

第 11 回能代宇宙イベント報告書

立命館大学 Ritsmeikan Space Association (RiSA)

Project Manager 大倉駿也

1 実験目的

前回の加太宇宙イベントにおける試験から今回は以下のような目的をたてた。

- ・電装品からのデータ回収・解析
- ・ハイブリッドロケットに向けた分離機構の試験
- ・CanSat 第 1 号の試験

2 実験概要

Aerotech 製 G 型エンジン G79-4W、G75-4M を用いたモデルロケット 3 機の打ち上げ実験を行う。高度 300m 以上飛ばせるように、また再利用できるように機体を制作する。

3 実験結果

3. 1 結果概要

打上実験は 2015 年 8 月 16 日(日)の 15:30～に行った。分離機構を積み込んだ機体 “RNM-02”、電装品を積み込んだ機体 “RNM-03”、CanSat を積み込んだ機体 “RNM-04” である。ランチクリア後の挙動は 3 機とも不安定であった。

“RNM-02” は最高到達点に到達した約 2 秒後に機械的動作による機体の分離が確認された。しかし、パラシュート本体が分離されたペイロード部奥に詰り、パラシュートの展開に失敗した。従って機体はそのまま森に落下したが、幸いにも木に引っかかることで大破することなく回収することができた。

“RNM-03” は上部のランチラグがレールから離脱した時点で機体上部が風下方向を向き、ランチクリア後は斜め上に上昇した。燃焼終了後はほぼ真横に飛んだ。機体のパラシュートは無事展開し、回収もできたが、真横に飛んでいったので非常に危ない実験となってしまう

た。また、電装品については直前のアクシデントにより加速度センサ、ジャイロセンサが反応せず、GPS しか載せることが出来なかった。後日、GPS からは無事データを回収することができた。

“RNM-04” は最高到達点通過後、CanSat を見事放出し、両機のパラシュートの展開に成功したが、落下予想範囲を誤ったため CanSat は回収できなかった。また、CanSat に積み込む予定であった電装品（加速度センサ・GPS）は、直前の点検の際に解析データをメモリに書き込むことができないことが判明したため断念することとなった。機体自体は回収することができた。

3. 2 機体

ここでは打ち上げたモデルロケット 3 機の機体の構造について説明する。

3. 2. 1 機体諸元

3. 2. 1. 1 RNM-02（きのこの里）

回転を抑制するために慣性モーメントが大きくなるよう、なるべく重心から離れたところに各パーツを配置した。ショックコードは機体の内側に固定したに結び付けアイナットにくくり付けた。また、固定したときに外側に出るボルトの部分はランチラグとして活用した。パラシュートが放出薬で焦げたり吸着したりするのを防ぐためワディングを詰めた。ワディングは機体分離後に飛び散らないようショックコードに固定した。放出薬噴出時に機体上部を面で押すためにカプラー下部に、ショックコードが通るだけの穴をあけた蓋を設置した。Can Sat はノーズに固定し、機体分離後、機体上部が下を向いたときにパラシュートで減速された機体から自重で分離するように、ノーズと CanSat は機体にはめ込むように設計した。この際、ノーズと CanSat には機体の重量を少しでも抑えるため、接着剤を使わないようにした。

表 3.2.1.1 に機体データ、図 3.2.1.1 に全体イメージを示す。

表 3.2.1.1 RNM-02 機体データ

RNM-02						
		Open Rocket	計算表(重心管理)	計測値	誤差(計測値-O.R.)	誤差[%]
エンジン有	全長[mm]	890				
	質量[g]	1389	1389.76	1431.59	42.59	2.98
	重心[mm]	516	525	517.05	1.05	0.20
	圧力中心[mm]	635	635	635		
	安定性	1.58	1.46	1.56		
	慣性モーメント[kg・m ²]	0.14	0.093			
エンジン無	質量[g]	1265	1265.76	1307.59	42.59	3.26
	重心[mm]	486	489.99	482.4	-3.60	-0.75

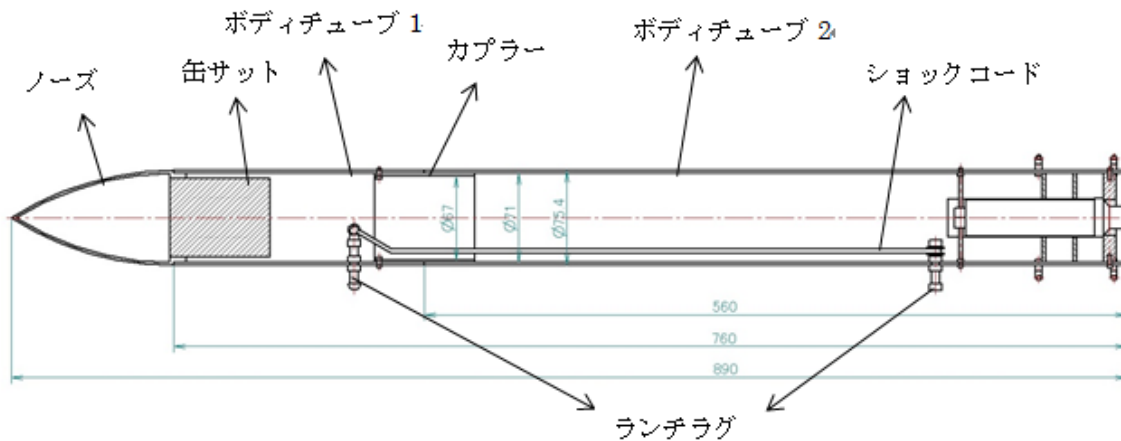


図 3.2.1.1 RNM-02 の全体イメージ

3. 2. 1. 2 RNM-03 (ちくはぶ)

基本的な設計は RNM-02 (きのこの里) と同じである。ただし、ノーズ、電装はボディチューブに固定されている。

表 3.2.1.2 に機体データ、図 3.2.1.2 に全体イメージを示す。

表 3.2.1.2 RNM-03 機体データ

RNM-03						
		Open Rocket	計算表(重心管理)	計測値	誤差(計測値-O.R.)	誤差[%]
エンジン有	全長[mm]	890				
	質量[g]	1370	1363	1410.43	40.43	2.87
	重心[mm]	518	531	521.62	3.62	0.69
	圧力中心[mm]	630	630	630		
	安定性	1.49	1.31	1.44		
	慣性モーメント[kg・m ²]					
エンジン無	質量[g]	1246	1239	1286.43	40.43	3.14
	重心[mm]	488		486.84	-1.16	-0.24

