下旬	9月上旬	9月中旬	9月下旬	10月上旬	10月中旬
		EFM	EFM	FM					

Figure 37 実際のスケジュール

Table 13 制作機体の位置付け

	位置付け	電装系	構体系
BBM	各コンポーネントの仕様確認 ミッション機構の動作確認	<ul style="list-style-type: none"> ・ Bread Bode 上でセンサやアクチュエータの動作確認 ・ ミッション機構の動作 	ミッション関連機構の作成
EFM	<ul style="list-style-type: none"> ・ 各コンポーネントの統合 ・ 各種試験用機体の作成 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 各種コンポーネントのモジュール化 ・ 構体系との統合 ・ 本番用回路、コードの作成 	<ul style="list-style-type: none"> ・ ミッション機構のモジュール化 ・ ミッション機構以外の作成 ・ 電装系との統合
FM	EFM および各種試験結果をフィードバック		

● 電装系・構体系

電装系・構体系のスケジュールを以下の Figure 38 に示す。電装系は使用センサが当初から概ね決定していたため、設計を進めながらセンサ・アクチュエータの動作確認を行い、電装教育とした。また、ミッション系と C&DH 系に分かれて作業を進め、制作ではパーツ→コンポーネント→システムの順で動作確認および統合を進めていった。

構体系は筐体系とミッション系に分かれて作業を進めた。構体系はトライ&エラーで制作を進めてもらい、機構の実証を優先的に行った。コンポーネント→システム→コンポーネントと機構の動作確認と統合・改良を繰り返して制作を進めた。

フェーズ	フェーズA		フェーズB				フェーズC		フェーズD			フェーズE
内容	概念設計		基本設計				詳細設計		試験・加工・改良			手順書・設計書作成
期日	5月上旬	5月下旬	6月上旬	6月中旬	6月下旬	7月上旬	7月中旬	7月下旬	8月上旬	8月中旬	8月下旬	9月上旬
概念検討												
制約条件の洗い出し												
使用ツールの習得												
要求仕様の洗い出し												
各種センサの動作確認												
BBMの設計												
部品の発注												
BBMの製作												
BBMの各種試験												
予備審査資料の作成												
EFMの設計												
EFMの回路図作成												
EFM統合コードの作成												
CDR資料の作成												
部品の発注												
EFMの製作												
各試験を行う												
試験を踏まえFMの設計												
FMの回路図作成												
FMの製作												
FMの各種試験												
予備基板の作成												
本審査資料の作成												
持ち物リスト作成												
運用手順書の作成												
設計資料の作成												
本番												
解析												

Figure 38 電装系・構体系スケジュール

第8章 大会結果

1. 能代宇宙イベント

参加なし

2. ARLISS（上記能代と同様に記載してください）

➤ 目的

CanSat のサブオービタル打上によるインフレーターブル技術および基地局技術の実証

➤ 結果

サクセスクライテリアの達成度を以下の Table 14 に示す。1, 2 回目ともに所定の位置までインフレーターブル構造の展開に成功し、各種モジュールの動作にも成功した。さらに、太陽電池発電では発電電力でブザーを鳴らし 130m の可聴距離を達成、アンテナモジュールでは、通信距離を展開前の 700m から 2500m まで延長することに成功した。一方で、2 回目の打上において、太陽電池の発電履歴を正常に保存することが出来ず、フルサクセスの検証をすることが出来なかった。アドバンスドサクセスを達成しているため、フルサクセスも達成していると考えられるが、検証出来ないため△とした。

これより、1 回目の打上では、全サクセスクライテリアを達成し、2 回目では太陽電池モジュールのフルサクセスを除いて全て達成した。本実験では CanSat のサブオービタル打上によるインフレーターブル技術および基地局技術の実証に成功したと言えるだろう。

また、ミッション内容、実験結果を評価して頂き、「Best Mission Award Third Place」を受賞した。

Table 14 サクセスクライテリア達成度

<u>太陽電池モジュール</u>	<u>ミニマム</u>	<u>フル</u>	<u>アドバンスド</u>
1 回目	○	○	○
2 回目	○	△	○
<u>アンテナモジュール</u>	<u>ミニマム</u>	<u>フル</u>	<u>アドバンスド</u>
1 回目	○	○	
2 回目	○	○	
<u>カメラモジュール</u>	<u>ミニマム</u>	<u>フル</u>	<u>アドバンスド</u>
1 回目	○	○	○
2 回目	○	○	○

