

第 11 回能代宇宙イベント結果報告書

団体名：芝浦衛星チーム

担当：森田 悠介

目次

1. 実験目的
2. 実験概要
3. 実験結果
 - 3.1. 機体
 - 3.1.1. 構造系
 - 3.1.2. 機体諸元比較
 - 3.2. 分離機構
 - 3.2.1. 構造
 - 3.2.2. パラシュート
 - 3.2.3. 考察
 - 3.3. モータ
 - 3.3.1. 概要
 - 3.3.2. 考察
 - 3.4. GSE
 - 3.4.1. 概要
 - 3.4.2. 考察
 - 3.5. 搭載計器
 - 3.5.1. 概要
 - 3.5.2. 考察
 - 3.6. 軌道計算
 - 3.6.1. 落下予想範囲
 - 3.6.2. 実測
 - 3.6.3. 考察

1. 実験目的

本実験では以下の4点を実験目的とした。

- (1) 打上技術の確立に対する足掛かり
- (2) データの取得による今後の設計の洗練
- (3) 第8回伊豆大島共同打上実験における中破機の修復および改修
- (4) 新入生の教育

2. 実験概要

S.S.T.で製作されたロケット(以下, SST-R1402HM と呼称)は, 2015年8月15日10:25[JST]に行う。本実験の機体では, HyperTEK 製 J-250 型モータを搭載し, TSRP ランチャを用いて打上を行う。

また, 秋田大学 ASSP への GSE の運用を委託しており, その他の機体部分, 計器と制御回路を製作, という形で製作したものを打ち上げる。

目標到達高度は 290m であり, 打上後に頂点付近でパラシュートを開傘し, 保安区域内に減速し着地させる予定である。機体の搜索は搭載した GPS により行う。

3. 実験結果

SST-R1402HM は 2015 年 8 月 15 日 10:00[JST]での打上を予定していたが、実際には 10:25[JST]に TSRP ランチャにて打ち上げられた。打ち上げは成功したが、発射判定を行うことができず、パラシュートが開傘しなかったため、弾道落下し着地した。機体は着地時に前半部が大きく破損したが、破片は回収することができた。打上遅延の原因はステムが差さっていなかったことによるトラブルシューティングである。

点火の際にはイグナイタの不具合により、点火指令後約 16 秒のあいだ点火を行うことができなかった。

表 3.1 サクセスクライテリア

クライテリア	
ミニマムサクセス	打上可能な機体の製作技術獲得
フルサクセス	フライトデータの獲得
エクストラサクセス	機体の完全な形での回収

表 3.1 から、フルサクセスを完遂したと言える。

また、最高高度は 290m を予定していたが、気圧センサから到達高度は 190m 程度であったと予想される。原因として、充填直前に N₂O を適性値にするため冷却したが、過冷却により圧力が低下したこと等による誤差等が考えられる。

打上後に頂点付近でパラシュートを開傘し、保安区域内に減速し着地させる予定であったが、パラシュートが開かず減速を行うことができなかった。機体の検索は搭載した GPS により行う予定であり、これは部分的ながら成功した。

打ち上げ時の風向、風速は南 2.6 m/s であった。

3.1. 機体

3.1.1. 構造

機体の外観を図 3.1.1, 概略図及び寸法を図 3.1.2, 3.1.3 に示す. また, 部品及び搭載機器を表 3.1.1 に示す.



図 3.1.1 機体外観図

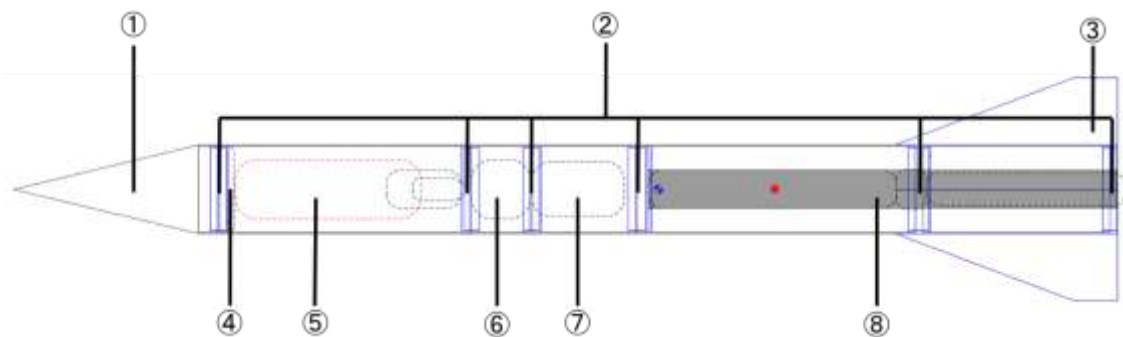


図 3.1.2 機体概略図

図中の番号①～⑧は表 3.1.1 の部品一覧の番号と一致している.

