

# 2015 年第 11 回能代宇宙イベント最終報告書

東北大学 FROM THE EARTH

Project Manager 宇野 健太郎

## 1. 実験の目的

実験計画書にて示した実験の目的は以下の通りである。

「能代宇宙イベントで団体 4 回目となるハイブリッドロケット打ち上げを行い、団体での GSE の運用による打ち上げの成功と 2 段パラシュート放出展開による完全回収を目指し、GSE 運用技術の成熟、ロケット設計の技術・経験を積み、それに伴ってシミュレーション技術の向上を測り、2 段階パラシュート機構の設計の基盤を固めることを目的とする。また、搭載機器による各種データの収集とそれを目指した各種計器の開発を目的とする。」

これをもとにしてハイブリッドロケットの製作から打上シーケンスまでのプロジェクト運営を行い、活動班ごとの技術向上および後代の練度の向上を目標とした。

## 2. 実験概要

2015 年 8 月 14 日に HyperTEK 社製 J-250 のエンジンを用いたハイブリッドロケットの打ち上げを、TSRP ランチャを用いて行った。GSE は九州大学 PLANET-Q のものをお借りし、運用も筑波大学 STEP の燃焼班と PM に行っていただいた。当日は 11 時に筑波大学 STEP と合流し、GSE については点火シーケンス直前まで九州大学の燃焼班の方々にシーケンスを進めておいていただき、機体については東北大学の機体班員等が搬入準備を進めておいた。多少風向風速に問題があったため、本部からの許可が下り次第点火シーケンスに入るという形で行った。打上は本来自団体の GSE で行う予定であったが、打上前日のリハーサル時点で三方空圧弁に重大な欠陥があり、自団体 GSE の運営は難しいということになり、打上を委託するという結論に至った。回収機構はサーボモータを回転させることで機体横部分からパラシュート放出する方式の 2 段階パラシュートとした。これには冗長性を持たせ、電源から独立した 2 つのパラシュートは一方の機能に不具合が生じてもそれぞれの干渉が無いようにした。

## 3. 実験結果

### 3.1 結果概要とその考察

当初の予定では、8 月 14 日の 14 時 30 分に打上予定であったが、天候とシーケンス進捗状況を鑑みて、X を 14 時 00 分に早めて設定し直し、実際にもその時間で打上を行った。

機体は点火後、安定飛行を行っていた。しかし、慣性飛行を終了してもパラシュートは開傘せず、そのまま弾道落下をした。機体は損傷が著しかったものの、無線通信にて取得していたデータ(気圧高度,,)の落下直前までのものは回収できた。また GOPRO による映像データも一部のデータ破損は見られたが、落下直前までの映像は修繕して得られることができた。

## 3.2 機体

機体班班長 千葉 可奈子

### 3.2.1 仕様

名称：FTE-04

全長：1920[mm]

重量：6.998[g]

外径：144[mm]

材質：GFRP(本体,フィン),ジュラルミン(ジョイント,エンジン固定版,フィン固定版)

推進モジュール：HyperTEK J-250

主要搭載機器：温度気圧センサ,加速度センサ,GOPRO,GPS センサ,ジャイロセンサ,地磁気センサ,無線通信機器

到達高度：搭載計器のデータによると, m

機体上端からの  $C_p$ ：1256[mm]

機体上端からの  $C_g$ ：酸化剤非充填時 977[mm], 酸化剤充填時 1010[mm]