CanSat が着地し、インフレーターブル構造が展開している様子を Figure 39, Figure 40 に示す。



Figure 39 CanSat 展開時の様子 (1回目)



Figure 40 CanSat 展開時の様子(2回目)

➤ 取得データ

● 太陽電池発電履歴

✓ 1回目

Figure 41 に 1 回目打上で EEPROM に保存されていた太陽電池発電電圧履歴を示す。太陽電池発電履歴は着地後から回収まで取得しており、2000s は展開、7000s は風によりインフレーター構造の展開状態が変化したタイミングであり、確かに発電電圧が上昇していることが分かる。

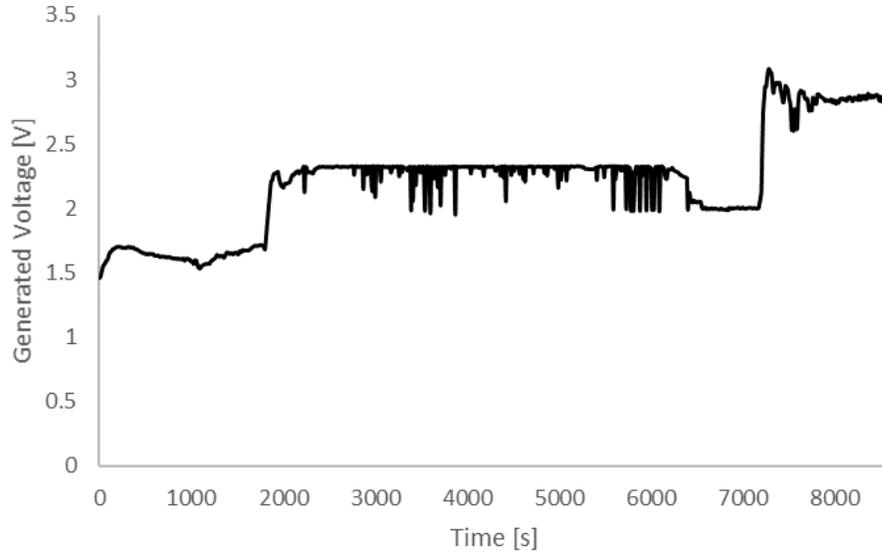


Figure 41 太陽電池発電電圧履歴 (1回目)

✓ 2回目

Figure 42 に 2 回目打上で EEPROM に保存されていた太陽電池発電電圧履歴を示す。2 回目打上では、ブザーは鳴っていたため、発電していたがデータを正常に保存することが出来ていなかった。この現象については次の項において故障原因解析を行う。

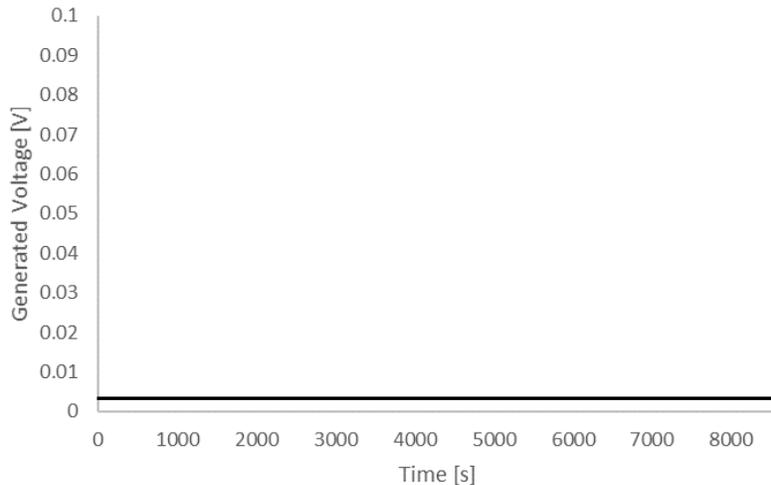


Figure 42 太陽電池発電電圧履歴 (2回目)

● アンテナ受信強度

✓ 1回目

Figure 43 に 1 回目で地上局側にて保存した地上局—CanSat 間のアンテナ受信強度の時間履歴を示す。

データ数 1000 個は展開, データ数 2000 個は風によりインフレータブル構造の展開状態が変化したタイミングであり, 確かに受信強度が上昇していることが分かる。