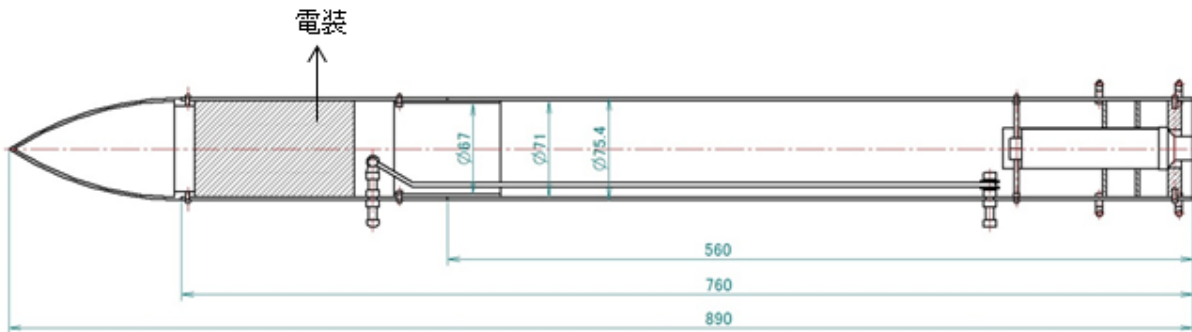


図 3.2.1.2 RNM-03 の全体イメージ

3. 2. 1. 3 RNM-04 (Vesper)

ハイブリッドロケットに必要な分離機構を搭載した機体である。機体を分離させるために放出薬ではなく分離機構を用いるため、放出薬の圧力と熱を機体外に逃がすためにボディチューブの側面に穴を開け、ボディチューブ内には熱に強いケント紙を2重にして円錐ガイドを設置した。分離機構をボディチューブに固定するためにアルミ製のカプラーを用いた。

表 3.2.1.3 に機体データ※1、図 3.2.1.3 に全体イメージを示す。

※1：8月7日時点でのデータであり、多少変更点あり

表 3.2.1.3 RNM-04 機体データ

RNM-04						
		Open Rocket	計算表(重心管理)	計測値	誤差(計測値-O.R.)	誤差[%]
エンジン有	全長[mm]	831				
	質量[g]	1560		1596.64	36.64	2.29
	重心[mm]	506		508.09	2.09	0.41
	圧力中心[mm]	613	613	613		
	安定性	1.42		1.39		
	慣性モーメント[kg・m ²]					
エンジン無	質量[g]	1429		1465.64	36.64	2.50
	重心[mm]	482		474.63	-7.37	-1.55

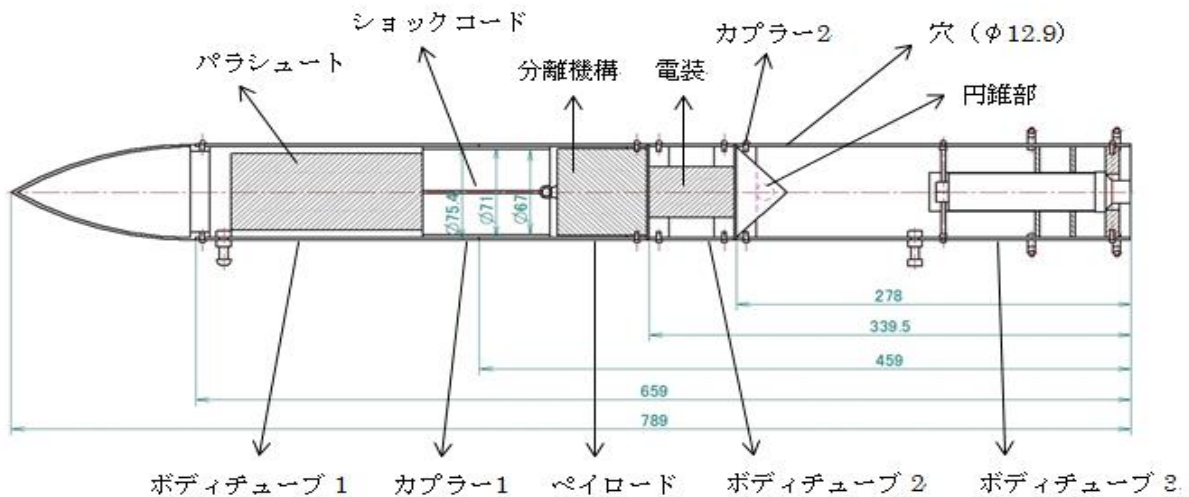


図 3.2.1.3 RNM-04 の全体イメージ

3. 2. 2 打ち上げ結果と考察

打ち上げ結果については 3.1 結果概要の方を読んでいただきたい。

機体に関する考察について述べていこうと思う。まず、全ての機体において不安定な飛翔が目立った。この原因は安定比が大きすぎたことが考えられる。つまり、空力中心の位置に対して重心がノーズ側に寄り過ぎていたので風に煽られ空力制御が正常に効かなかったために飛翔が不安定になった。安定比が大きくなった原因は設計手順にある。今プロジェクトにおいて、フィン以外の部分を設計したのち安定比が 1.25 に近くなるようにフィンを設計した。実際に製作すると、設計時の想定より機体上部が重くなっており、機体下部が軽くなっていたので重心が上部に移った。このようにして安定比は大きくなったが、こ

の時点で 1.5 を超えていなかったのも再設計をすることはしなかった。製作する機体が大きくなるにつれ想定の高さと製作したときの高さの誤差は大きくなる。このようなことを防ぐには、フィン以外の部分をすべて製作し重心を測ってからフィンの設計を行うことである。また、安定比は 1.0~1.2 を目安として設計する必要がある。

次に、当初の設計では機体重量を 1000~1200[g] と想定していた。これは前回の加太のプロジェクトでの機体 RKM-00、RKM-01 の重量が 800[g] 程度で、それに比べて機体長が 100[mm] 程度長く、エンジンマウントにより強度の高い材料を用い、フィン固定具に L 字金具を用いることを考えると重量が 200~400[g] 程度増えると想定したからだ。しかし、実際には使用した塩ビ管が想定より 100[g] 近く重く、ノーズも 20[g] 程度重かった。さらに他のパーツについても想定より重いものも多く、最終的に重量が 1300~1500[g] となった。実際に使う材料の高さをよく調べてなるべく正確に重量を想定する必要がある。

今プロジェクトの目的の一つであった分離機構の搭載には金属の使用が不可避で、ハイブリッドロケットのボディチューブも塩ビ管が使用されることが多いので金属・塩ビ管を使用した。しかし、モデルロケットは本来金属を用いてはならず、ボディチューブには紙が使われている。フィンもアクリルを使用したが高下時に割れる危険性があるため、ベニヤなどを使用すべきであり、今回は製作時間の都合上そのままアクリルを使用したが高散防止のテープをフィンの表面に貼り付けた。金属はロケット高下時に人に当たるとケガの危険があり、塩ビ管は機体が高くなる原因である。今後は大型モデルロケットであっても金属や塩ビ管を用いるのはなるべく避けるべきだと反省したい。

目標高さは 300[m] であったが、実際の高さは O.R. のシミュレーションからして 200[m] 程度であったと思われる。そもそも目標高さは想定される機体重量での最高高下であり特に意味のないものであった。本来はペイロードの目的に合わせて高下を設定するべきであった。

機体を再利用できるかどうかについてだが、特に RNM-02 と RNM-03 は目立った外傷もなく回収することができた。RNM-02 はノーズを CanSat と共に回収できなかったが、機体にボルトの穴をあければ、他の機体のノーズが取り付けられる。荷重試験などでその都度確かめる必要もあるが、再利用できる可能性は大いにあると思われる。RNM-04 については、パラシュートが開かなかったということもあり、図 3.2.2.1 のように少し傷がついている部分が確認できた。また、図 3.2.2.2 のようにエンジンマウント部が溶けて変形していた。よって安全に再度打ち上げすることは厳しいと思われる。



