

第 11 回能代宇宙イベント報告書

平成 27 年 10 月 8 日
神奈川大学高野研究室

1. 実験目的

第 11 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) 高度 4000m 以上打ち上げること。
- 2) 海打ち用に新たに設計・製作した機体の運用実験。
- 3) 分離機構の運用実験。
- 4) ロガーの運用実験。

2. 実験概要

高度 4000m を目指すために昨年度機体をさらに改良した物を研究室として 2 本。高確率で記録を残すために昨年度機体に最小限の変更を加えた機体をロケット部として 1 本の打ち上げを行う。

3. 機体概要



図 1 機体概要図

表 1 機体諸元

	全長[mm]	重量[kg]	直径[mm]	重心[mm]
渡辺丸	2489	8.744	120	1329
野村丸	2491	8.718	120	1332
鈴木丸	2520	9.696	150	1282

3.1. 構造設計

3.1.1. エンジンブロックとジョイント

機体には CFRP 製の胴体をつなぎ合わせるためのジョイントやエンジンが落下しないように固定するエンジンマウント上下と、エンジンの推力を受け止めるエンジンブロック、パラシュートを固定するためのパラシュート固定用リングを設計し作成した。

リング類は CFRP 胴体に固定するため、胴体側、リング側、ジョイント側のベアリング強度（CFRP 胴体のベアリング強度はデータがないが 200MPa と見積もった）とリングに負荷される曲げ応力、ボルトのせん断強度、それぞれについて計算を行った。

最終的に安全余裕 MS が正になる設計を行った。MS は正なら強度的に満足している。

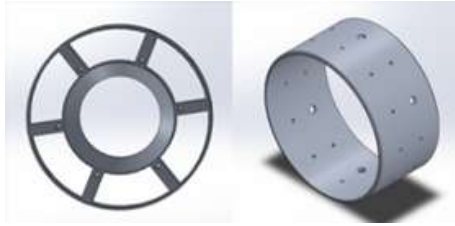


図 2 エンジンブロックとジョイント

3.1.2. ランチラグ

ランチラグとはランチャーに取り付けるためのもので機体がぶれないように固定する役割がある。能代イベントでのランチャーレールの寸法からランチラグの寸法を決定した。図 2 にランチラグ外観を図 3 にレール断面図を示す。ランチャーが 10m のレールと 5m のレールの 2 種類ありそれぞれランチャーレールの断面寸法が違うのでそのためのランチラグに使うネジを作成した。5m 用のランチラグは M5 のネジにつば付き樹脂ワッシャと樹脂ワッシャをつけている。10m 用のランチラグは M8 のネジを旋盤で加工し、M5 のダイスでネジを切っている。

位置としてはエンジンブロックとエンジンマウント上に取り付けている。



図 3 ランチラグ（左：5m 用 右：10m 用）

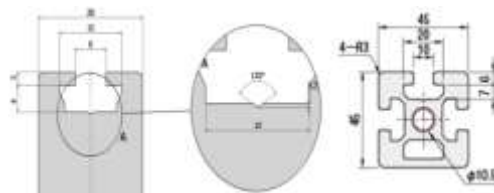


図 4 ランチャー断面寸法（左：5m 右：10m）

3.2. 分離機構

3.2.1. 分離機構の構造



図 5 分離機構全体図

パラシュートを 2 段にすることで、既定の落下分散範囲にロケットが着水するように設計してある。また、シーマーカーや展開式フロートを搭載することによりロケットの発見を容易にしている。

3.2.2. 分離機構の原理

ノーズコーンとボディチューブにポリエチレンテレフタレート棒を取り付け、開放部を閉めておく。ノーズコーン内部にはめねじ、ポリエチレンテレフタレート棒の先端部、末端部にはおねじが切っており、一段目は先端部をノーズコーン、末端部はナットで固定し、二段目は先端部、末端部ともにナットで固定を行う。

打ち上げ後、タイマーによりニクロム線に電流を流す。ニクロム線に電流が流れ温まり、レニーボルトを焼切ることによって押さえつけられていたバネが開放されノーズコーン、ボディチューブが開きパラシュートが開放される。

