

# SUWA 小型ロケットプロジェクト SRP004 で開発した

## ハイブリッドロケットの打ち上げ実験

中山 昇<sup>\*1</sup>, 堀田 将臣<sup>\*1</sup>, 関 啓亮<sup>\*1</sup>, 常前 洋<sup>\*1</sup>, 榎 和彦<sup>\*1</sup>

<sup>\*1</sup> 信州大学

## Development and operation of hybrid rocket

### with SUWA Rocket Project(SRP004)

Noboru NAKAYAMA<sup>\*1</sup>, Masaomi HORITA<sup>\*1</sup>, Keisuke SEKI<sup>\*1</sup>, Hiroshi JYOMAE<sup>\*1</sup>, Kazuhiko SAKAKI<sup>\*1</sup>

<sup>\*1</sup> Shinshu university

### ABSTRACT

In this project, we develop "educational research program" for hybrid rocket, and develop "proposal type technicians" who can think and propose themselves. Here we report on the result of demonstration experiment of its performance with the hybrid rocket engine developed in this project. A flight simulation of the rocket taking into account the wind speed and direction at high altitude was carried out, and the accuracy was clarified.

**Keywords:** SUWA Rocket Project, hybrid rocket, wind speed

### 概要

ハイブリッドロケットを対象にした教育研究プログラムを開発し、自ら考え提案することができる「提案型技術者」を育成している。ここでは、本プロジェクトで開発したハイブリッドロケットエンジンを搭載し、その性能の実証実験を行った結果について報告する。高高度における風速と風向きを考慮したロケットの飛行シミュレーションを実施し、その確からしさを明らかにした。

### 1. はじめに

諏訪圏の精密工業の発展を支える人材育成を目的として、ハイブリッドエンジンを搭載した小型ロケットを対象にした教育研究プログラムを開発し、自ら考え提案することができる「提案型技術者」を育成している。また、本教育研究プログラムの成果として、諏訪圏における宇宙機器の技術力向上につなげることも目的としている。3回目のロケット打ち上げ実験（SRP003）では高度3,500mまで上昇するロケットを作製できた。パラシュートを開傘するまではシミュレーション通りであったが、パラシュートの開傘後、強風に流されて当初予定していた着地点から大きく外れた。これまで地上の風速から「ベキ法則」を用いて高高度の風速を推定していたが、実際の高高度の風向きや風速が推定した値と大きく異なっていたためである。

ここでは、風予報のデータを用いて、高高度の風速と風向きを入力したロケットの飛行シミュレーションを実施し、その確からしさを明らかにした。さらに、安全に落下させるために2段階にパラシュートを放出し、ロケット降下時の速度を減速させる機構を開発した。

## 2. ロケット打ち上げ実験計画

### 2.1. ロケットの概要

#### 2.1.1. ロケットの設計と製造

燃焼実験により得られたエンジンの仕様によって図1のロケットを設計した。また、その仕様を表1に示す。

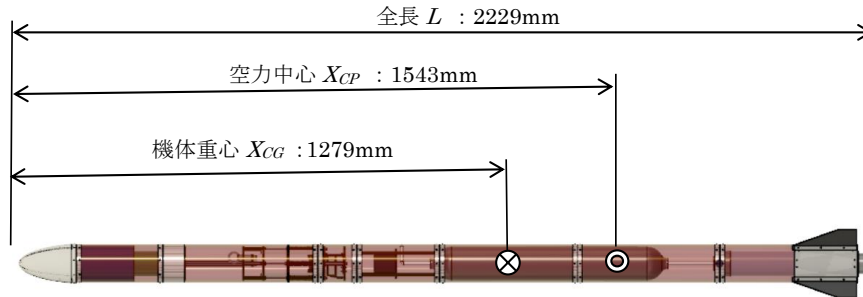


図1 機体の構成と機体寸法

表1 ロケット概要

ロケット名称	SRP004-01A
直径(チューブ)	101.5mm
重量(酸化剤非充填)	8900g
重心(燃焼終了時)	1215mm
重心(酸化剤充填)	1279mm
使用モータ	自作型
予想最大到達高度	3558m(75°打上げ)
回収方法	軌道頂点付近でパラシュート放出後落下、その後テレメトリと視認での追跡、機体の位置を特定、回収を行なう。
搭載物	ハイブリッドロケットエンジン、分離機構、パラシュート、加速度センサ、ジャイロセンサ、高度センサ、GPS、無線通信器、ひずみ計測器、カメラ