### 3.2.2 完成図



図 3.2.1 機体完成写真

### 3.2.3 各部詳細

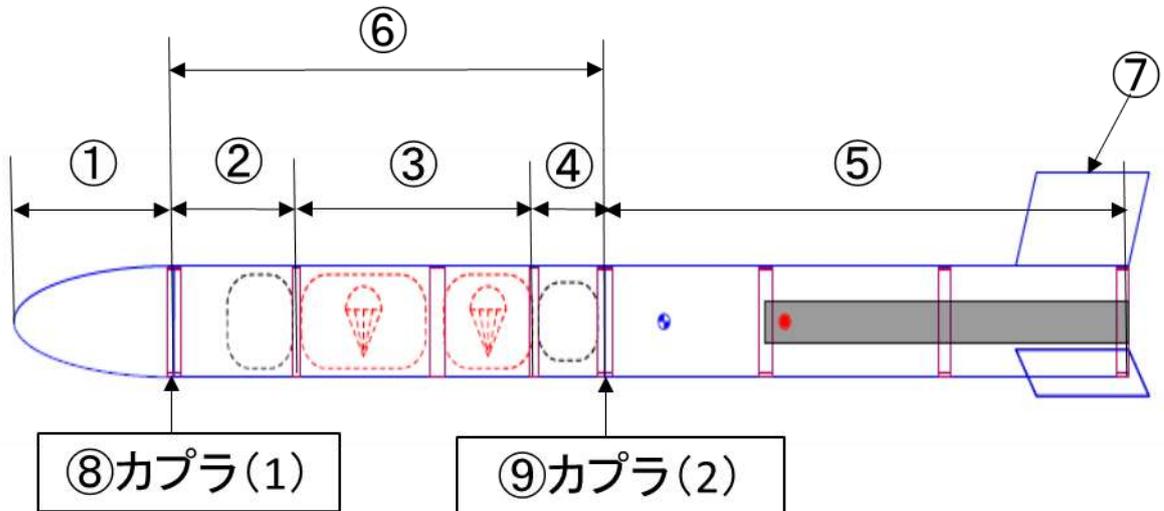


図 3.2.2 各モジュールの位置関係とカプラ位置

各モジュールの位置関係は上図に示した通り。

チューブ自体が分かれているのはカプラ位置のみで、回収機構部・電子部は分かされていない。

表 3.2.3 各部諸元

①	ノーズ部	0.35kg	270mm	GFRP
②	電子部(1)	0.405kg	200.6mm	気圧高度計、加速度計・ジャイロ計、SD カード、無線通信機、ビデオカメラ(GoPro)、バッテリー(単三電池, ニッケル水素充電電池)、『ちょっとすごいロガー』(Ninja Scan Light)
③	回収機構部	1.13kg	425.8mm	パラシュート(大・小)、サーボモータ、回収機構部プレート(図点線部、以下の図3の図面に示す。)
④	電子部(2)	0.35kg	100.6mm	気圧高度計、加速度計・ジャイロ計、SD カード、バッテリー(単電池五, ニッケル水素充電電池)
⑤	エンジン部	2.61kg (2.98kg)	883mm	ボディチューブ(GFRP)(0.922kg)、HyperTEK J-250(酸化剤充填前 0.93kg、酸化剤充填後 1.3kg)、エンジン保持プレート上中下(A2017)

				(0.76kg)
⑥	ボディチューブ (機構・電子部)	0.818g	730mm	GFRP
⑦	フィン	0.24kg		GFRP、L字板
⑧	カプラ(1)	0.25kg		A2017
⑨	カプラ(2)	0.25kg		A2017