以下の図は分離機構の解放後の図である。

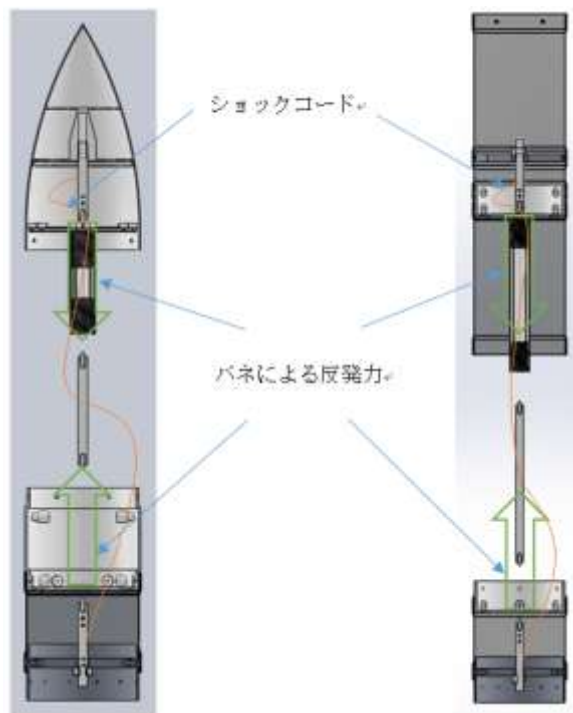


図 6.1 一段目分離後

図 6.2 二段目分離後

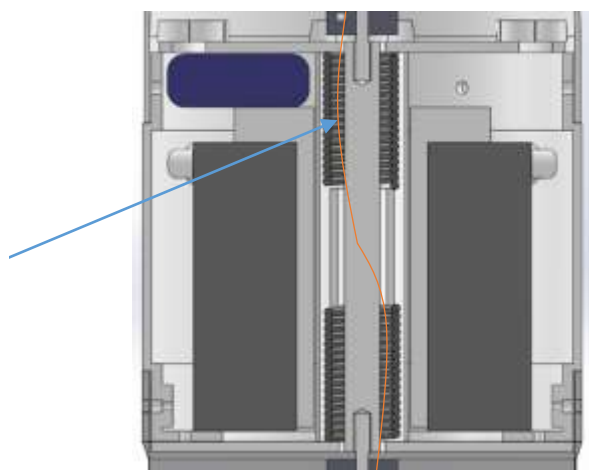


図 6.3 ショックコード連結詳細部

3.2.3. タイマー回路

開傘タイミングの制御にはタイマーを用いる。スイッチを入れるとタイマーで設定

した時間後に電流が流れ、ニクロム線が熱を帯びて分離機構内に取り付けられたロッドを焼き切るものである。タイマーは IC やリレーなどを集めて制作した物ではなく、OMRON 製の H3FA-A というパッケージになっている素子を用いる。この素子は使用周囲温度-10~+55℃、耐久衝撃が 100G となっている極めて信頼性が高く、故障の確率は低いと考えられる。また、冗長構成とした場合、逆に誤動作による確率が上がり、適切なタイミングで開傘せず、打ち上げ直後の誤開傘による急激な進路変更や、高速上昇時の誤開傘によるパラシュートハーネスの破断などのリスクが高まる。

したがって、タイマー素子本体の冗長はせず、タイマーから先の系統、すなわちケーブルとニクロム線の断線またはコネクタ接触不良が故障モードとして起こりえる可能性が高いため、図 7 及び図 8 のように冗長構成としている。