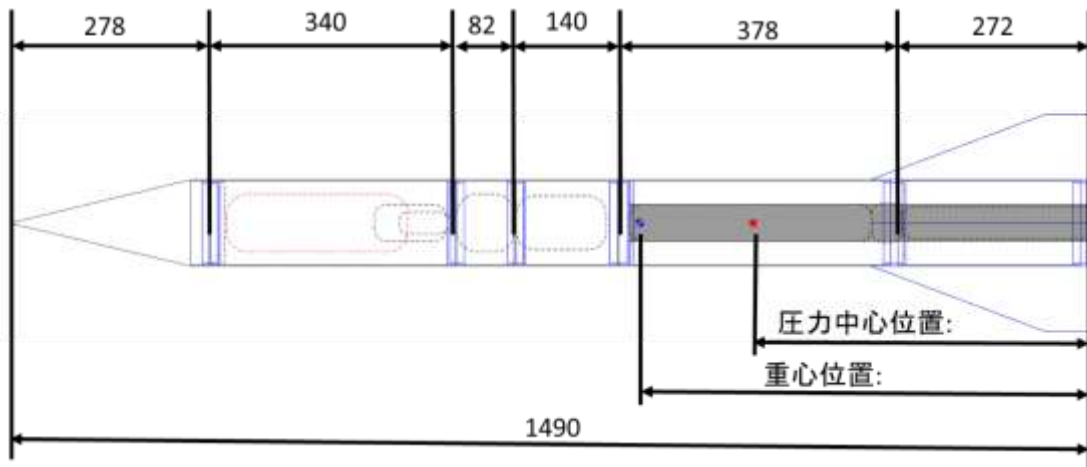


図 3.1.3 機体寸法

表 3.1.1 部品及び搭載機器一覧

番号	部品及び搭載機器一覧	材質	品名(既製品のみ)
①	ノーズコーン	GFRP	
②	カプラーリング	A2017T4	
③	フィン	アクリルボード	
④	分離機構(サーボモータ)		Futaba S3003
⑤	パラシュート	ナイロン	
⑥	カメラ		AMC1108
⑦	アビオニクス		搭載計器仕様書に記載する
⑧	モータ		HyperTEK J-250

機体の主な構造はモジュール構造を採用しており、GFRP製のボディチューブとアルミ合金(A2017T4)製のカプラーで構成されている。ボディチューブは搭載機器ごとに分割されており、その間にカプラーを片側12本×両側で24本のM3ボルトで締結した。

ランチャラグについて、今回は第10回能代宇宙イベントで使用実績のあるラグを使用した。

本機は図3.1.4に示すように3つのランチャラグを有している。1つめのランチャラグはエンドカバーに、2つめのランチャラグはスラストマウントカプラーに、3つめのランチャラグは展開モジュール上のカプラーリングに固定される。

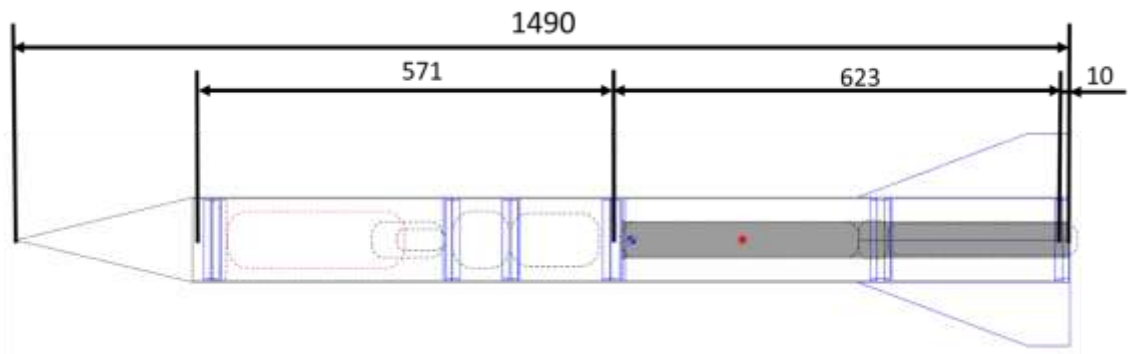


図 3.1.4 ランチラグ固定位置

フィンの固定方法については、図 3.1.6 に示す通りアルミ合金 (A6063) 製のアングル材で機体に取り付けられる。アルミアングルとフィンは M3 ボルトで 2 箇所固定する。アルミアングルはエンジンマウントとエンドカバーの 2 点にそれぞれ M3 ボルトで固定されている。フィンの材質は厚さ 2 mm のアクリル板を使用した。フィンの寸法を次の図 3.1.5 に示す。