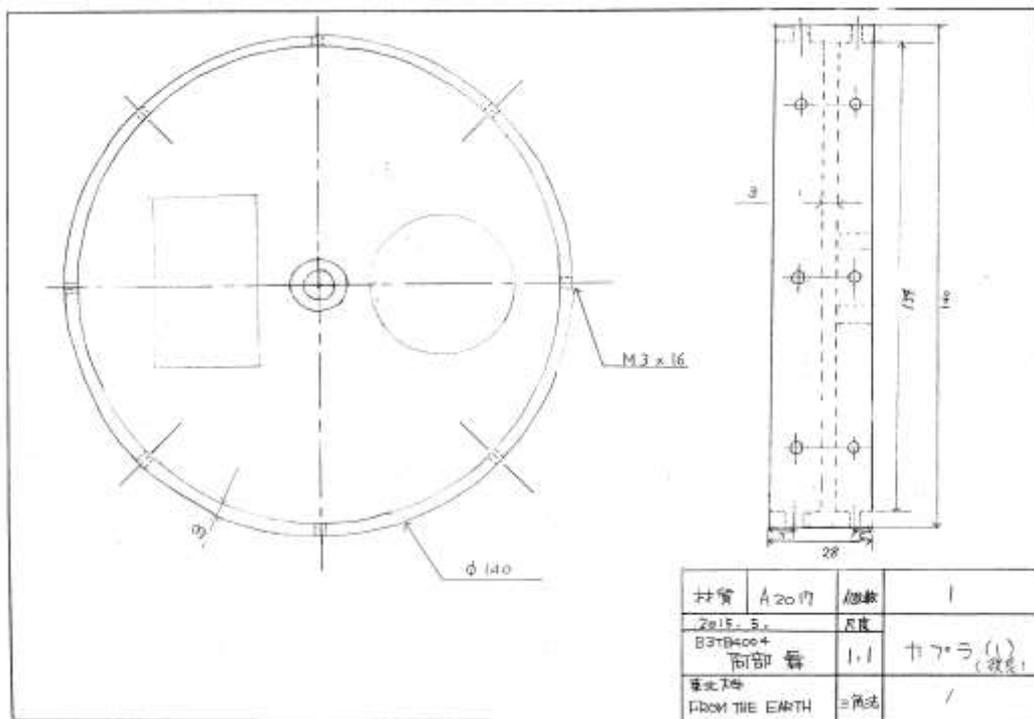


図 3.2.4 カプラ(1)

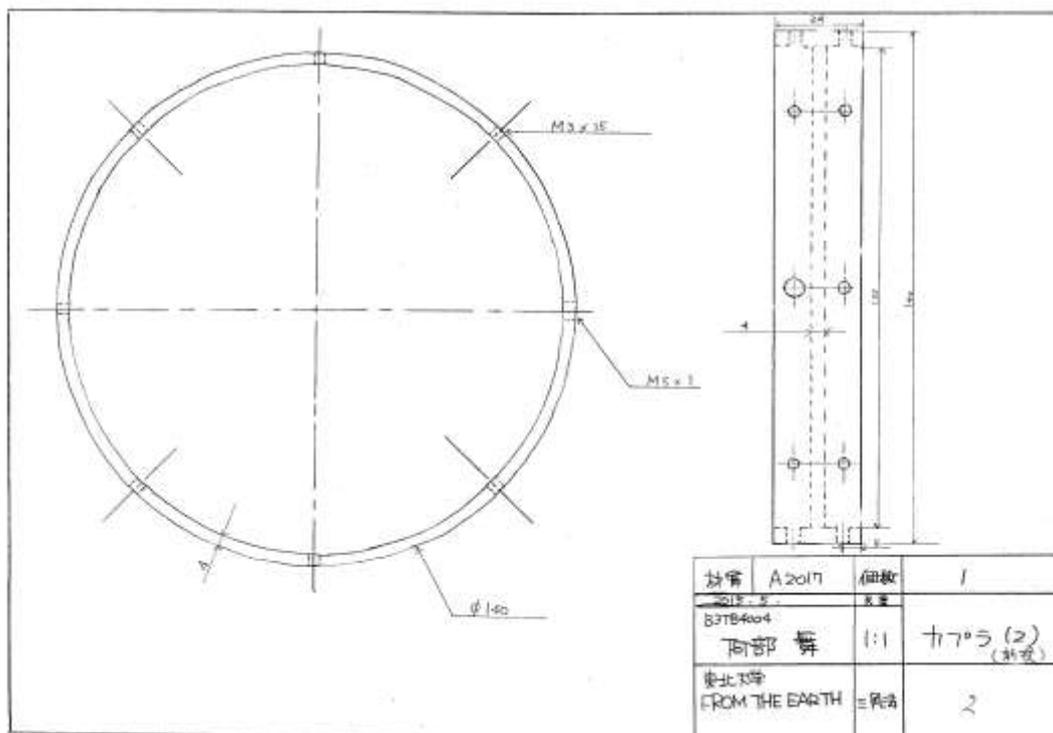


図 3.2.5 カプラ(2)

エンジンマウントにはアルミ合金製のプレートを3枚用いている。また、カプラ(1),(2)と回収機構部のパラシュート固定用プレートも同様にアルミ合金製プレートを用いている。

エンジン固定部(1),カプラ(1)・(2),はそれぞれ 60° おきに 6 本×上下 12 本の M4 ネジのネジ穴が切っており、これにより機体を接続する。カプラ(2)は 1 カ所 M5 で、これはランチャラグ用である。エンジン固定部(2)・(3)は 40° おきに 9 本のネジ穴が切っており、エンジン固定部(2)のネジ穴のうちひとつはランチャラグ用の M5 で 8 本は M4 である。これにより機体と接続し、推進系を支える。

各部強度計算については安全審査書類に記載した通りである。

ランチャラグは M5 超極低頭ネジを用いた。ランチャレルとの接地面には樹脂ワッシャを挟んでいる。このランチャラグは東海大学 TSRP さんが公開している仕様をもとにして同様のネジ、ワッシャを使用している。