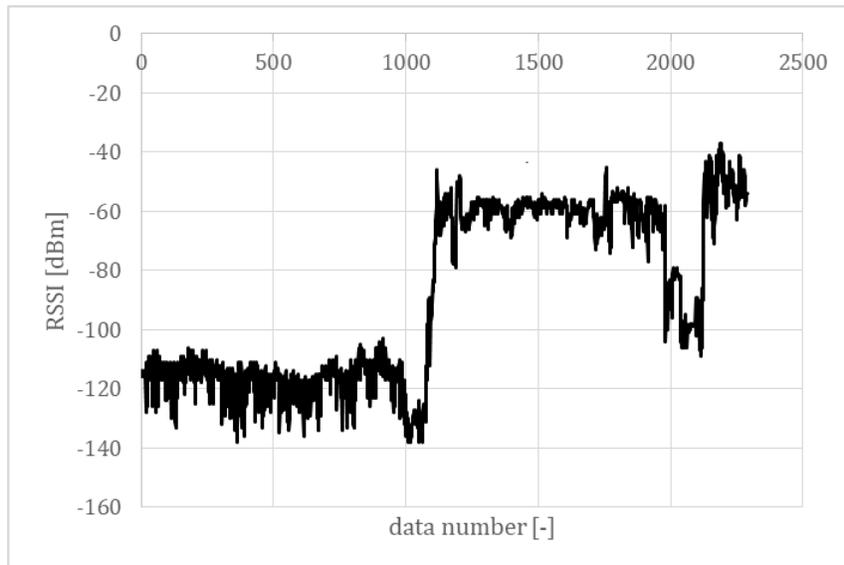


Figure 43 アンテナ受信強度 (1回目)

✓ 2回目

Figure 44 に 2 回目で地上局側にて保存した地上局—CanSat 間のアンテナ受信強度の時間履歴を示す。

データ数 800 個は展開したタイミングであり, 1 回目と同程度まで受信強度が上昇しており, 再現性が確認できる。

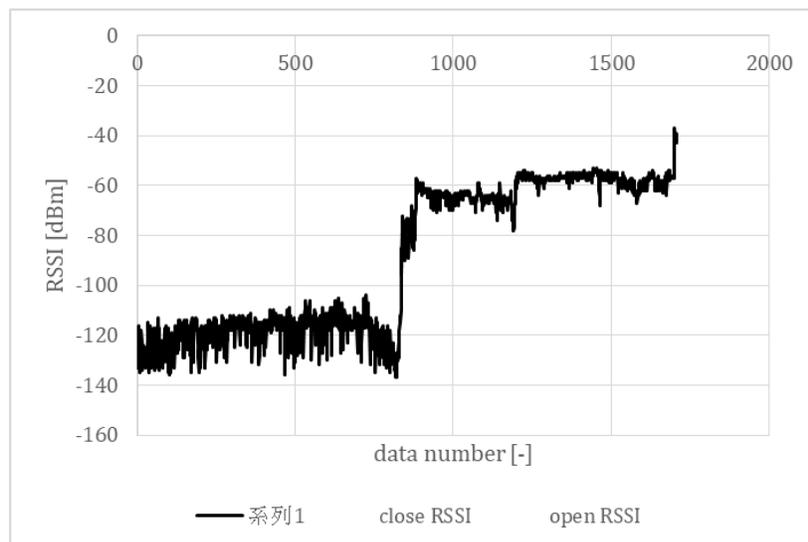


Figure 44 アンテナ受信強度 (2回目)

● 測位情報時間履歴

✓ 1回目

Figure 45 に 1 回目で地上局側にて保存した CanSat の測位情報の時間履歴を示す.



Figure 45 測位情報履歴 (1回目)

✓ 2回目

Figure 46 に 2 回目で地上局側にて保存した CanSat の測位情報の時間履歴を示す.