#### 2.1.2. 2段階パラシュートを用いた減速機構

図2に減速機構の全体構造を示す。本機構は2段階にパラシュートを放出し、ロケット降下時の速度を減速させる機構である。減速機構全体の仕様を表2に示す。

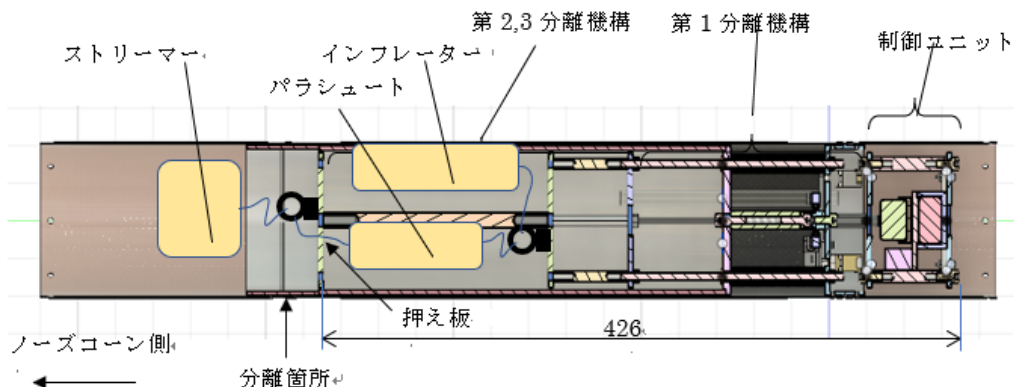


図2 減速機構全体構造図

表 2 減速機構仕様

項目		仕様
想定環境	上空風速	< 30m/s
	低空風速	< 5m/s
分離機構構成	段数	3 段構成 (ストリーマー、パラシュート、切り離し)
	スタートタイミング	加速度+圧力センサー (高度)
1 段目	分離タイミング	タイマー+圧力センサー (ピーク検出)
	降下速度	115m/s (ストリーマー 0.1m×2m)
2 段目	分離タイミング	圧力センサーによる高度感知
	降下速度	28m/s (パラシュート φ0.66m)
バックアップ機能	強制分離	RC 無線 (2.4GHz)
	パラシュート切り離し	RC 無線 (2.4GHz)
分離機構サイズ		直径:φ100mm、長さ: 426mm
分離機構重量		2kg

図 3 に減速機構の動作イメージを示す。第 1 分離は、第 1 分離機構が押し上げチューブを押し上げ、さらに押し上げチューブがノーズコーンを押し上げることで、ノーズコーンを分離する。そして、ノーズコーンに収納された第 1 減速機構であるストリーマーが展開する。このとき、第 2 減速機構であるパラシュートは押え板によって保持された状態となる。次に、第 2 分離では、第 2 分離機構により押え板を開放することでパラシュートを放出する。第 2 分離ではパラシュートと共にインフレーターも同時に行う。