図 3.2.2.1 機体の傷



図 3.2.2.2 エンジン周りの様子

3. 3 分離機構

G 型エンジンを使用したモデルロケット 3 機の中で 1 機に放出薬を使用せず機械的動作により機体を分離し、パラシュートを展開するための機構を搭載した。

3. 3. 1 仕様

図 3.3.1.1 に示すように分離形式としては機体軸方向と水平に分離する縦分離方式を選択した。

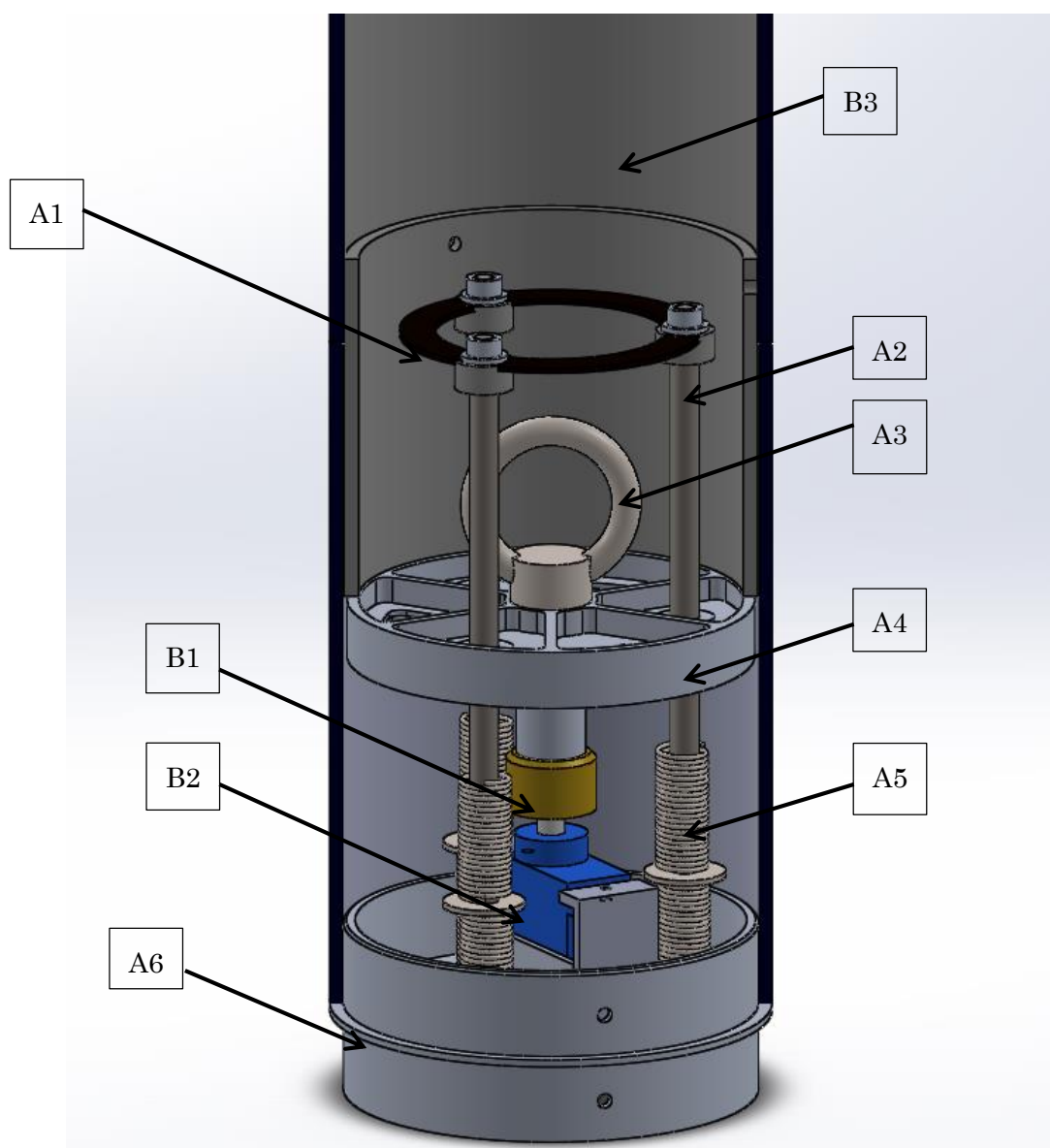


图 3.3.1.1 分离机构概略图

表 3.3.1.1 部品一覧

	部品名称	材質
A1	パラシュートガード	SBR
A2	分離プレートガイド	SS400
A3	M6 アイボルト	SUS630
A4	分離プレート	A2017
A5	ばね	ステンレス
A6	カプラー	A2017
B1	ロック機構	BS
B2	サーボモータ	
B3	ペイロード部	VU65

この分離機構の目的を以下に示す。

表 3.3.1.2 目的とその対策

目的	対策
確実なロック機構の動作	シンプルな構造, 動作
小さい機体径に対応	小型化
軽量な機構	A2017 の採用, 不要な構造の除去
拡張性のある機構	主な接続部にねじを設け, パーツ交換や接続を容易にする
将来のハイブリットロケットに使用できる機構の実証	オープニングショックに耐えきる強度(安全率 15)と射出可能質量 600g 以上の能力を有する設計

3. 3. 2 動作説明

分離機構はサーボモータの回転によりロック機構のロックが解除され分離が行われる。今回は機体スペースと重量制限の関係上多段分離は見送り、一段分離とした。分離のための動作指令は機構下部に設置した電装部の加速度計と冗長系としてタイマーにより送られる。

まず加速度計により機体姿勢が地面に対して水平より傾いたことを探知すると最初の動作指令が送られる。それが動作しなかったことに備えタイマーによりあらかじめ設定された秒数後二回目の動作指令が送られる。