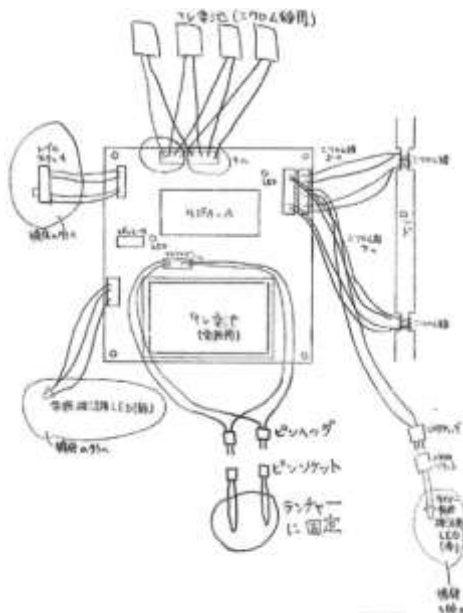


図 7 各ケーブルの接続図

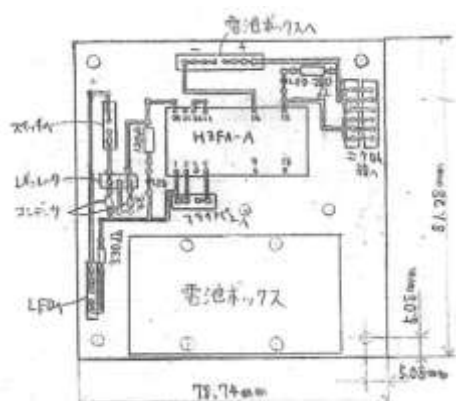


図 8 実体配線図

なお、今回使用するタイマー回路及び分離機構は 2014 年に伊豆大島で 2000m を記録した機体 2 機に使用し、2 機とも開傘が確認された実績がある。

3.3. 電装

3.3.1. 計測機器

開放機構の動作を行う機器およびロケットの運動を計測する機器(ちょっとすごいロガー)を搭載する。ロケットの運動を計測する機器を表 2 に、ロケット回収のための機器を表 3 に示す。

表 2 搭載する計器及び計測対象(ちょっとすごいロガー)

搭載計器	計測対象
u-blox 社製 NEO-6 シリーズ	GPS
Invensense 社製 MPU-6000	3 軸加速度、3 軸角速度
Freescale 社製 MAG3110	地磁気
Measurement specialties 社製 MS5611	気圧

表 3 ロケットの回収のための機器

搭載計器	用途
TWE-Lite-2525A	ビーコン
防犯ブザー	ブザー

3.3.2. 水密性

今回の打ち上げでは去年の実績をもとにロケットの運動を計測する機器(ちょっとすごいロガー)を搭載する。また、今回は海に向かって打つため、防水にする必要がある。柔軟性の高い市販の水密ケースに入れ、ノーズコーン部に固定することにした。その際、ケースに入れる場合と入れない場合で測定結果に大きな差異がないことを確認し、選定した。

3.3.3. ビーコンについて

TWE-Lite-2525A をビーコンとして搭載した。この TWE-Lite-2525A は搭載した物体の加速度をリアルタイムで無線送信する超小型のセンサである。受信はパソコンと接続したアンテナで行い、TWE-Lite-2525A 本体のある方向を向けると、画面に受信した数値が表示されるようになっているため、おおよその位置がわかるようになっている。

3.4. ノーズコーン

材質：ABS樹脂

内径：120[mm]

長さ：220[mm]

板厚：1.524[mm]



図9 ノーズコーン

ノーズコーンの形状は最も気流の乱れが少なく、空気抵抗が小さいとされるタンジェントオgeeブ型を採用した。ノーズコーンの中は軽量化のため、またロケットを海打ちして海に落下した際に浮きとしての機能を持たせるために隔壁を設け中空にした。

3.5. ボディチューブ

材質：CFRP(HSX350C075S)

外径:120.9(8層部)、120.6(5層部)

内径：120

積層構成：(-50/0/50/0/0/50/0/-50)(8層部)

(-55/55/0/55/-55)(5層部)