Figure 46 測位情報履歴 (2回目)

- 気圧データ

- ✓ 1回目

Figure 47に1回目打上でEEPROMに保存されていた気圧データを示す。気圧データは放出から着地まで取得しており、着地判定に用いている。気圧が段々と上がっており、落下している様子が分かる。

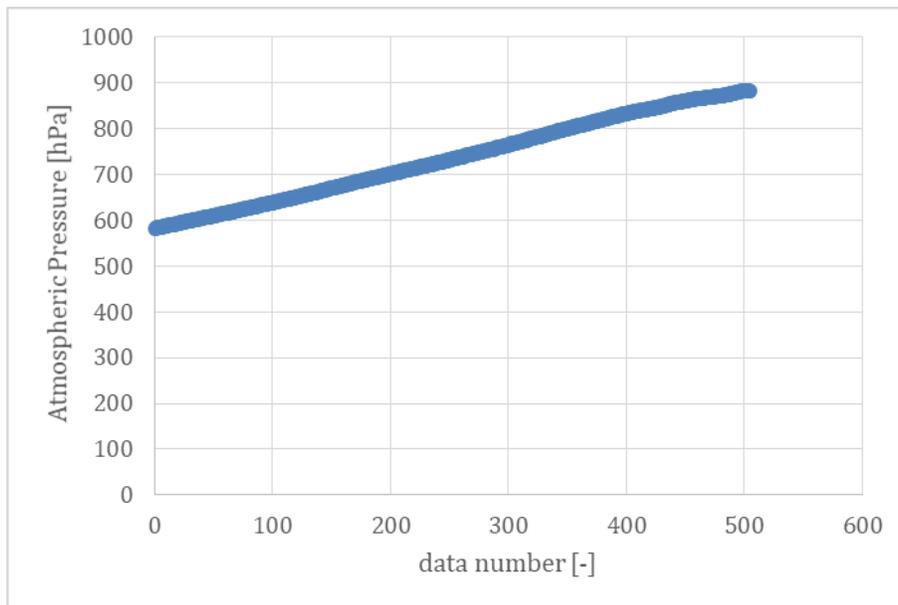


Figure 47 気圧データ (1回目)

- ✓ 2回目

Figure 48に2回目打上でEEPROMに保存されていた気圧データを示す。1回目と同様に気圧が段々と上がっており、落下している様子が分かる。また、初期値、最終値が1回目とほとんど一緒であり再現性が確認できる。

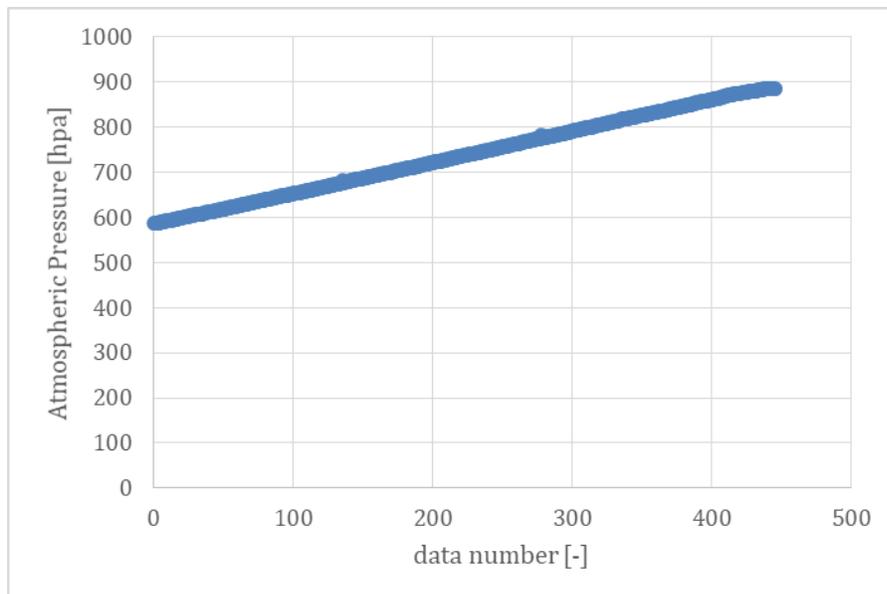


Figure 48 気圧データ (2回目)

- カメラデータ

- ✓ 1回目

1回目のカメラデータを google drive にまとめている。以下のリンクから閲覧することができる。

https://drive.google.com/drive/folders/1y2aLzh-rCHIMMki1lf67d4vpEfP_pg3E?usp=sharing