ロック機構の作動は以下の通りである。

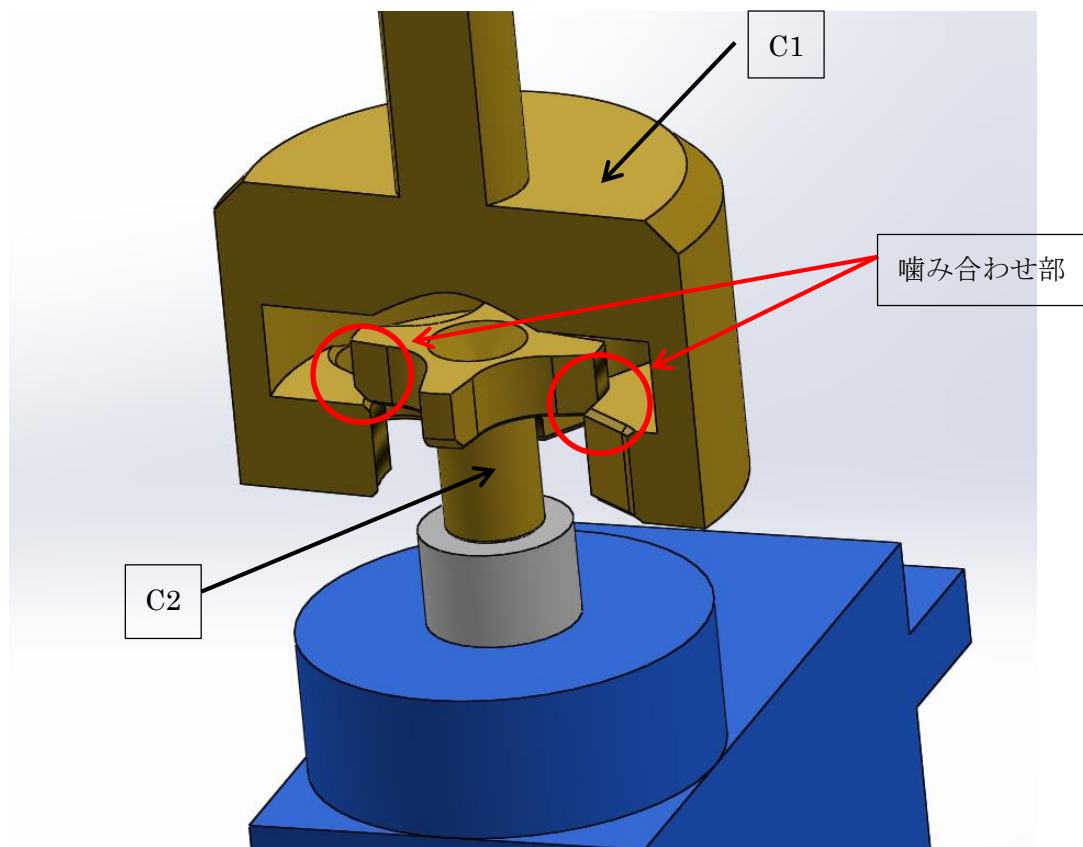


図 3.3.2.1 ロック機構ロック時

図 3.3.2.1 と表 3.3.1.1 に示すようにロック機構は金属同士の摩擦係数を鑑みて黄銅製とした。上の図に示す通り、ロック機構は分離プレートに接続されたパーツとサーボモータに直接接続されたパーツの二つからなる。便宜上前者を C1、後者を C2 とする。

はじめの状態では C1 と C2 が計 4 か所で噛み合っておりロックされた状態にある。電装部より動作指令が送られてくると、C2 が時計回りに 45° 回転する。これはサーボモータと C2 が正ねじにより接続されており回転時においてねじが緩むことを防ぐためである。また、ねじロック剤 (LOCTITE ねじロック 222 低強度タイプ) を塗布した後ダクトテープで固定し緩み防止としたが樹脂(サーボモータ)と金属(C2)という組み合わせから固着が弱く有効ではなかった。

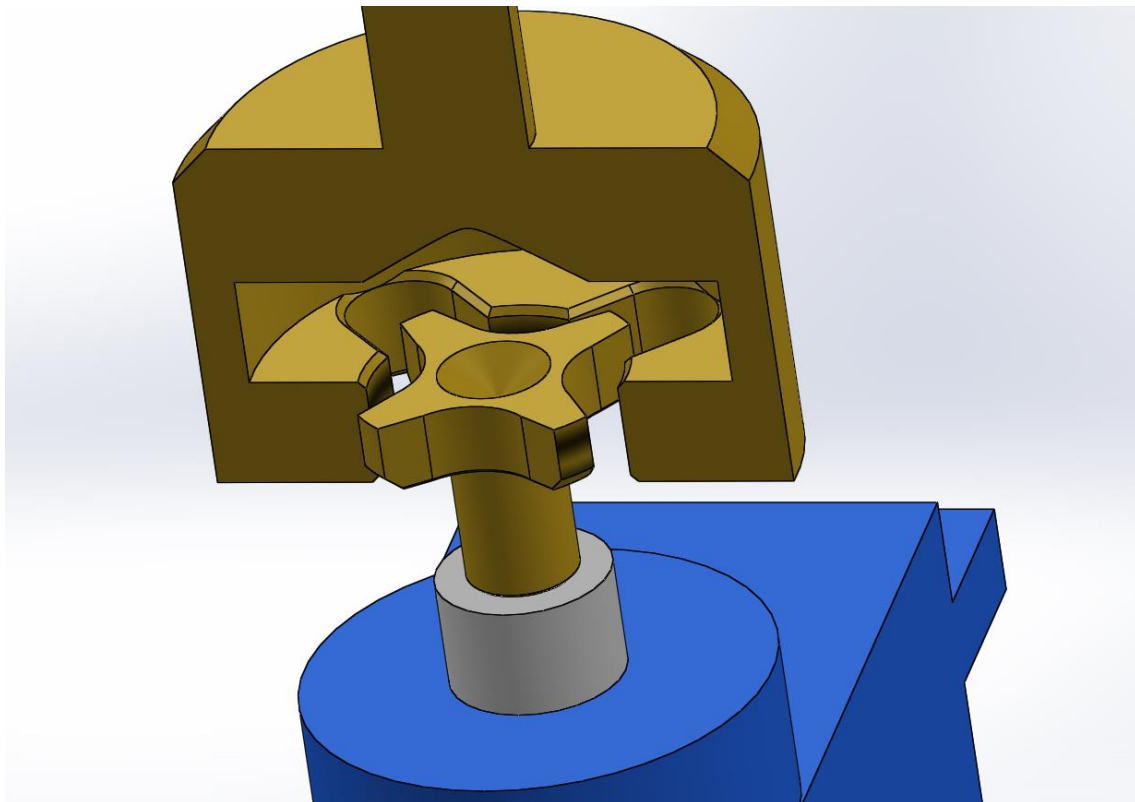


図 3.3.2.2 ロック機構解除時

図 3.3.2.2 にサーボモータが 45° 回転しロックが解除されたときの図を示す。回転後にバリや爪の一部が C1 と接触し分離が阻害されることを防ぐ目的で C2 の爪部にはテーパがかかっている。これら動作は計 20 回行った試験全てで分離動作が確認され、有効性は示された。