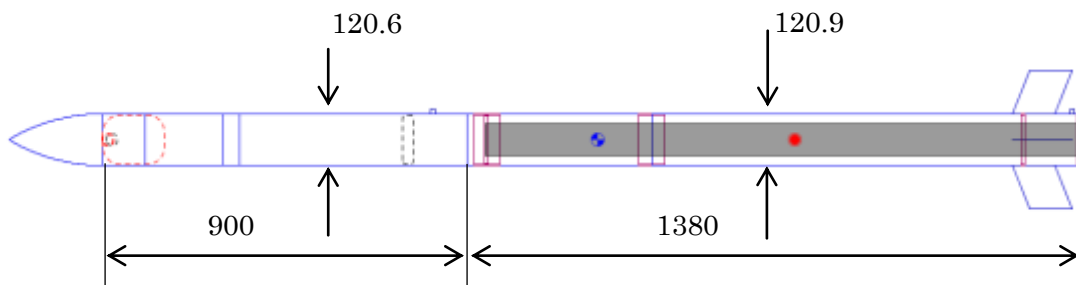


図10 チューブの寸法

長さ：1380mm（8層部）、900mm（5層部）

ロケット胴体を製作するうえで必要な強度計算(機体のせん断力、曲げモーメントの計算)を行い、結果から上部5層(-55° /55° /0° /55° /-55°)下部8層 (-50° /0° /50° /0° /0° /50° /0° /-50°)に決定した。板厚は5層0.28mm、8層0.45mmとなっている。全長2500mmと決定していることから、先端部分を除き上部900mm下部1380mmとし直径は研究室で話し合い120mmと決めた。

ボルト穴部分補強のための帯の取り付けを考慮し製作し、ボディチューブをそれぞれ加工した。上部は分離機構の各パーツに切り出し端面を整え、各パーツ固定するためのボルト穴やスイッチ穴などを開けていった。下部は端面を整え、固定用のボルト穴やカメラのスイッチ穴などを開けた。

3.6. フィン

去年は3Dプリンターで中空ひし形のフィンを使っていたが、今年は軽くし、厚さを薄くして抵抗低減させる為にCFRPで中実ひし形のフィンを作り使用した。

図11に外観の比較を、表4に設計結果の比較を示す。

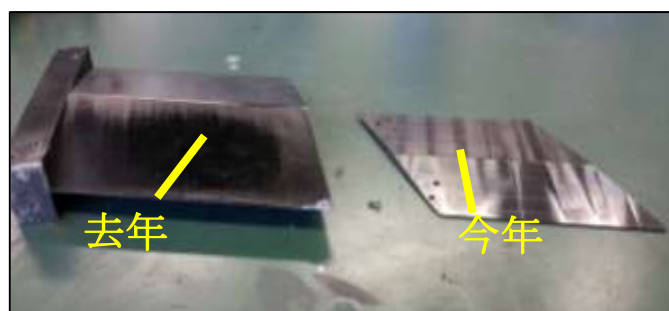


図11 外観の比較

表4 設計結果の比較

	今年	去年
重量	32.4 g	124.9 g
厚さ	4mm	30mm
高度	3182m	2508m
フラッター速度	331m/s	2938m/s
予想最大速度	289m/s	103m/s

強度計算では、フィンの破壊を防ぐためにフラッター速度331m/sが予想最大速度

289m/s より大きくなるよう設計した。このフラッター速度の計算は去年のものを参考にしたが、慣性モーメントは自分で求めたひし形の計算式を使い、断面 2 次極モーメントはひし形の面積に等しい楕円に置き換えて楕円の公式を使い求めた。オープンロケットという飛行解析ソフトとフラッター速度の計算が可能なエクセルシートを使い、高さ・翼弦長・厚さなどを決定した。フィンを焼くための金型を CAD で設計を行った。

課題としてフィンの積層が熱硬化後に型のアルミを常温に戻す際、縮んだことにより離型の際にフィンが力を受けて弾けてしまっていた。



図 12 フィンと金型

CFRP の層は全 48 層で打ち上げの際にフィンにはねじり方向と風と垂直方向の 2 つの力が加わる。ねじり方向の剛性向上には、CFRP を 45° に切り出し積層するのが理想的だが切断に時間がかかること、端材が多く出ることから 45° を 90° に変更して 0° と 90° を交互に積層した。フラッター速度はこの積層を前提に計算した。

フィンスターの設計は去年度の CAD を参考にした。しかし、フィンスターもフラッター速度に関係するのでフィンとの接続部分をひし形にすることで、十分剛性が高くなるように留意した。