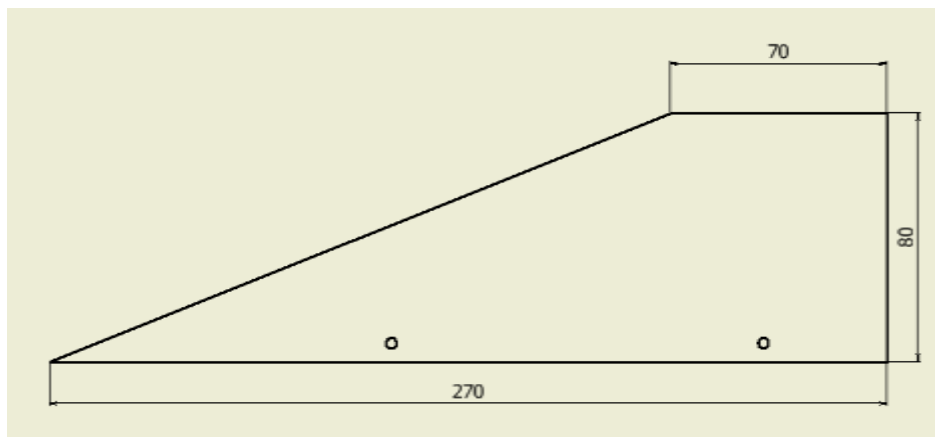


図 3.1.5 フィンの寸法

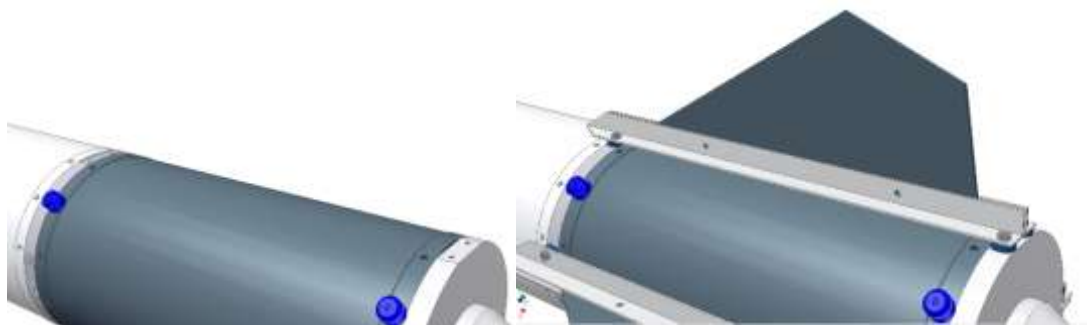


図 3.1.6 フィンの固定方法

機体は弾道落下して地面に衝突した際に、いくつかのモジュールごとに分割された形で破損していた。回収地点での機体の状態を図 3.1.7 に、各部の状況を図示す。



図 3.1.7 回収時の状態



図 3.1.8 ノーズコーン(側面)



図 3.1.9 ノーズコーン(底面)