フィン は GFRP 製であり、一枚のフィンにつき一本の L 字アルミフレームで固定する。使用するネジは M4 トラスネジで、これを一枚のフィンにつき 6 本(機体固定用に 3 本、フィン固定用に 3 本) 用いる。フィンは 3 枚を 120° 間隔で取り付けている。

### 3.2.4 各部製作方法,手順詳細

#### ○本体(円筒部分)

本体は GFRP で作成した。塩ビ管にクッキングシートを巻きつけ、ガラスクロスの上から樹脂と硬化剤、コバルトを混ぜた溶液を塗り、最後に再びクッキングシート、ゴムシートを巻く。ガラスクロスは 5 周分巻き付け、厚さ約 2[mm]の筒を成型する。この円筒を設計図に定められた長さに切断して、接続部分にピンバイスやドリルを用いて穴を開ける。

#### ○本体(ノーズ, フィン)

上記と同様に GFRP で作成した。ノーズはモデリングワックスを NC フライス盤で切削することによりできる雌型を用いて成型した。雌型にシリコンスプレー(くっつき防止)を塗布し、ガラスクロス 1 枚、ガラスマット 2 枚をこの順で積層させたものを 2 つ作成した。この作成した半分ずつのノーズを 2 つ組み合わせ、細長く切ったガラスクロスを用い接合し 1 つのノーズを完成させた。

フィンはゴム板とクッキングシートで 5 枚のガラスクロスを挟むことにより成型し、所定の寸法に切った後、固定用の穴を開けた。

#### ○マウント, 分割プレート

ほとんどは昨年先輩が使用したものを今年も使用した。これらは設計図を描き、大学内の工場に加工を依頼したものである。一部は同工場に加工を依頼し使用している。

#### ○塗装

塗装にはラッカースプレーを用いた。文字、模様部分はマスキングテープ、模造紙を用いた。

### 3.2.5 打ち上げ準備段階

機体をランチャに通す際、ラグの 1 つが潰れて通らなかったため急遽東海大さんが持っていたラグをいただいて取り替えた。そのおかげで打ち上げの段階へ進むことができた。リハーサルの時点では通っていたため、本番でのネジの締めすぎにより潰れたと推測される。

問題として、樹脂ワッシャの取り扱いに慣れていなかったこと、替えのラグを用意していなかったことがある。次回からはトラブルシューティングに組み込み、このような事態を繰り返さないようにする。また、実際にランチャに通す前にラグが潰れていないかの確認ができたなら理想である。東海大ランチャのラグが通る部分の部品を入手するか、またはラグに通

る部分の厚さを持った板等の代用品を用いることで実現できるためそれも視野に入りたい。

### 3.2.6 打上後の機体状況および分析

目視,指揮所からのカメラ,搭載したビデオカメラによる映像から推察できる飛行状態について記述する。機体は比較的ぶれずにまっすぐ飛行した。

本来は打上後最高点付近で小パラシュート,地上 100m 付近で大パラシュートが開傘し着地する予定であった。しかし,ドローグシュート,メインパラシュートどちらも開傘せずに弾道飛行の後着地した。機体は,着地した衝撃でノーズと回収機構・電子部は粉々に破壊された。また,衝撃によりそれら部分とエンジン部のつなぎ目(カプラ(2))で折れており,エンジン部は離れた位置で見つかった。各部の状況について以下 3 点で示す。

- ・ ノーズ

ある程度地面にのめり込んだあと、真っ二つに割れる形でノーズの接合部が破壊,それ以降が衝撃を全面的に受ける形となった。そのため,カプラ(1),回収機構・電子部はほぼ原形を保っていない。

- ・ 回収機構・電子部

粉々になっており,回収機構部のパラシュート固定プレート(アルミ合金)付近のみ原型を保っていた。

- ・ エンジン部(フィン含め)

上記の部分が衝撃を受け取り,カプラ(2)で折れて飛んでいったためかほぼ無傷であった。

破壊されたのは弾道落下の衝撃によるもので,GFRP 自体の強度は十分であった。また,折れたのはカプラ付近であり,不自然に壊れたところはなかったため,ボディチューブ・フィン  
の成形は均一にでき特に問題なかったと考えられる。

ただし,ノーズに関しては課題が残る結果となった。半分ずつのパーツを組み合わせて作ったため,つなぎ目の部分がどうしても弱くなりすぐにそこから破壊されてしまう。そのため衝撃を殺せず,回収機構・電子部の破壊被害が大きくなってしまったように考えられる。