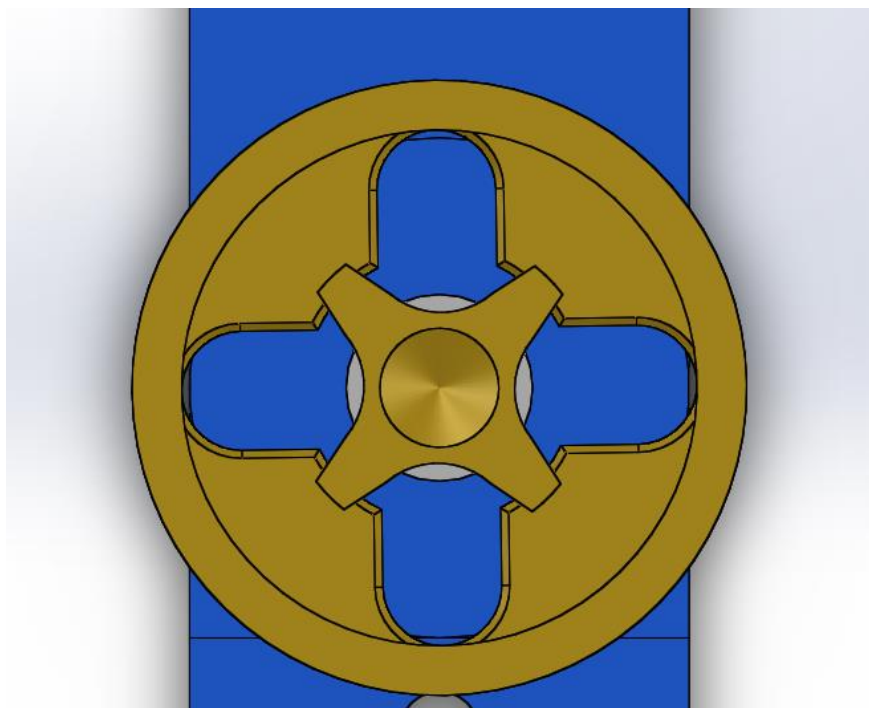


図 3.3.2.3 ロック時上面

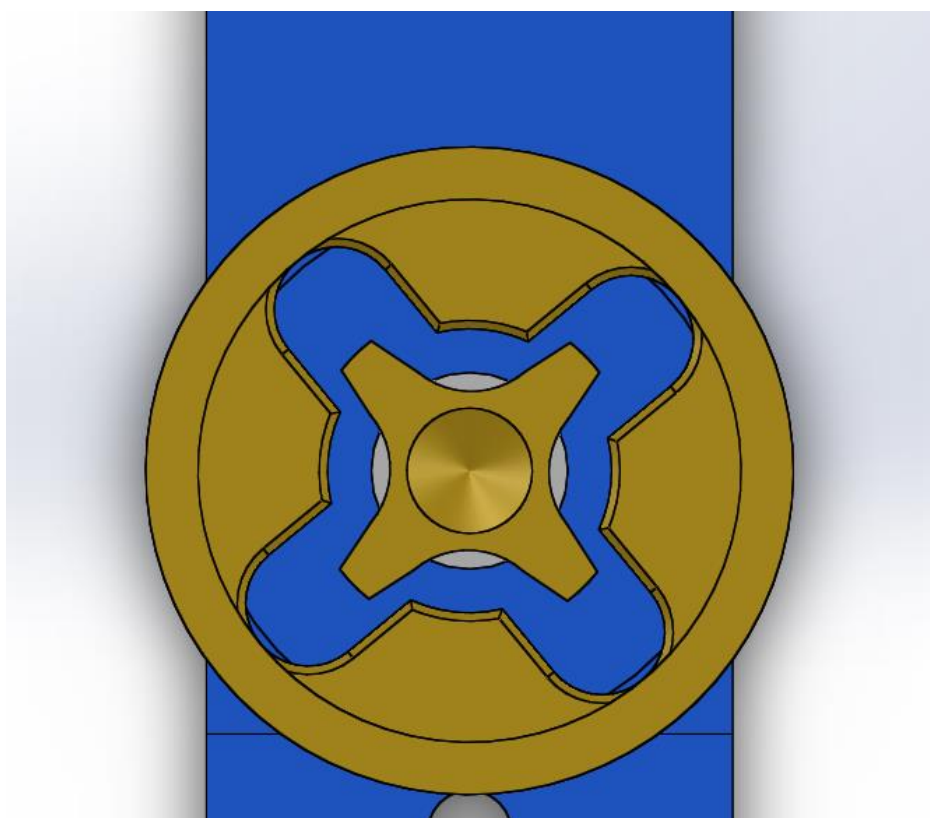


図 3.3.2.4 ロック解除時

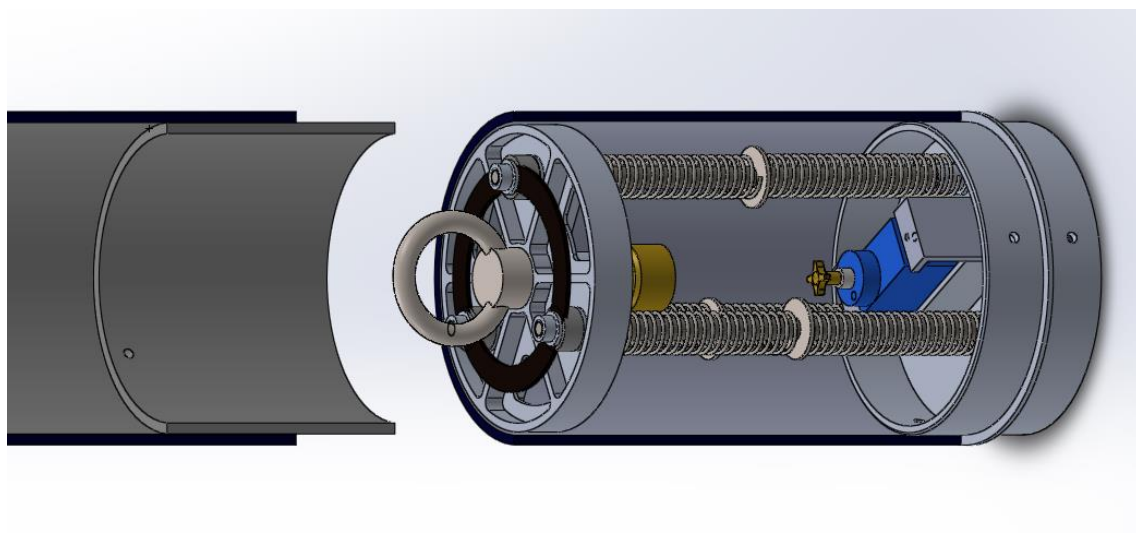


図 3.3.2.5 分離時概略図

ロック解除後、ばねの力によって分離プレートが上へ移動し、B3 を機体より放出する。それによりペイロード部に収められたパラシュートが展開されるものであった。

ロック機構の小型化によって重さがサーボモータ含め 21.3g で機構全体の重量が 263 g と比較的軽量に収まったのは評価できる点である。

3. 3. 3 打ち上げ結果と考察

打ち上げた結果を表 3.3.3.1 に示す。

表 3.3.3.1 ミッション名とその成否

ミッション	成否
ロック状態を保つ	成功
分離	成功
パラシュート展開	失敗

機体が頂点地点に到達した約 2 秒後に機体の分離が確認された。これは飛行時間を考えるとタイマーによる動作であると確認された。また、加速度計では一定の加速度以上の値を探知すると加速度による分離動作指令はしないようプログラムされていたことが原因であると考えられる。今回は加速度計の計測データを記録していなかったため加速度による指令が送られなかった正確な原因を突き止めることができなかった。