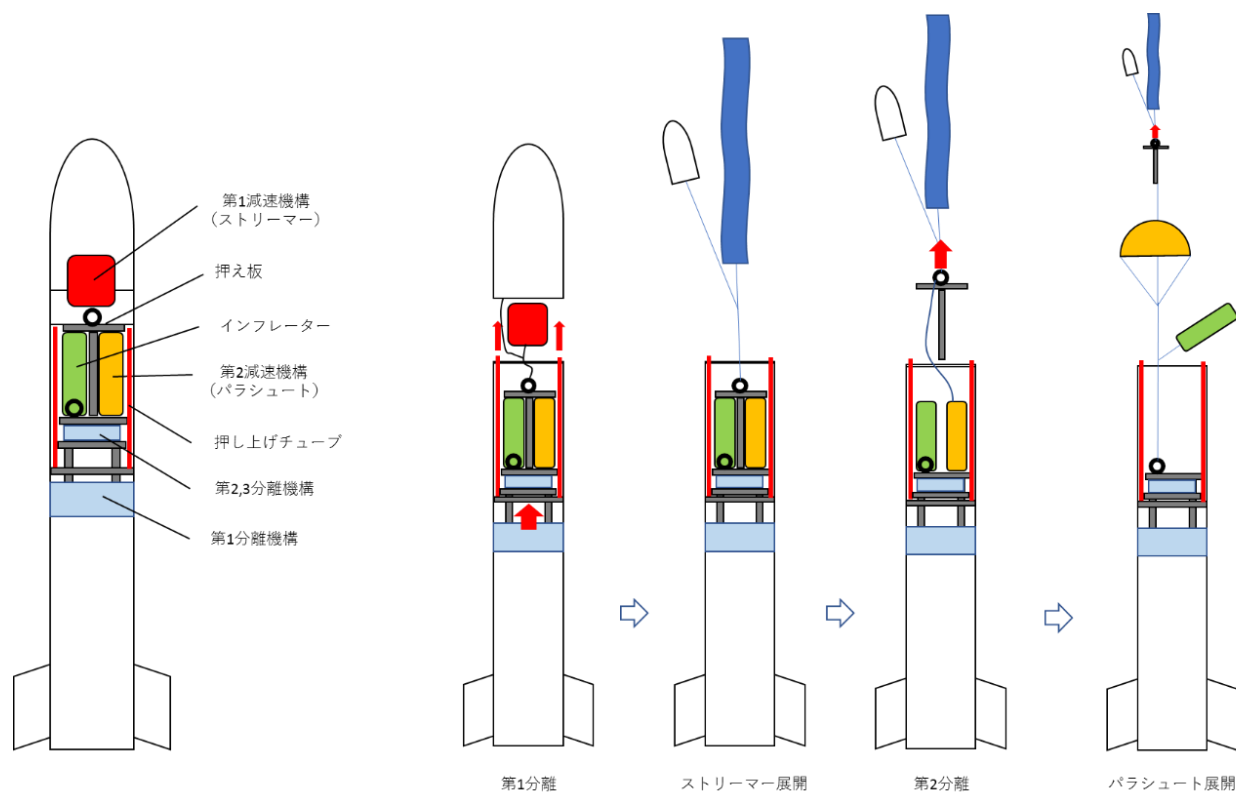


図 3 減速機構動作の模式図

2段階分離工程の概略図を図4に示す。第1分離後はストリーマーで高速に降下するため上空の風に対して影響を小さくできる。第2分離でパラシュートを展開することで着水時の衝撃を緩和し、機体の損傷を抑制することができる。このように、2段階分離を行うことで風影響の抑制と機体損傷の抑制の両立を図った。第1分離時では、減速機構の抗力が機体に対して垂直方向に掛かる可能性があるため機体の垂直方向に加わる衝撃に対する強度も考慮し、衝撃が小さいストリーマーを選択した。第2分離では、ストリーマーにより姿勢が安定化しているため、減速機構展開時の衝撃は機体に対して直線方向（上方向）にのみ掛かると考えられることから、開傘の衝撃は大きいが減速効果の高いパラシュートを用いた。