- ✓ 2回目

2回目のカメラデータを google drive にまとめている。以下のリンクから閲覧することができる。

<https://drive.google.com/open?id=1JcoYIyxWnC8ef4XeyEXhNIZe1SuzXa5R>

- 故障原因解析・解決手段等

2回目の打上において、太陽電池の発電履歴を正常に保存することが出来なかった。これにより太陽電池モジュールのフルサクセスを検証することが出来なかった。この故障について原因解析を行う。

太陽電池の値を EEPROM に保存しているのだが、Figure 42 に示したようにノイズのような小さい値がミッション終了まで保存されているといった症状が発生した。

故障解析として、最初に現象が実際に発生した2回目の機体を用いて行った。待機モードから再現してミッションモードまで動かしたところ電圧履歴は正常に保存された。これより、実際の2回目の打ち上げ時のみに何らかの原因で正常な保存が出来なかったことがわかる。

次にFTAによる故障解析を行う。FTA結果をFigure 49に示す。これより、2回目打上時は「着地後に基板に付着した砂などが基板のパターン抵抗に影響を及ぼし正常なデータ保存の失敗した」可能性が最も高いという結果になった。一方で、これに関しても2回目回収後、洗浄していない状態での動作確認を行い、正常な動作を確認していたため、确实とは言えない。だが、砂や熱などの環境に依存したものであることは間違いのないため、対策として基板などの電装に砂が入らないように保護する、直射日光が当たらないようにするなどの環境に対する保護が考えられる。

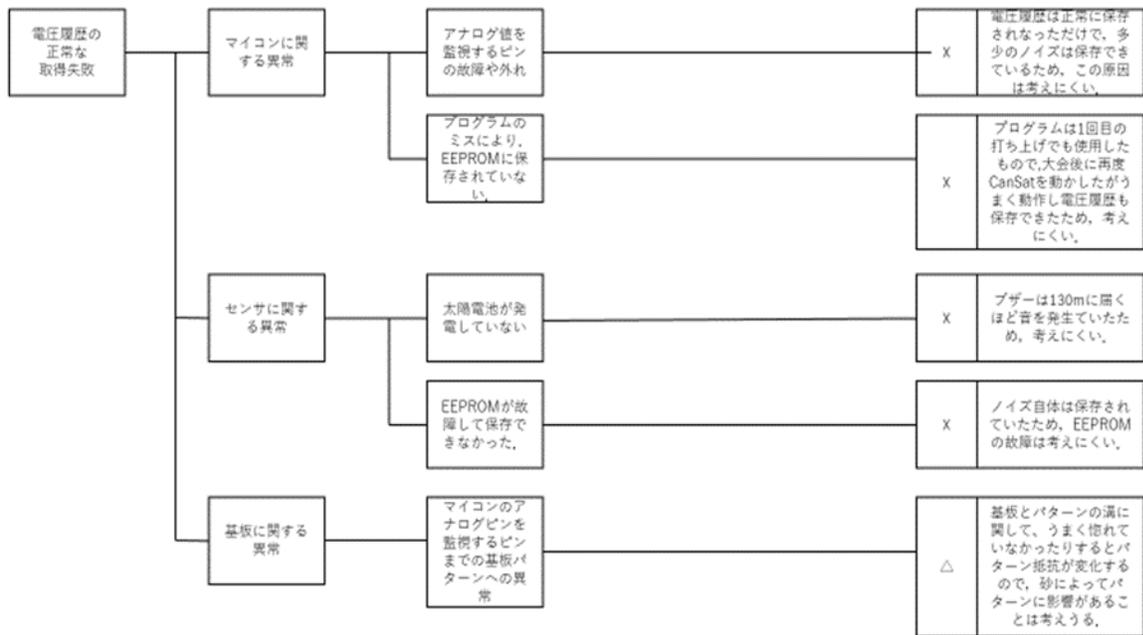


Figure 49 FTA 結果

第9章 まとめ

1. 工夫・努力した点（ハード、ソフト、マネジメント面すべて）

● ハード

いかに質量を減らすことができるかがプロジェクト全体を通して課題であった。そこで、パラシュートのゴアは、高価であるがエアライトリップを用いて作成した。また、エアポンプとバルーンをつなげることができる最小かつ最軽量の配管を組むことによって質量を減らすことに成功した。加えて、筐体の外板、ばね蝶番が重量を取っていたため、どちらも強度等に影響を及ぼさない範囲を見極めながら肉抜きした。