図 3.1.10 展開モジュール



図 3.1.11 カメラおよび電装モジュール



図 3.1.12 カメラおよび電装モジュール

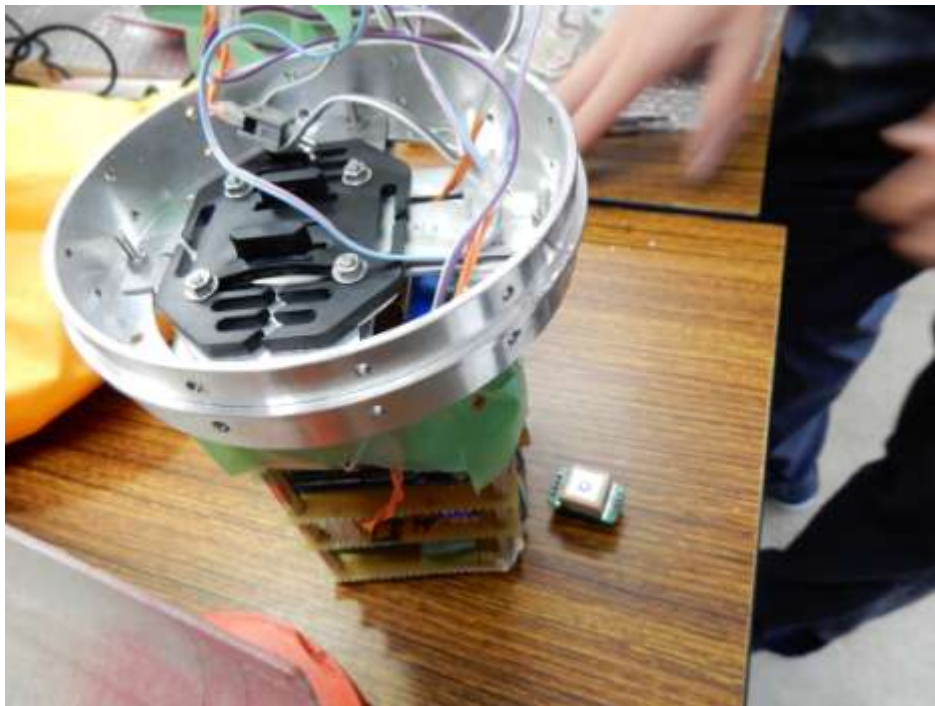


図 3.1.13 電装



図 3.1.14 破損したフィンおよびモータモジュール(側面)



図 3.1.15 破損したフィンおよびモータモジュール(背面)

回収後、各コンポーネントの破損状況を確認したところ、展開モジュールより上のモジュールは大破、カメラおよび電装モジュールは中破していた。また、フライトデータは一部獲得を行うことができた。回収した機体をノーズコーンからモータ部分まで一通り修復を行ったところ、ノーズコーン部分と展開モジュール部分を完全に修復することが出来なかった。落下の衝撃で細かく砕けたことにより回収しきれなかったためと思われる。

ジャイロセンサによるフライトデータや機体回収時の状況により、ノーズコーン部からの着地であったことが確認された。損傷状況はノーズコーンが激しくひしゃげ、展開部チューブは粉碎されていた。カメラおよび電装モジュールは大きな亀裂や引き裂き跡が確認できたが、概形はとどめていた。ノーズのひしゃげや展開部の粉碎、展開部や電装部の引き裂き等は着地時にノーズから機軸方向にかかった力による座屈が原因の破壊モードであると推察できる。また、これらの破壊により着地時の運動エネルギーを緩和できたため、モータモジュールはほぼ無傷による回収を行うことができた。

3.1.2. 機体諸元比較

表 3.1.2 に機体諸元を示す.

表 3.1.2 機体諸元

	設計値	実測値
全長 [mm]	1490	1490
直径 [mm]	Φ120	Φ120
重量(酸化剤非充填) [g]	5870	5495
重心(酸化剤非充填) [mm]	849	852
重心(酸化剤充填) [mm]	861	864
圧力中心 [mm]	1028	1028
使用モータ	HyperTEK J-250	HyperTEK J-250
目標到達高度 [m]	260	290

3.2. 分離機構

3.2.1. 構造

サーボモータで固定, 開放を行う. 開放するとバネ付き蝶番によって扉が開く. また, 展開部ボディチューブ内側にスポンジを詰めることで, パラシュートを押し出す. 全体構造とロック機構の構造を図 3.2.1 に, 部品一覧を表 3.2.1 に示す.