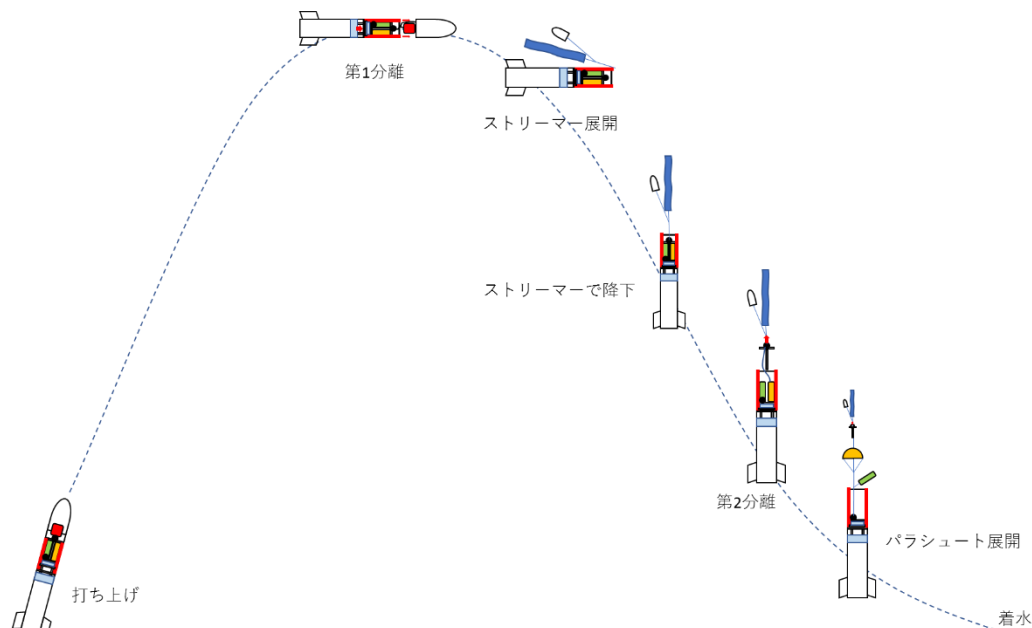


図4 2段階分離の工程

### 2.1.3. 実験日程

実験期間は平成31年3月15日（金）～平成31年3月18日（月）を予定している。詳細な日程を表3に示す。

表3 日程

3月15日（金）	プレハブ設置、ボンベ搬入 （落合海岸（能代海水浴場跡地））
3月16日（土）	午前：機器組立、ランチャー設置 午後：ロケット組立
3月17日（日）	打ち上げ実験（日出～9:30 および 10:15～12:00 まで） （打ち上げた場合、片付け）
3月18日（月）	打ち上げ実験予備（日出～9:30 および 10:15～12:00 まで） 午後：片付け・能代発

注）9:30～10:15の間は、飛行機の運行のため、打ち上げることは出来ない。

### 2.1.4. 実験時間帯

平成31年3月17日（日）日の出～9:30および10:10～12:00の間に実験を行う。また、本期間中に実験が実施できなかった場合、予備日として設定した3月18日（月）日の出～9:30および10:10～12:00の間に実験を行うこととした。

第1回 打ち上げ目標時間 9:00

第2回 打ち上げ目標時間（天候等で1回目に打ち上げられなかった場合） 10:30

ただし、天候や状況によって時間を変更することとした。

### 3. ロケット打ち上げ実験の結果

#### 3.1. 打ち上げ日時

平成31年3月17日（日）にSRP003-01Aによるロケット打ち上げ実験を実施した。

打ち上げ時間：2019年3月17日（日）9時14分50秒

着水時間：9時16分5秒

#### 3.2. シミュレーションの結果と実測

ECMWF(Windy.com)の予報 9 時の風予報（2019 年 3 月 17 日 5 時発表）を飛行シミュレーション ForRocket 入力してシミュレーションを行った。条件は次の通りである。

表 4 Windy の風予報

高度	風速(m/s)	風向 (°)
0	4	180
100	5	180
600	5	180
750	5	180
900	5	180
1500	6	180
2000	7	180
3000	17	180
4200	19	180
5500	17	180