さらに、空気漏れはミッションの成功に対して致命的であったため、事前に石鹼水を配管の全ての連結部分につけてリークチェックをし、空気漏れのあるところにはセメダインを用いて防いだ。

各機構は成功率が100%となるまで単体試験を行い、完成度を徹底して高めた。

● ソフト

本プロジェクトでは、マイコンはSHマイコンを使用した。この理由としては、マイコンのハードウェアマニュアルを読んで、自分たちでプログラムを構築していく過程もCanSatの電装を通して学びたいと考えたからである。研究室の先輩方が過去に作ったオープンソースがあるため、それを読んで理解し使うといったことは深い部分を知らなくてもコードが使えてしまうことが多いarduinoやラズベリーパイでは勉強できなかったことだと考えている。

インフレータブル構造を長時間保持するため、エアポンプのON/OFFタイミングを最適化する必要があった。そのため既製品のICとメイン基板を接続し、マイコン制御でスイッチングできるようにした。また、質量低減のため、3.3V→5Vの変換モジュールを用いてLipoバッテリーからUSB入力のカメラへ充電できるようにした。このようになるべく新規開発を減らして既製品を活かすことで、時間的コスト、故障リスクを低減した。

Cansatに搭載可能な小型ソーラーパネルの発電電圧でブザーから大音量を得るために2.7V→24Vの昇圧コンバータを用いた。

● マネジメント

本プロジェクトでは、メンバーの大半がものづくり未経験者であった。そこで、CanSat経験がある程度必要なランバック機体ではなく、未経験者であるからこそ柔軟な思考で発想出来ると考えミッション機体でARLISSに参加することとした。これにより固定観念に囚われない従来のCanSatにない機構やミッションを着想することが出来た。一方で、振動、分離、着地などのロケット打上環境に対する対策は過去のCanSatプロジェクトにおいて十分確立されているため、ある程度過去のプロジェクトを参考にすることが必要となる。そこで、あえて細かく要求仕様を策定する、想定しているシステムの失敗モードを解析してみるなどを行い、CanSatについての知識を得た。

また、基本設計段階で遅れが目立ち始めた時期に制作の手法を変えた。詳細設計に入るまではシステムズエンジニアリングに則り、制作を進めていた。一方で、この手法は作成する書類

が多く、短期間小規模システム開発に対しては非効率であると感じたため、詳細設計からアジャイル方式に変更し、BBM、EFMに対して1試験ごとに最低10回の試行を行い、10回成功しない場合は改良するようにした。これらの転換点を明確にし、共有したことがプロジェクトの成功率向上に繋がったと考える。

2. 良かった点・課題点

● 良かった点

- ✓ インフレータブル技術を実証することができ、この技術が CanSat に対して重量・サイズの優位であることを示すことができた。
- ✓ CanSat 支援基地局を構成するのに必要な基礎技術を確立することが出来た。
- ✓ ミッション成功率の高い CanSat とすることが出来た。

● 課題点

- ✓ エア供給源にエアポンプを用いたことで、展開できる容積・時間に限界があった。N2ボンベ等を使用する、リーク量を減らす等が必要になる。
- ✓ 応用機体を制作する際には、重量割合が半分を占めていた筐体・減速機構などのミッション系以外の重量を削減することが必要である。

3. チームのマネジメント等、プロジェクト全体でのよかった点、反省点

● 良かった点

- ✓ 落下試験は20回以上、End-to-End試験は5回以上と荷重試験、統合試験を多く行い、システムの完成度を上げることが出来た。
- ✓ プロジェクト初期にリスク評価を行い、リスクとなる事項に対して対策を取れたこと
- ✓ 重量をパーツ、コンポーネントごとに管理し、重要度、荷重を鑑みて増減させることが出来た。
- ✓ 当日運用を想定して各系チェックリストを策定し、それに沿って組立、打上を行った。これによりミスや抜け漏れがなく、1日目、3日目の10時頃と余裕を持って打上げることが出来た。

● 反省点

- ✓ プロジェクト初期の要求仕様出しの粒度を設定していなかったため、時間がかかりすぎてしまった。
- ✓ 日程の遅れにより審査会を1つ減らすことになってしまった
- ✓ 打上げ後の検索・発見時の動きを決めていなかった。