図 3.3.3.1、図 3.3.3.2、図 3.3.3.3 にそれぞれ分離動作前、分離の瞬間、分離後の図を示す。

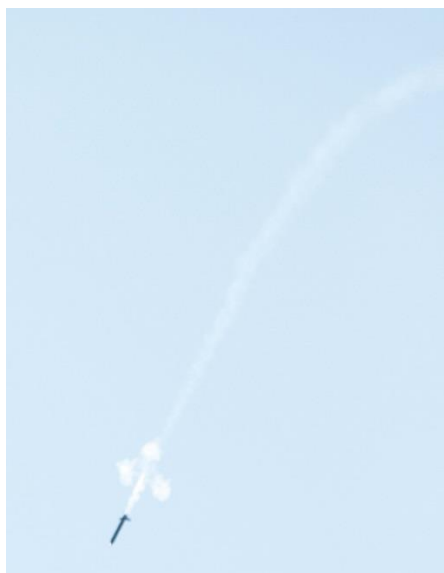


図 3.3.3.1 分離直前

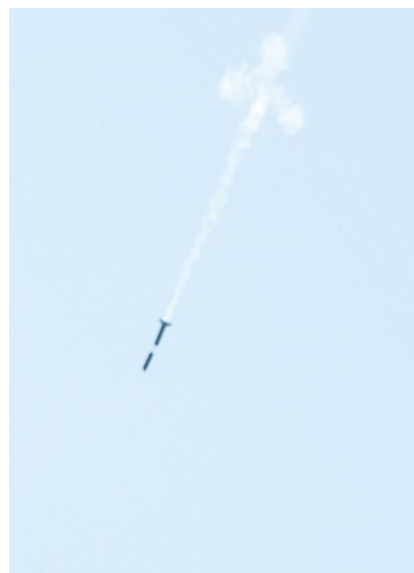


図 3.3.3.2 分離の瞬間



図 3.3.3.3 分離後

打ち上げ直前の最終調整段階においてサーボモータが突然動かなくなるトラブルが発生し、急遽予備のものと交換した。持ち帰ったモータは通電は確認されておりこの原因ははっきりと判明していない。また予備パーツの重要性が再確認されることとなった。

図 3.3.3.3 よりショックコードが機体から出でいるため、当初懸念された分離プレートと衝撃吸収材にパラシュートが挟まり展開されないということは生じなかったことが分かる。しかし、パラシュート本体が分離されたペイロード部奥に詰り展開に失敗した。これは機体径に対して折りたたまれたパラシュートの大きさが大きすぎたこと、機体内壁とパラシュート間の摩擦力が大きかったこと、ショックコードとシュラウドラインの結び目が適切な位置に固定されていなかったことが原因である。

これらの解決法として、機体とパラシュートの接触部の潤滑を滑らかにしかつパラシュート折りたたみ時の小型化が解決案として挙げられた。そのためパラシュート、ショックコード等の素材の再検討が必要である。

またロック機構上下パーツがともに正ねじであったことから緩む向きが同一方向であり、細かな微調整を要し、現地での整備性に非常に難があった。固定に関してはキー溝等回転を伴わない固定法と採用することが望ましい。

また、今後機体の大型化に伴いパラシュートの大型化も避けられないことから分離対象質量が増加するため、ばねの力も強力となり勢い強度のあるロック機構が必要であることは明白である。そのため、更なる機構形状の最適化と材質選定が必要である。

3. 4 CanSat

3. 4. 1 はじめに

CanSat は我々にとって今回が初めての試みである。過去のデータがない以上、一から勉強して製作していかなければならなかった。また、今回の CanSat のプロジェクトはこの能代大会に向けて動き出してしばらくしてから提案、そして始動だったため、時間は大いに限られていた。今後、我々が CanSat の製作を続けるか分からないが、将来的に CanSat をしたい人が現れた時にこれが役立つと幸いである。

3. 4. 2 目標

- ・ 確実な回収
 - ・ 正確なデータの収集・解析
- ⇒落下してくる間の加速度と GPS のデータ収集

3. 4. 2 搭載計器

- ・ 加速度(LIS3DH)
- ・ GPS (GMS-CE6)
- ・ SD カード
- ・ Arduino Micro

3. 4. 3 固定・放出方法

CanSat 内部の電装の固定方法は

- ・ 圧着端子とねじを使用する
- ・ 基盤のスペンサーに固定した圧着端子を缶に固定したねじに圧着する



図 3.4.3.1 CanSat と電装の固定した時の写真

放出方法は、ロケットの分離後、缶サットの自重を利用してロケット前部から缶サットを放出といったものである。CanSat は図 3.4.3.2 のように機体のノーズ部と一体している状態となっている。詳しい機体の全体図は “3.2.2.1 RNM-02” をご覧になって欲しい。機体が最高到達点に達し、姿勢が横向きになった際に機体から CanSat の付いたノーズが落下し機体とは別にパラシュートが展開する仕組みとなっている。

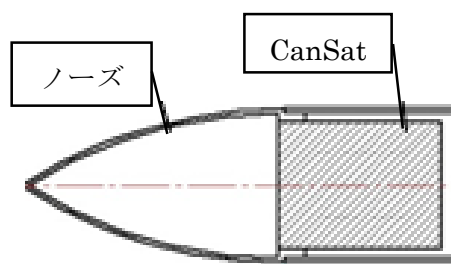


図 3.4.3.2 CanSat



図 3.4.3.3 CanSat

この時、缶サットとロケット内部との摩擦を減らし、滑りやすくするため、潤滑油を塗布した。

3. 4. 4 打ち上げ結果・考察

機体の打ち上げは成功し、機体からの分離も成功、機体と CanSat のパラシュートの展開も成功した。しかし、CanSat の落下範囲の予測と機体の射角を見誤ってしまい CanSat をロストしてしまった。また、打ち上げ前日・直前に CanSat の電装部にアクシデントが発生し機能せずただのおもりを打ち上げるという結果となってしまった。よって、データを得る

ことも叶わなかった。

念のため、アクシデントの内容を以下に記載しておこうと思う。

・8月7日～8月13日

この期間にSDカードでの読み込みを確立する予定であったが、arduinoのスケッチのバージョンにより、スケッチをコンパイルした際に結果が変わるという想定外の事態に困惑。原因が掴めず。

・8月15日

何とかスケッチが完成し、arduino proでの起動を確認出来ていたが、arduino microでは起動できないという問題が発覚。当日中には改善出来ず、翌日の打ち上げ直前に改善を試みることに決定。

・8月16日（打ち上げ日）

打ち上げは昼以降であった為、前夜の問題を解決しようと試みる。スケッチの変更のみでは改善出来ないと判断し、思案の末、はんだ付けを再実行、配線を変更。（この際、予備を持参していなかったために、arduinoに直接はんだ付けをせざるを得ない状況であった）これにより、シリアルボードに反応が見られた。しかし、ここでスケッチのミスにより、SDカードの反応はあるが、正常に、記録した数値を書き込めていない事が判明。打ち上げ直前まで改善を試みるが、間に合わなかった。

ここからは考察というより反省に近いものであるが、今回、夏季休暇までの計画が曖昧になってしまい、全体的に行動が遅れてしまった。また、他班への報告もあまり出来ておらず、伝えるべき内容を伝えきれていなかった。その為、大会直前になり、多くの問題が発生、改善・対処が追い付かないという結果になってしまった。次回からは計画をしっかり立て、また、報告相談を怠らず、問題が発生しても対処できるだけの十分な時間を残せるようにすべきである。また、現地には予備の部品を持参すべきだと感じた。