今後は単一のノーズを作成,もしくは接合部を強化する方法を模索していきたい。



図 3.2.6 ノーズ



図 3.2.7 回収機構・電子部



図 3.2.8 エンジン部

### 3.3 シミュレーション

機体班班長 千葉 可奈子

#### 3.3.1 計算方法(自団体)

昨年度まで使用していたシミュレーション上で不具合が生じ、能代本番までに改善できる見込みがなかったため OpenRocket を用いた。

#### 3.3.2 打上結果との比較と考察

打ち上げ時、風向は東北東、平均風速 2.6m/s、最大風速 5.7m/s であった。

実測値では、到達高度は 240m、分散は 127.6m であった。

シミュレーションの値(TSRP)では高度 300m、分散は約 100m であった。(風速 2.6m/s で計算を回した結果)

高度に差がある原因として、実際は風が強かったため飛んでいる最中では風速 2.6m/s 以上の風が吹いていた可能性が高いことや、上空では強く風が吹くことなどが考えられる。

#### 3.3.3 シミュレーションの反省と課題

今回自団体シミュレーションとして OpenRocket を用いたが分散があまりにも小さく明らかにおかしいことがわかる。係数を変える等改善しようと試みたが、期限内に改善できそうもなかったため不十分な状態で本番を迎えてしまった。また、TSRP さんや ISS さんのシミュレーションについてもなかなかうまくいかず、運営の方のお力添えのおかげで後半ようやく形にできた。原因として、シミュレーション・ロケットに対する知識の不足、打ち上げ経験・データの不足がある。

少なくとも自団体シミュレーションとしてこのままで OpenRocket を使い続けることはできない。今回得られたデータをもとに、OpenRocket の改善、または以前使っていたシミュレーションの改良を行い、信用性のある自団体シミュレーションを作り上げる必要がある。

### 3.4 燃焼

燃焼班班長 清水康平

#### 3.4.1 GSE 及び運用結果

リハーサル時に三方空圧弁の機構動作に関して不備があり、自団体での GSE 運用が不可となった。本番当日はあらかじめ GSE 使用不可と判断された際にロケット委託をお願いしていた九州大学 PLANET-Q さんに打ち上げシーケンスの運用を行って頂いた。

以下にリハーサルの詳細な流れを示す。

まず、自分達で倒立台を用意するという認識がなくリハーサル時に倒立台を用意する事ができなかったため、N2O ラインの配管を N2O ガスボンベに接続することなく、リハーサルをすすめた。O2 ラインの配管時、2 箇所ほどリークがみられたが配管を増し締めすることでリークはなくなった。空圧弁動作試験に入ったところ、三方空圧弁の動作に関してきちんとした動作がみられないということで GSE が使用不可となったため自団体での打ち上

げを断念した。

### 3.4.2 問題への今後の対策

まず、倒立台については複数の大学に見せてもらいシンプルなものなら自分達で簡単に作れるので早急に用意する予定である。

次に O2 ラインのリークについては、全ての箇所においてダブルチェックを心掛けていたが、にも関わらず緩い部分があったので運用練習の回数を増やしたり、swagelok の講習会などに参加することで配管の運用をスムーズにこなせるようにしたいと考えている。

三方空圧弁については、空圧弁を動作させるための N2 を二方電磁弁で運用していたことに問題があったため早急に三方電磁弁の購入を考えている。また、今回の三方空圧弁の動作機構の認識に関して知識不足だったのは、燃焼実験を自団体でできず動作試験を反復してできていなことに原因があるので、燃焼実験を自団体で行えるよう計画している。

## 3.5 回収機構

回収機構班班長 上原健太郎

### 3.5.1 目的

F.T.E.ではハイブリットロケットの回収法として分散や機体の負担を抑えるため二段階開傘を採用している。昨年度はテグスを焼き切ることによりノーズ部分が分離され、押出ばねによりパラシュートが放出される機構を用いた。またドロッグパラシュートの放出が失敗してもメインパラシュートの放出には影響のない冗長性のある仕組みを盛り込んだ。

しかしテグス部分を電熱線に固定するのに時間がかかったこと、シーケンスの遅延によりテグスが伸びてしまい、打ち上げ時に機構が作動しなかったこと、テグスの伸びにより、ノーズ部分がぐらつき機体の飛行姿勢が崩れたことなどの問題が生じた。