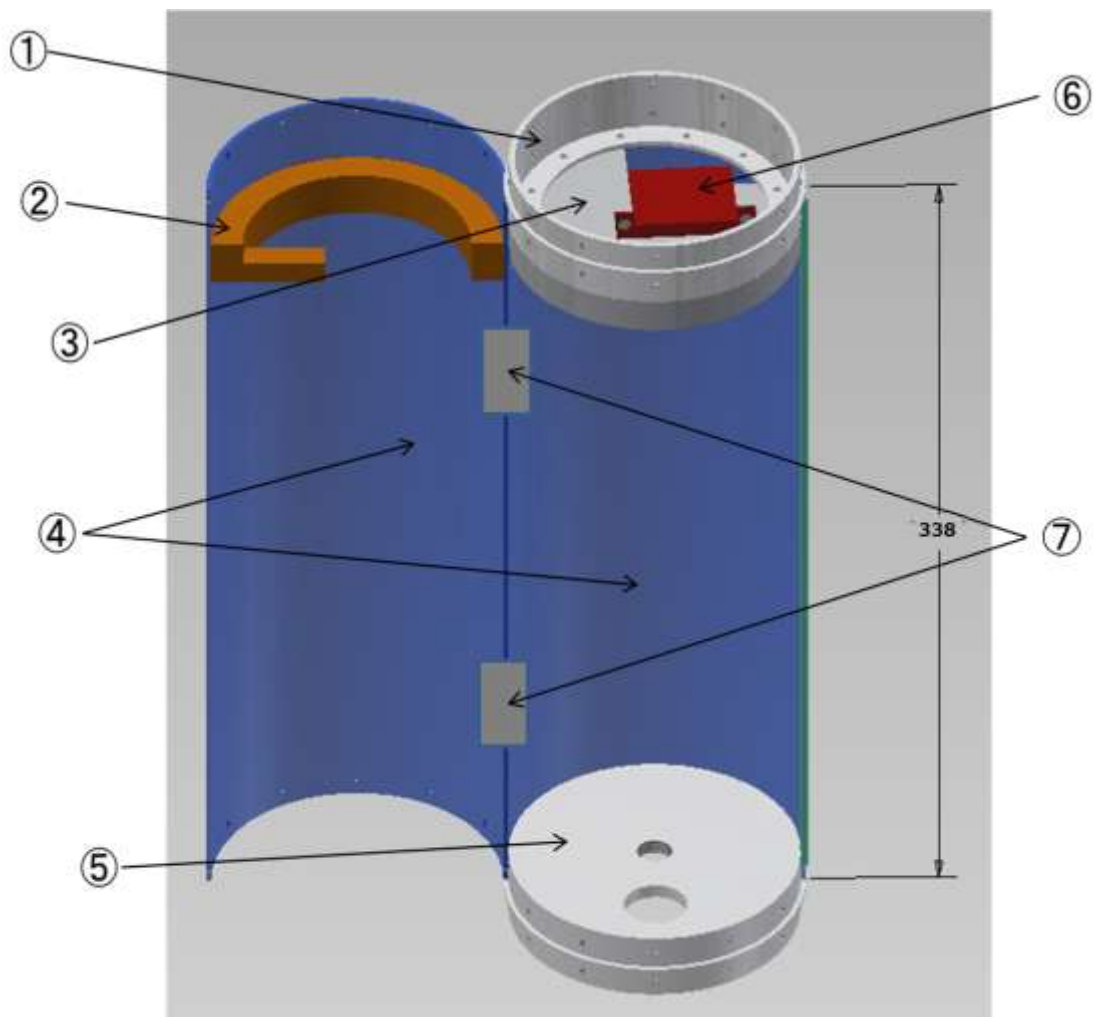


図 3.2.1 全体構造

表 3.2.1 部品一覧

	名称	材質
①	カプラ	A2017T4
②	ロック機構(1)	ABS 樹脂
③	ロック機構(2)	ABS 樹脂
④	パラ収納扉	GFRP
⑤	パラ固定用カプラ	A2017T4
⑥	サーボモータ	(型番:Futaba S3003)
	サーボモータの爪	ABS 樹脂
⑦	バネ付き蝶番	TH-61SUS-3

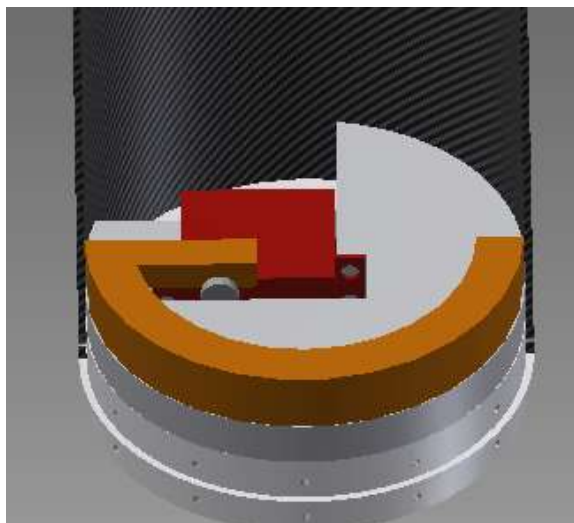


図 3.2.2 ロック時

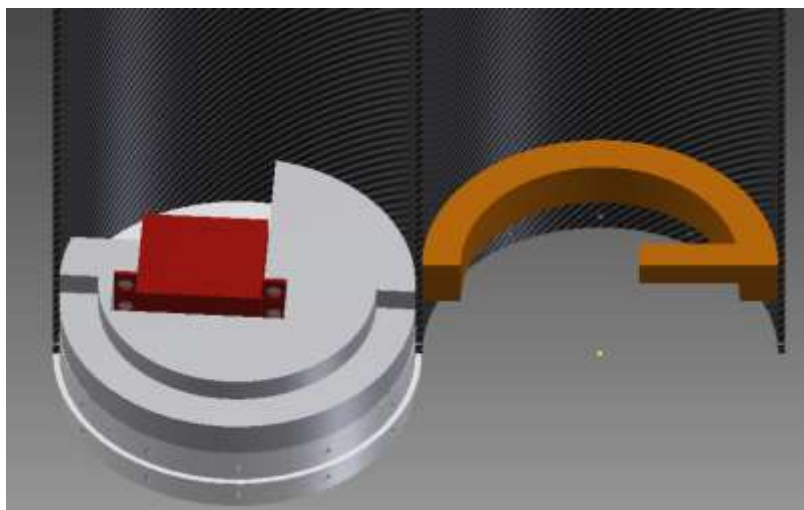


図 3.2.3 開放時

ロック機構(1)(2)は共に ABS 樹脂製のものを使用しロック機構(1)を M3 タッピングネジでボディチューブと固定する。同様にロック機構(2)も M3 タッピングネジを使用しカプラと固定をする。ロック機構(1)を図 3.2.5 にロック機構(2)を図 3.2.6 に示す。