3. 5 搭載計器

3. 5. 1 目的

2015年3月27日～29日に行われた加太打ち上げ実験にて電装品を積んでいた“RKM-00”のパラシュートが展開せず、自由落下後大破したため十分な量のデータを手に入れることができなかった。以上より、前回の反省を踏まえて以下のような目的を立てた。

- ・しっかりとした電装の固定をする
- ・より多くのデータを回収し、解析する
- ・電装の小型化

3. 5. 2 目標

今回作成した電装品に対して 3 段階の目標をたてた。ミニмумサクセスとは最低限この状態までにするという目標。フルサクセスは今実験における目標。アドバンスサクセスは時間と余力があれば挑みたい目標。この 3 点について以下に記載する。

ミニмумサクセス：無事にロケットの飛翔データを計測すること。

フルサクセス：リアルタイムでの計測、SD カードでの保存ができ解析できる状態であること。

アドバンスサクセス：Processing によるリアルタイムでのグラフ化を可能にする。また次のイベントでも使用できるように無事に戻ってくること。

3. 5. 3 仕様

実際に組み立てた IMU（慣性計測装置）については以下のようにになっている。

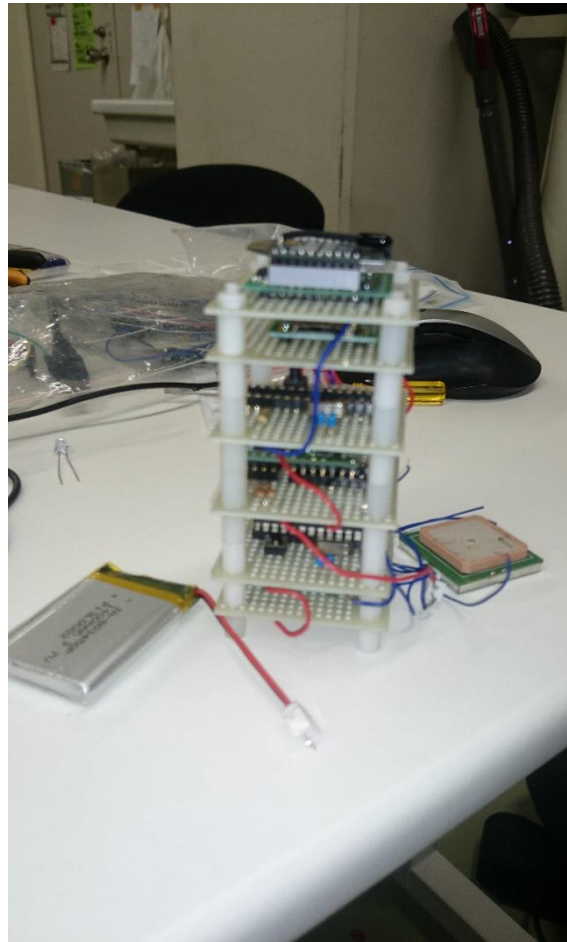


図 3.5.3.1 IMU（慣性計測装置）の全体像

表 3.5.3.1 諸元表

寸法 [mm]	46 × 46 × 115
質量 [g]	151(固定具を含む)
バッテリー	LiPo 電池 3.7V 1400mAh
マイコン	ATMEGA328P (Arduino)
無線機器	Xbee PRO
計測器	加速度(LIS3DH)、ジャイロ(L3GD20)、GPS(GMS6-CR6)

3. 5. 4 解析結果

まず、直前のアクシデントにより加速度センサ (LIS3DH)、ジャイロセンサ (L3GD20) が反応せず、GPS (GMS6-CR6) しか機体に載せることが出来なかった。結果的に、無事に機体を回収することができ、GPS のデータのみ得ることが出来た。ここではその GPS のデータを解析した結果を載せようと思う。ちなみに GPS は緯度・経度によるロケットの位置データと高度を計測するものである。

GPS でとれたデータが以下のものである。

8	110	40.138153	139.986160	303	08/16/2015	07:08:42.00	304	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16827	13530	1
8	110	40.138153	139.986160	434	08/16/2015	07:08:42.00	435	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16827	13530	1
8	110	40.138153	139.986160	618	08/16/2015	07:08:42.00	624	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16828	13531	1
8	110	40.138153	139.986160	4	08/16/2015	07:08:43.00	6	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16829	13532	1
8	110	40.138153	139.986160	140	08/16/2015	07:08:43.00	141	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16829	13532	1
8	110	40.138153	139.986160	271	08/16/2015	07:08:43.00	272	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16829	13532	1
8	110	40.138153	139.986160	403	08/16/2015	07:08:43.00	404	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16829	13532	1
8	110	40.138153	139.986160	548	08/16/2015	07:08:43.00	554	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16830	13532	1
8	110	40.138153	139.986160	147	08/16/2015	07:08:44.00	781	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16831	13533	1
8	110	40.138153	139.986160	385	08/16/2015	07:08:44.00	1019	42.20	125.05	0.00	9118	336.23	16833	13534	1
8	110	40.138153	139.986160	0	08/16/2015	07:08:45.00	178	41.10	125.05	0.00	9118	336.23	16834	13535	1
8	110	40.138031	139.986343	20	08/16/2015	07:08:45.00	21	41.10	125.05	0.24	9118	336.23	16835	13536	1
8	110	40.138031	139.986343	154	08/16/2015	07:08:45.00	157	41.10	125.05	0.24	9118	336.23	16835	13536	1
8	110	40.138031	139.986343	287	08/16/2015	07:08:45.00	288	41.10	125.05	0.24	9118	336.23	16835	13536	1
8	110	40.138031	139.986343	418	08/16/2015	07:08:45.00	419	41.10	125.05	0.24	9118	336.23	16835	13536	1
8	110	40.138031	139.986343	598	08/16/2015	07:08:45.00	604	41.10	125.05	0.24	9118	336.23	16836	13537	1
8	110	40.138023	139.986358	8	08/16/2015	07:08:46.00	10	40.60	125.05	0.28	9118	336.23	16837	13538	1
8	110	40.138023	139.986358	139	08/16/2015	07:08:46.00	141	40.60	125.05	0.28	9118	336.23	16837	13538	1
8	110	40.138023	139.986358	269	08/16/2015	07:08:46.00	271	40.60	125.05	0.28	9118	336.23	16837	13538	1
8	110	40.138023	139.986358	400	08/16/2015	07:08:46.00	402	40.60	125.05	0.28	9118	336.23	16837	13538	1