以上の問題を受け今年の機構には以下の目的で設計、製作を行った。

- (1)…パラシュートのセットに時間がかからない簡潔な機構
- (2)…シーケンスの遅延等、長時間の待機時間に耐えうる機構
- (3)…飛行中の機体姿勢に大きな影響を与えないような機構

### 3.5.2 構造

機構の構造を以下の図 3.5.1 に示す。サーボモータを動力とした二段階開傘の横開閉方式である。大小のパラシュートの放出には冗長性を考慮して、それぞれ別々の電子回路を搭載しており、小または大パラシュートのどちらかの放出が失敗しても、もう片方のパラシュートの放出には影響はない。パラシュートのセットは、パラシュートを扉内部に入れた後、回転扉を閉めるのみでセットにかかる時間は数分程である。回転扉はサーボモータにより保持されており、外部のスイッチを入れることでサーボモータの保持がかかるため、GSE の運用等でトラブルが発生しシーケンスに遅延が生じてても、機体の搬入直前にスイッ

チを入れることでバッテリーの節約をすることができる。また電源を入れた状態でも 2 時間以上電源が持つことを確認した。ノーズ部分が分離する構造では機構部の保持力がノーズ部分の安定性に関係し、ロケットの飛行中の姿勢に影響を及ぼすが、横開閉方式ではノーズ部分は機体とカプラにより固定されているため、ノーズのぐらつきの影響は無い。

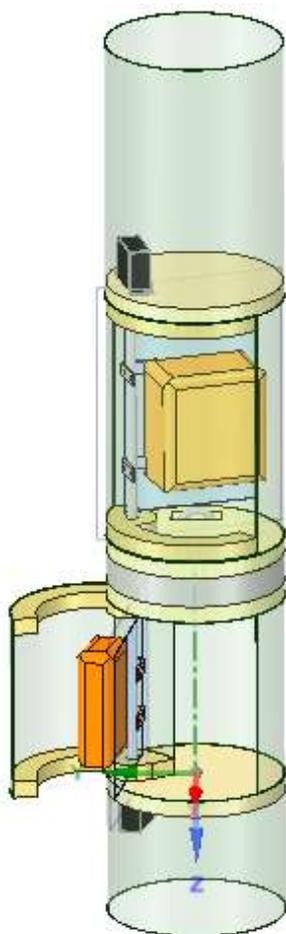


図 3.5.1 機構概要図

### 3.5.3 結果

今回の打ち上げでは、パラシュートの放出はされず、機体は弾道落下となった。電子回路のデータの解析結果より大パラシュートの作動命令が行われたことは確認できたが、小パラシュートのデータは壊れていたため、作動命令が行われたかは確認できなかった。放出作動命令が送られたのにパラシュートが放出されなかった原因は扉が開く際に中のパラシュートが引っ掛かったためと考えられる。回転扉の大きさや回転角等はパラシュートの大きさを元に設定し製作を行った。しかし安全審査でオープニングショック時のロープ

の耐久性を指摘され、ロープを太いものに変更した結果、挿入時のパラシュートの大きさが大きくなり図 2 に示すように扉の回転時にパラシュートが接触するようになったと考えられる。地上試験ではパラシュートの大きさを変更しても問題なく機構は作動したが、飛行時に中のパラシュートが動き扉が引っ掛かったのではないかと考えられる。

また当日のシーケンスではパラシュートのセッティングは滞りなく完了し、搬入直前に電源を入れることで待機時間による影響は無かった。飛行時には回転扉の隙間や若干の浮きの影響が懸念されたが、機体の飛行姿勢はぶれはなかった。このため(1)~(3)の目的は達成できたが、パラシュートを放出させ機体を回収するという回収機構の最大の役割を果たすことができなかった。パラシュートの引っ掛かりの対策としては、設計段階の時点でパラシュートの耐久性を考慮し、パラシュートの大きさに変更が無いようにする。あるいはパラシュートの大きさに対して余裕のある回転扉の設計をするなどが考えられる。