扉の開閉を行うバネ付き蝶番は栃木屋の TH-61SUS-3 を使用し、図 3.1.1 に示す位置に M3 ネジによって固定する。

サーボモータは Futaba S3003 を使用し、図 3.2.2 に示すような向きにネジで留める。サーボモータの爪を図 3.2.4 に示す。また分離機構に使用したカプラについては図 3.2.7 に示す。

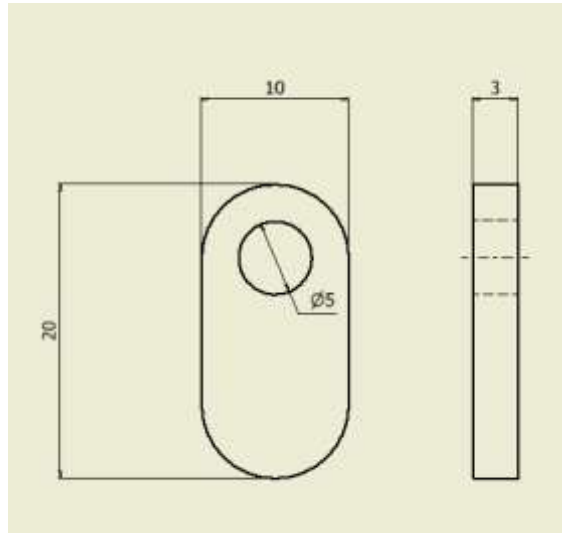


図 3.2.4 サーボモータの爪

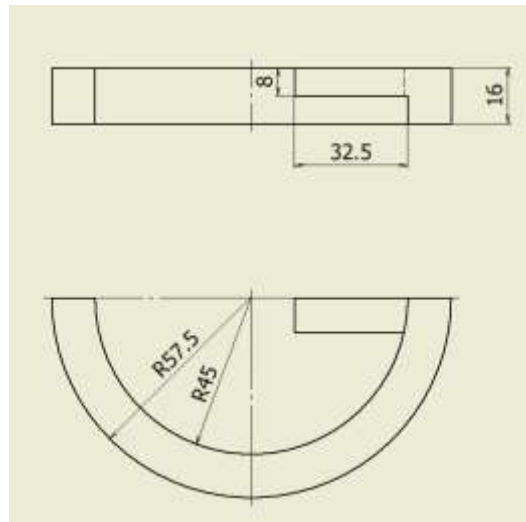


図 3.2.5 ロック機構(1)

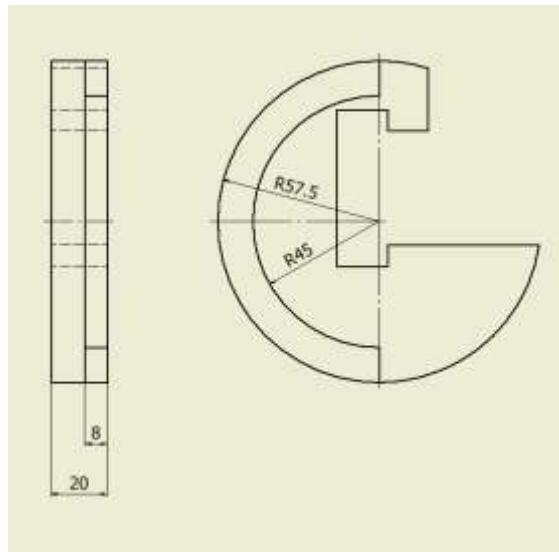


図 3.2.6 ロック機構(2)