このデータをもとにグラフを作成した結果、以下のようになった。

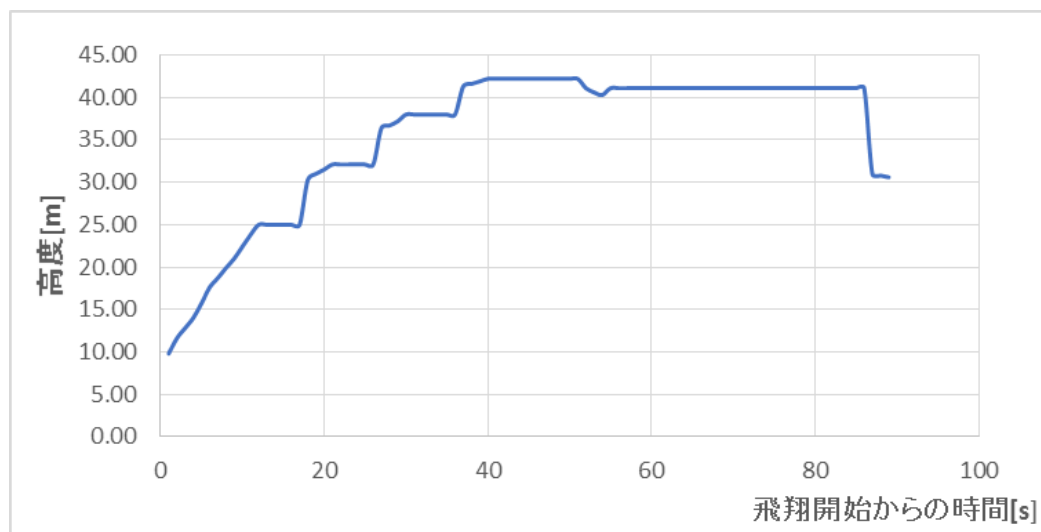


図 3.5.4.1 ロケットの高度履歴

図 3.5.4.1 より、この電装品を詰んだ機体（RNM-03）の最高到達点は 42.2m で、実際に飛んだ高度としては 33[m] という結果になってしまった。GPS による高度履歴であるので実際はもう少し飛んでいたと考えられる。また実際の航空写真上にこの機体の軌跡データをプロットし、線を引くと以下の図 3.5.4.2 のようになった。



図 3.5.4.2 ロケットの軌跡

ロケットは本部の方へ水平に飛び、実際に落下した地点と図を比べてみるとほとんど誤差はないので正確な軌跡データを得ることが出来たと思われる。

3. 6 ランチャー

今回使ったランチャーは我々が創立した際に製作したランチャーを改良したものである。

3. 6. 1 寸法と形状

ランチャーの主な寸法と形状は図 3.6.1.1 を見ていただきたい。

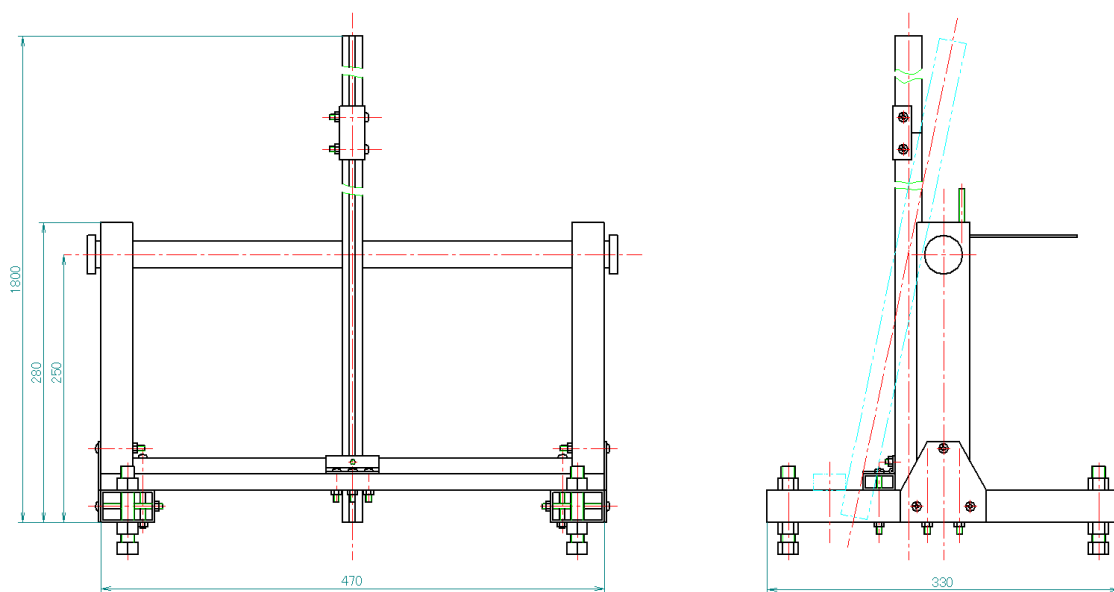


図 3.6.1.1 ランチャー

3. 6. 2 考察

今回の運用を通して、2つの反省点が挙げられる。

1つ目に、G型・F型など大型モデルロケットに対してランチャーの剛性が不足していた点である。ランチャーの自重のみで運用していたため、基部の安定が確保されていなかった。製作時間が限られていたのでレールコネクタの寸法公差を大きく取って設計したが、マスキングテープを用いて調節しなければならなかった。レールの接触面がずれる方向によっては打ち上げに大きく影響し危険であるため、公差の設定とコネクタの形状には設計時間をもっと割くべきであった。断面係数が大きく、細やかな調節を必要としない公差の小さい部品による組み立てがより高い剛性につながる改善である。

2つ目に、レールの仰角を 0° に設定するのが困難であった点である。射場は悪路であるため、水平の調節には時間を要した。通常、仰角の設定には軸のねじ、はりの両端のねじの3か所の調節によって行われるため、誤差が発生しやすい。また、いずれのねじもM5であるため、手の大きな人や凸型の路面では調節が困難であった。仰角の調節はスペーサの厚みを調節することでも行えるため、やむ負えない場合はワッシャを挟むことが応急処置として挙げられる。

能代宇宙イベントのような大規模で行われる合同打ち上げ実験では、他団体との共用など安定して連続打ち上げが可能であることが要求される。本来は小型・中型モデルロケット用に設計・製作したため、大型モデルロケットを運用するには基部の延長など安易な改良を施すよりも、剛性・整備性に優れた専用のランチャーを設計することが望ましい。

4 今後の課題と展望

各班における考察に関しては各章に載せているのでそちらを見ていただきたい。ここでは、能代宇宙イベントを通しての全体的な課題と展望について書こうと思う。

まず、全体的な課題については大きく二つ分けられる。一つ目に、各班間の情報伝達が上手くできていなかったこと。これは、二つ目にあげる課題にも影響してくることだが、他班がその日になにをしているのか把握することが非常に難しかった。結果、進行がストップすることがあった。二つ目に、最初に立てたスケジュール通りに動けず、かつ進行に大幅な遅れが発生したこと。はじめにたてたスケジュール通りに進めなかったのは団体としての経験不足もあったが、遅れが発生する度にしなければならない計画修正が不十分だった。この二点は私たちが今後気をつけていかなければならない今後の課題である。

今回、我々は今後のハイブリッドロケット製作を想定して大型モデルロケット3機を製作し打ち上げた。ハイブリッドロケットはモデルロケットよりも精密であるので、ハイブリッドロケット製作時にはしっかりとした計画・製作が必要になる。だが、モデルロケットの製作はロケットの構造を考える上で非常に良い教材となる。よって、モデルロケット製作で身につけたロケットの知識をハイブリッドロケット製作時に応用していきたい。

我々はまだ始動したての団体である。従って、団体の将来のことを考えると今回のイベントやこれからのイベントで身に付ける技術や経験はしっかり後世へ残していくことが大切なことだと思う。