風向きは0が東からの風としているため、180°は西風である。

仰角：75°±2°で実施したロケット打ち上げ実験のシミュレーション結果を図 5 に示す。落下予想地点が安全範囲に収まることを確認した。



図5 SRP004 ロケット打上げ実験のシミュレーション結果

テレメトリシステムで得られたロケットの位置と軌跡を図6～図9に示す。

図6中の大きめの赤い点は最高到達高度を示す。

図7中の大きめの赤い点は第1分離の箇所を示す。

図8中の大きめの赤い点は第2分離の箇所を示す。

図9中の大きめの赤い点は着水地点を示す。

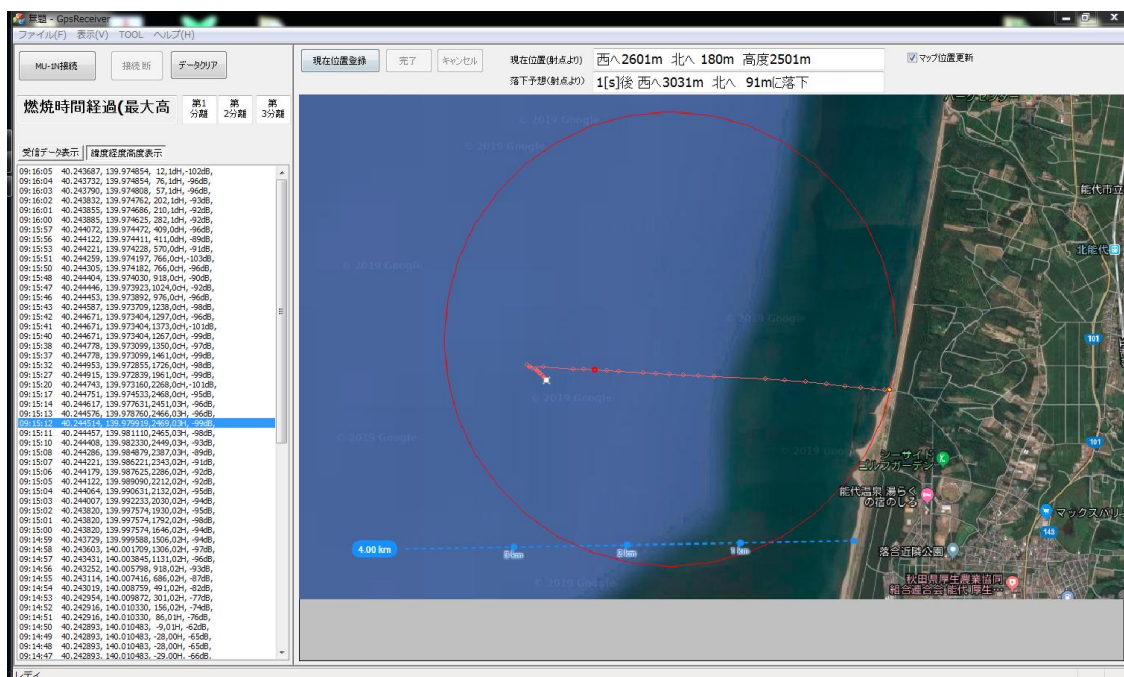


図6 最高到達高度

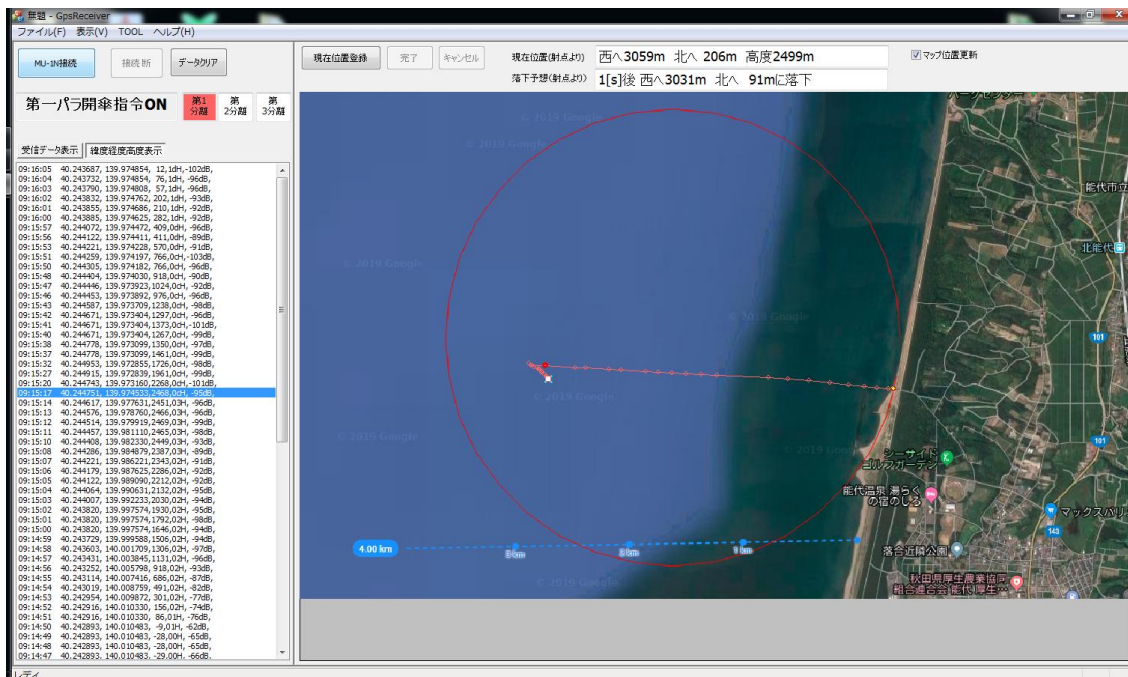


図7 第1分離(大きめの赤い点の箇所)