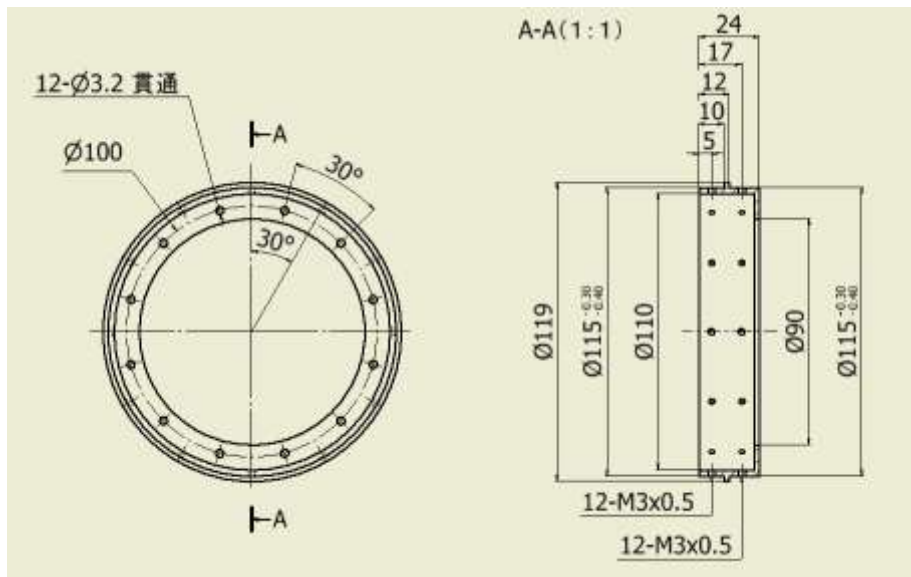


図 3.2.7 カプラ

開傘タイミング制御に気圧センサを用いる。0.1s ごとに気圧の値の差（新しい値-古い値）をとり、その差の値が負から正になったことを5回確認した時点で開傘する。冗長系として加速度センサとタイマーを使用する。加速度センサのz軸方向の値が3Gよりも大きくなったことで発射判定を行い、この判定が出た時間からタイマーを作動させる。タイマーは8.0sに設定し、8.0s経過した時点で開傘する。これは、第10回能代宇宙イベントにおける打ち上げでの展開成功を考慮し、適切であると判断した。

3.2.2. パラシュート

パラシュート形状は自作のため、製作が容易な半球型のパラシュートを製作した。半球の公称直径(傘体底面の直径)が 800 mm になるように八角形に切断した。また、パラシュートの素材はリップストップナイロンを採用した。パラシュートのラインは均一な紐を 4 本用いて、それぞれを折り返して、8ヶ所の手メを施してある穴に通して力が加わると閉まるように結び目を作成した。このラインは折り返した部分で 1 本にまとめてカラビナをとりつけ、I ボルトに固定した。

3.2.3. 考察

本実験では、展開機構の発射判定が正常に働かず、パラシュートが開傘しなかったため、減速しなかった。

また点火は成功し飛翔も問題はなかったことが肉眼およびカメラにより確認できた。

検討の必要があることとして、自団体による GSE 運用や打上実験により、発射判定を得る訓練を重ねることが挙げられる。

3.3. モーター

3.3.1. 概要

2015 年度能代宇宙イベントの陸打ちにおいて用いたモーターは、HyperTEK J-250 である。本モーターの推進剤は N_2O/ABS を使用している。図 3.3.1 にモーターの外観図を示す。

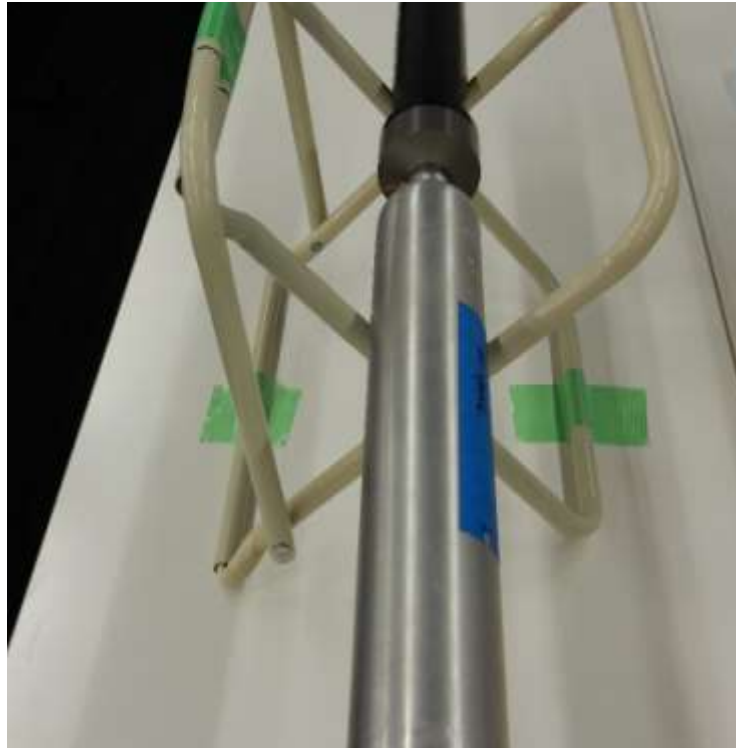


図 3.3.1 HyperTEK J-250 外観図

本モータは公称値における平均推力が 250 N である。ここで，地上燃焼試験における各種性能を表 3.3.1 に，推力時間履歴を図 3.3.2 に示す。

表 3.2.1 各種性能

型番	HyperTEK J250(440/54-125-J)
燃焼時間[s]	2.73
トータルインパルス[Ns]	744.5
最大推力値 [N]	423.4
平均推力[N]	191.0