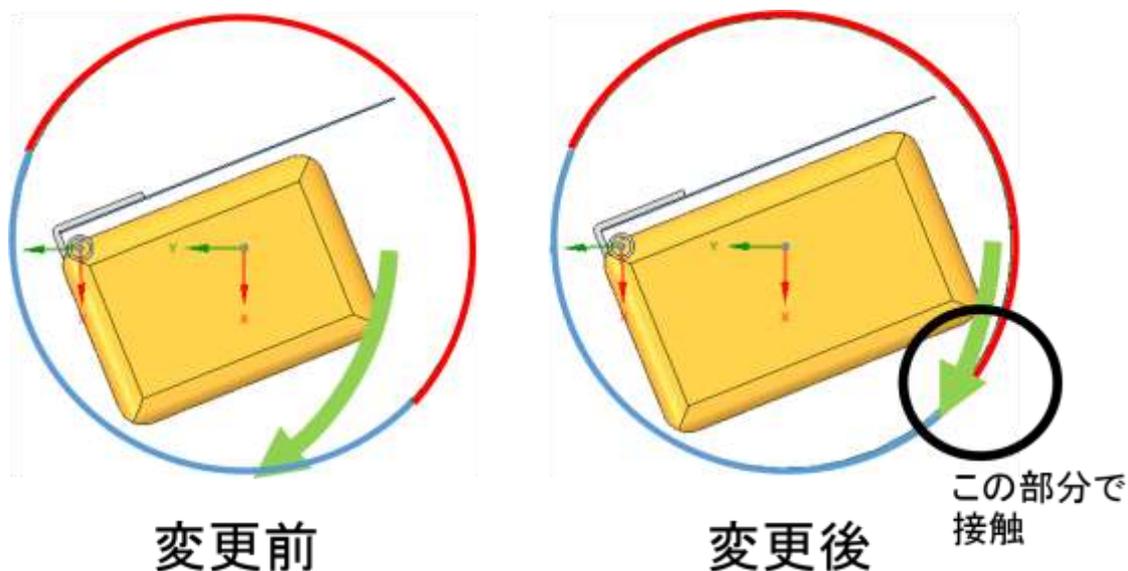


図 3.5.2 パラシュートと回転扉の接触

### 3.6 搭載計器

電子班班長 松井尚輝

#### 3.6.1 概要

搭載したセンサは以下である。

- ・気圧センサ×2 (BMP180)
- ・加速度センサ×2 (ADXL345)
- ・ジャイロセンサ×2 (IMU3000)

- ・ちょっとすごいロガー(Ninja Scan Light)
- ・ビデオカメラ×1 (GO-PRO)

気圧センサ、加速度センサはそれぞれ、データ記録用と分離機構の起動用である。  
データ記録はマイクロ SD と無線(Xbee Pro)を用いた。

### 3.6.2 計測結果

自作ロガーから、気圧データ、加速度データ、角速度データを回収することが出来た。  
また、ちょっとすごいロガーから、気圧データ、加速度データ、角速度データ、地磁気データを回収することができた。動画データは、硬着陸のショックで破損していた。複数のフリーの修復ソフトで修復を試みたが、データを修復することはできなかった。

### 3.6.3 回収機構の作動命令

回収したデータから、大パラシュートの回収機構の作動命令が正常に送られていたことが確認できた。小パラシュートの回収機構の作動命令は、データが破損したため追跡することができなかった。

## 4. 総括

Project Manager 宇野 健太郎

今回の実験で得られた結果は、プロジェクト目的・目標と比較すると成功とは言えない。  
前年度の反省を生かし、かなり早い時期から能代プロジェクトを見据えた試験機の打上実験を数多く重ねてきたが、やはりパラシュート開傘機構は本当に難しいということを痛感した。打ち上げが成功した試験機は4機であり、そのうちパラシュートが開傘した機数は2である。つまり実質的には成功率は50パーセントであった。しかしこの機構および電装システム自体は冗長性や重量の面でも機能性は高いと考えている。今後は基本的なコンセプトは変更せずにこの機構の成功率を向上させる取り組みを後代に伝えていくつもりである。

また、GSE については例年我々の団体の鬼門となっており、非常に苦心している HyperTEK の GSE に毎年改良を加えて作成している形であるが、インチ型とミリ型が混合していたり、部品が老朽化していたりと一度、ゼロから配管設備一式を見直して一新する手続きが必要かと思われる。

今年度は結果こそ残念だったものの、そこに向かう手続きは決して間違いでは無かった。上記の各活動班の反省を詳細に後輩へと伝え、来年こそは必ず陸打ちでの完全回収を成し遂げる。

以上をもって、報告とする。