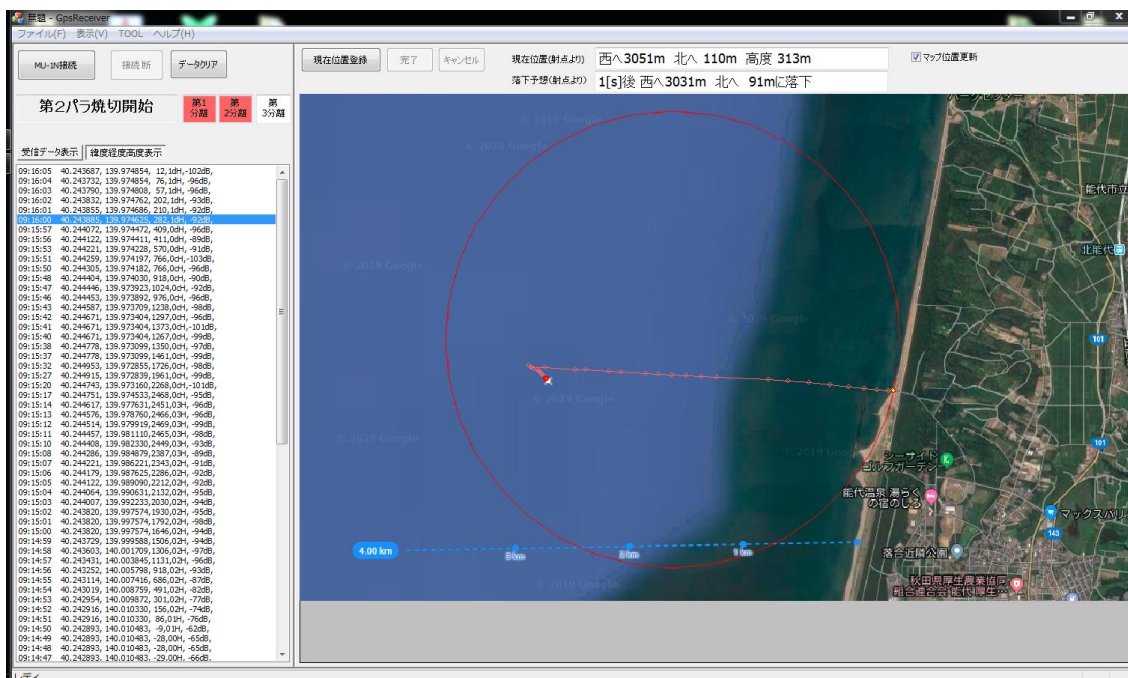


図8 第2分離(大きめの赤い点の箇所)

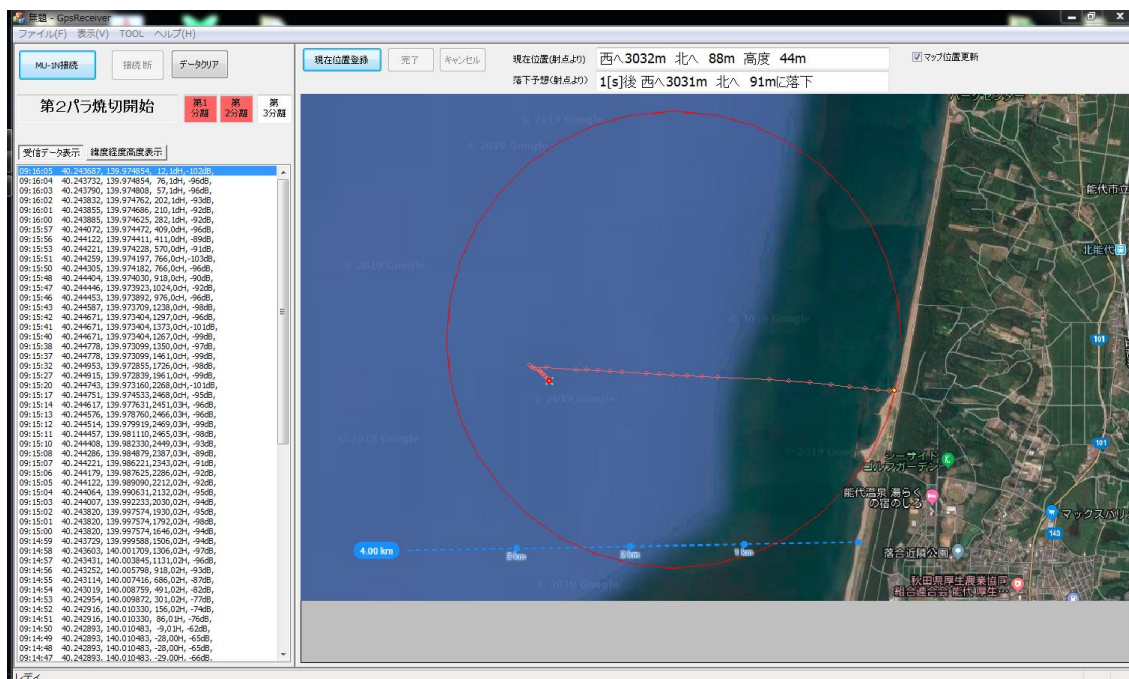


図9 着水地点(大きめの赤い点の箇所)