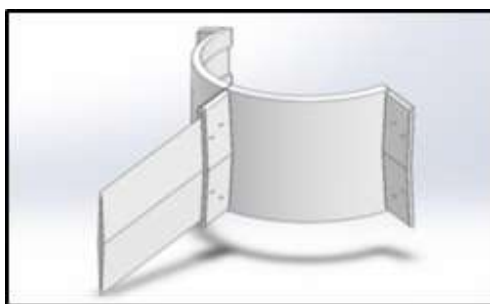


図 13 フィンとフィンスター

4. 実験結果

4.1. 結果概要

神奈川大学では、高野研究室で 2 機、宇宙ロケット部で 1 機の合計 3 機を用意した中で、高野研究室 1 機、宇宙ロケット部 1 機のみ打ち上がった。しかし、どちらもデータを回収することができず、実験は成功とは言えない。

4.2. 構造設計

野村丸を打ち上げ、機体を回収したがリングを発見することができなかったため、破損状態を確認できなかったが、ロケットの動画を見る限り脱落の様子が見られなかったのでおそらく強度的に満足していると思われる。ランチラグはロケット部のロケットでは脱落していなかったのでもちかも満足していると思われる。

4.3. 分離機構

打ち上げ時のロケットを8秒間しか目で追えていないが、その間には分離していなかった。その後機体の回収ができなかったため、分離機構が正常に作動していたかの確認が取れていない。機体直径以外同一の設計でロケット部が1機ロケットを打ち上げていたが、そちらは着水まで分離していなかった。

4.4. 電装

4.4.1. 計測機器について

第11回能代宇宙イベントでは、回収された2機とも機体の破損があり、データロガー搭載部分が丸ごと紛失していたため、正確な記録が不明という不本意な結果となった。

4.4.2. ビーコンについて

野村丸では設定に不備があったため、送受信ができなかった。鈴木丸は設定をし直し、海に落ちるまでは有効であったことが確認されている。渡辺丸は、設定後は正常に動作していたが、回収船に乗せ、距離が離れると止まってしまった。

4.5. ノーズコーン

- ・野村丸：打ち上げ後約8秒間は正常に飛行していることを確認。パラシュートが展開しないまま落下したため機体が破損。ノーズコーンは回収できなかった。
- ・渡辺丸：打ち上げに失敗。
- ・鈴木丸：パラシュートが展開しなかったが、打ち上げてから海面に落下するまでにノーズコーンに異常は見られなかった。回収したところ3Dプリンターの積層に沿うようにして破損していた。



図 14 回収したノーズコーン

4.6. ボディチューブ

打ち上げは海打ちでおこなわれ、1機目は打ち上げに成功した。1機目は飛行後8秒間機体を視認できたがその後雲に隠れ姿が確認できなくなった。

回収された1機目の下半分はひどく損傷していて中心部分を残し上部・下部の先端はなくなっており、機体上部に搭載されたデータロガーが回収できなかったためデータを回収することができなかった。回収した下半分を図15に示す。また、下部には熱で溶けた形跡が確認された。



図 15 飛行後のボディチューブ

4.7. フィン

野村丸を打ち上げ、機体を回収したがフィンとフィンステーは脱落していたため回収不可能だった。しかし、打ち上げ時の動画や落下地点までの飛行経路から判断してフラッター速度に耐え、着水時の衝撃で脱落したと考えるのが妥当である。よって、フィンとフィンステーの設計は成功したと言える。

4.8. 打ち上げシーケンス

シーケンス中の反省事項を下記に述べる。

- 1) 8/20 (野村丸)GSE 展開のリークテスト時に酸素が漏れてしまった
- 2) 8/20 (野村丸)打ち上げ時の予備充填 2 回行ったところ、2 回ともステムと N2O 配管の継ぎ目付近より、漏れが発生した
- 3) 8/21 (ロケット部)リークテスト時に N2O が漏れる
- 4) 8/21 (渡辺丸)N2O 充填時にグレイン内部近傍より N2O の漏れが確認された
- 5) 8/22 (渡辺丸)ステム差し込みに手間取ったため、教員に交代して作業を行ったところ、同時に動作確認を行ってしまったため、ステムから N2O が噴出し、作業中の教員の顔にかかった
- 6) 8/22 (渡辺丸)N2O 充填時にグレイン内部近傍より N2O の漏れが確認された
- 7) 8/22 (渡辺丸)N2O 充填完了するも点火しなかった