#### ・シミュレーションの結果と実際の比較

あきた宇宙コンソーシアムのシミュレーション結果と実測について比較する。

図10は西から東に向かって見た結果である。赤い線がシミュレーション結果でありピン形状が実測の値である。シミュレーション結果と実際はほぼ同じ方向に打ち上がっていることがわかる。

図11には南から北向きの結果である。赤い線がシミュレーション結果でありピン形状が実測の値である。高度は300m程度の誤差であり。予定通りの打ち上げ結果だと考えられる。

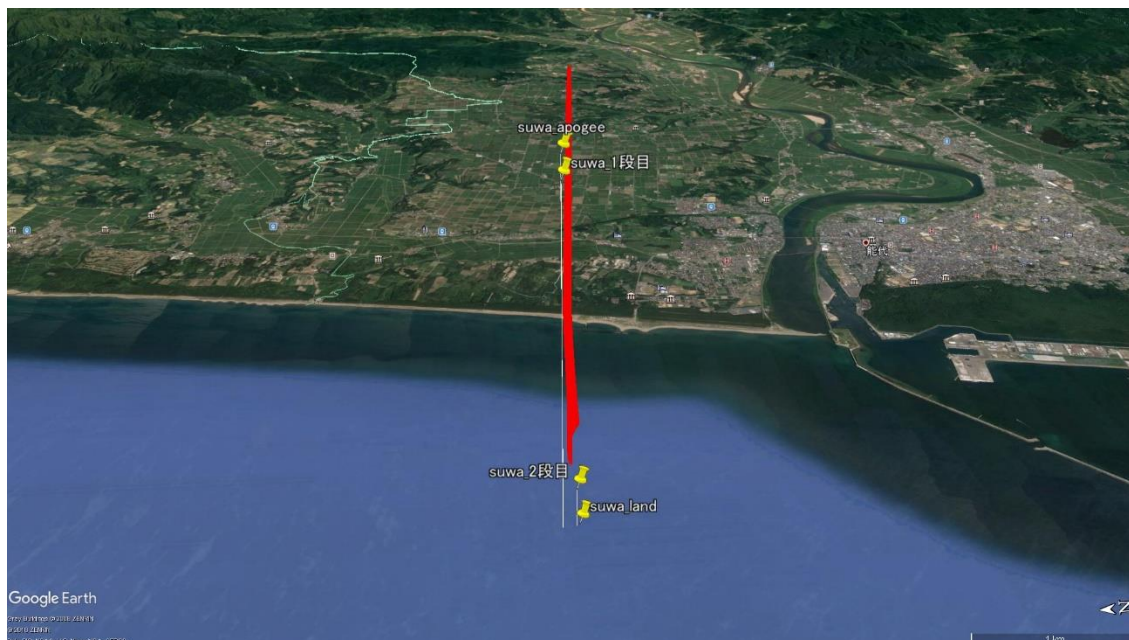


図10 シミュレーション結果と実測の比較（西から東の向き）



図 11 シミュレーション結果と実測の比較（南から北の向き）

以上の結果から、シミュレーション結果と実測値はほぼ同じであることがわかり、シミュレーションの妥当性を証明できたと考えられる。

#### 4. まとめ

安全に落下させるために2段階にパラシュートを放出し、ロケット降下時の速度を減速させる機構を開発した。さらに、風予報のデータを用いて高高度の風速と風向きを入力したロケットの飛行シミュレーションを実施し、確実に落下予想区域を特定することできるようになった。

今後は、本システムを用いて安全にロケット打ち上げ実験を実施する。

#### 謝辞

本プロジェクトは「地域活性化・地域住民生活等緊急支援交付金（地方創生先行型）先駆的事業分（タイプI）」の助成を受けたものです。