4.9. 飛行解析

機体が破損し、データロガーの回収に失敗したため、高度などの正確なデータが得られなかった。その対応として東海大シミュレーションを用いてコリレーション解析を行い、高度の推定を行った。具体的には風向、風速の実測データを解析前提として、機体発見場所のGPS座標に落下するように推力、抗力を調節する方針とした。コリレーション解析に用いた実測値と解析結果を以下に示す。

項目	実測	解析結果
風速	1.5m/s	4.0m/s
風向	207°	180°
推力	満充填できていない 可能性あり	80%
抗力係数	—	0.25
着水点	40°14'5.32"N 139°58'55.5"N	一致するように解析実 施

風向：北を 0° とし反時計回り

風速については 1~10m/s、推力は 60~150%、抗力係数は 0.1~0.52 の範囲で変化させ、最もよく一致する結果を探した。風向、風速は極力実測に一致するように努力したが、機体発見場所と解析結果の着水点を一致させることを優先させた結果上の表の値となった。

その結果得られた高度は 3287m となった。この高度を到達高度の推定値とした。
なお、発射から機体発見まで 10 分以上経過しているが潮流による着水場所の移動は小さいものとみなした。



図 16 解析結果

5. 不具合原因の考察

・分離機構

今回、打ち上げには成功したが、回収された 2 機とも機体の破損があり、データロガー搭載部分が丸ごと紛失していた。そのため、正確な記録が不明という不本意な結果となってしまった。

原因究明のために、分離機構について起きた可能性のある事象をまとめ、以下の FT 図を作成した。



図 16 分離機構不具合についての FT 図

上記 FT 図を受けて、反省点を述べる。

- 1) 具体的に何が起こったのかがわからず、原因究明に支障をきたすため、最低限度データだけは回収できるようにロガー単体で浮くようにする。
- 2) 各種抗力の計算をし、起こりうる事象の△評価をさらに減らしていく必要がある。

- 3) 分離しなかった原因の一つとしては、振動による電池の脱落があげられるので、詳細な原因究明をするとともに、テープで固定する等対策を行う。

・ボディチューブ

視認できた飛行中破損の様子は見られなかったため、着水時の衝撃で破損したと思われる。宇宙ロケット部により打ち上げられた機体(研究室ロケットと胴体径を除き同一設計)は打ち上げ後、着水まで視認されており飛行中破損している様子は見られなかったことより飛行中の空力荷重には耐えたといえる。少なくとも飛行後 8 秒間は、研究室ロケットは上部 0.28mm、下部 0.45mm の胴体で耐えることができたと言える。

・打ち上げシーケンス

4.8 で述べた事項の原因

- 1) O2 レギュレータとホースの接続部分のねじ山の破損のため
- 2) ステムと N2O 配管のネジ締めが甘かったため
- 3) N2O ボンベのホースの接続が緩かったため
- 4) インジェクターバル内部の O リングがついていなかったため
- 5) 雨天だったため手順を変えて動作確認を行っていた為、ボンベの元栓が開いていることに気付かないままスイッチを押してしまい N2O が噴出した
- 6) ステムの差し込みが甘かったため
- 7) 雨天のため水によって放電してしまい点火できなかったか、予備充填時に N2O をグレイン内に噴出させたためにマスキングテープが湿気てしまったため

6. 今後の反映

今回の打ち上げ実験を経て、機体の打ち上げ自体は確認することはできたが、データが回収できなかった。そのため、各部が正常に動作しているか、または、不具合があったか、正確に確かめることができなかった。さらに、神奈川大学は実験経験が少ないため、それゆえのミスが多々見られた。

今後は、機体の改良の他に、準備段階からのマネジメントや学生それぞれの理解度、動き方等を根本的に見直し、打ち上げに臨む必要がある。