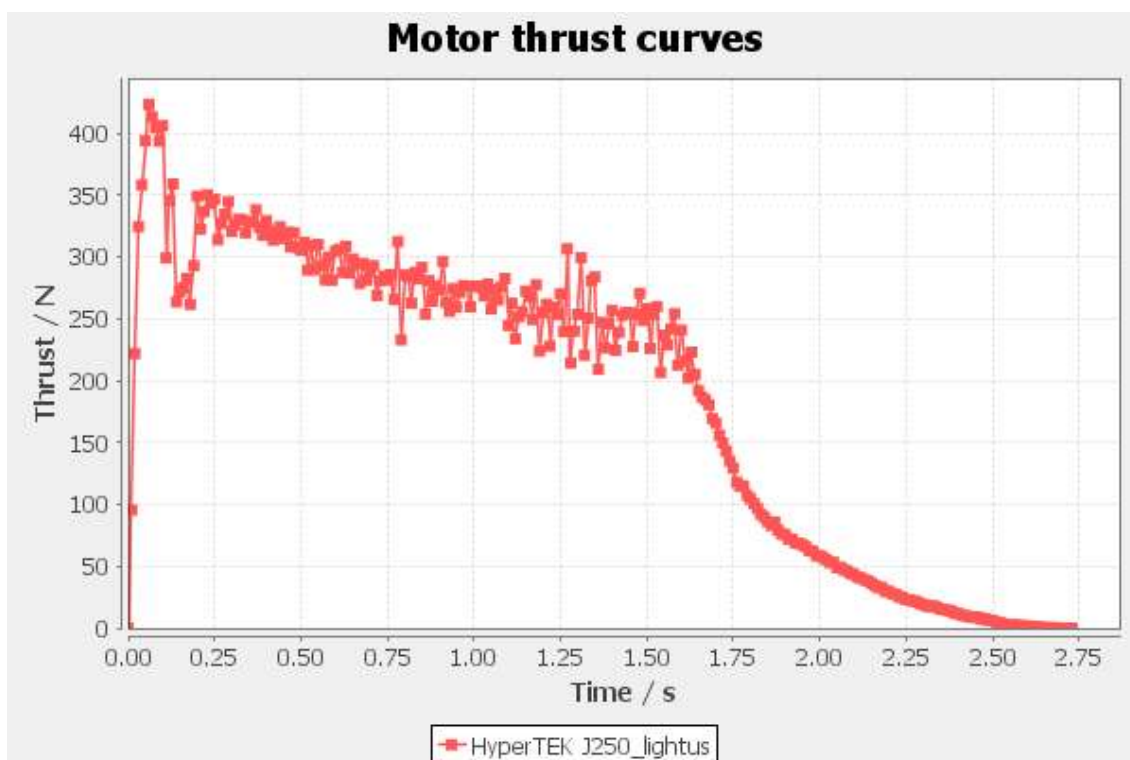


図 3.3.2 地上燃焼試験の推力時間履歴

3.3.2. 考察

今回のフライト試験の結果について特筆する点は、燃焼開始時に黒煙が排気されていたことである。また、打ち上げ動画からもランチャ離脱直後の予期せぬ姿勢変化が確認されたため、この現象は燃焼不安定によるものであると推察する。回収後モータの解体を行った際の燃料の消費量は 40g であることがわかり、地上燃焼試験のデータとおおむね一致していた。また、打ち上げ直前に N₂O ボンベ内圧力が上昇したため、冷却により圧力を下げた。ここから推察できることは燃焼室圧力が既定の圧力に達せず、推力が設計値通りに発生しなかったことから不安定な燃焼および飛行時の予期せぬ姿勢変化を誘発したということである。

次にモータの回収時の状況について記述する。回収時のモータの状態は、機体に装填されたまま発見された。また、機体のモータが装填された部位(以下、モータブロックと呼称)は無傷に近い状態であり、確認できる外傷はフィン 1 枚の破損のみであった。以下に示す図 3.3.3 は回収時のモータブロック外観図である。



図 3.3.3 回収時の状態

3.4. GSE

GSE の項は、運用依頼先である、ASSP の燃焼班長 近江春祐氏に代筆を依頼した。

3.4.1. 概要

使用した GSE は N_2O , N_2 , O_2 の供給を行うための設備である。配管の概略図を図 3 に示す。

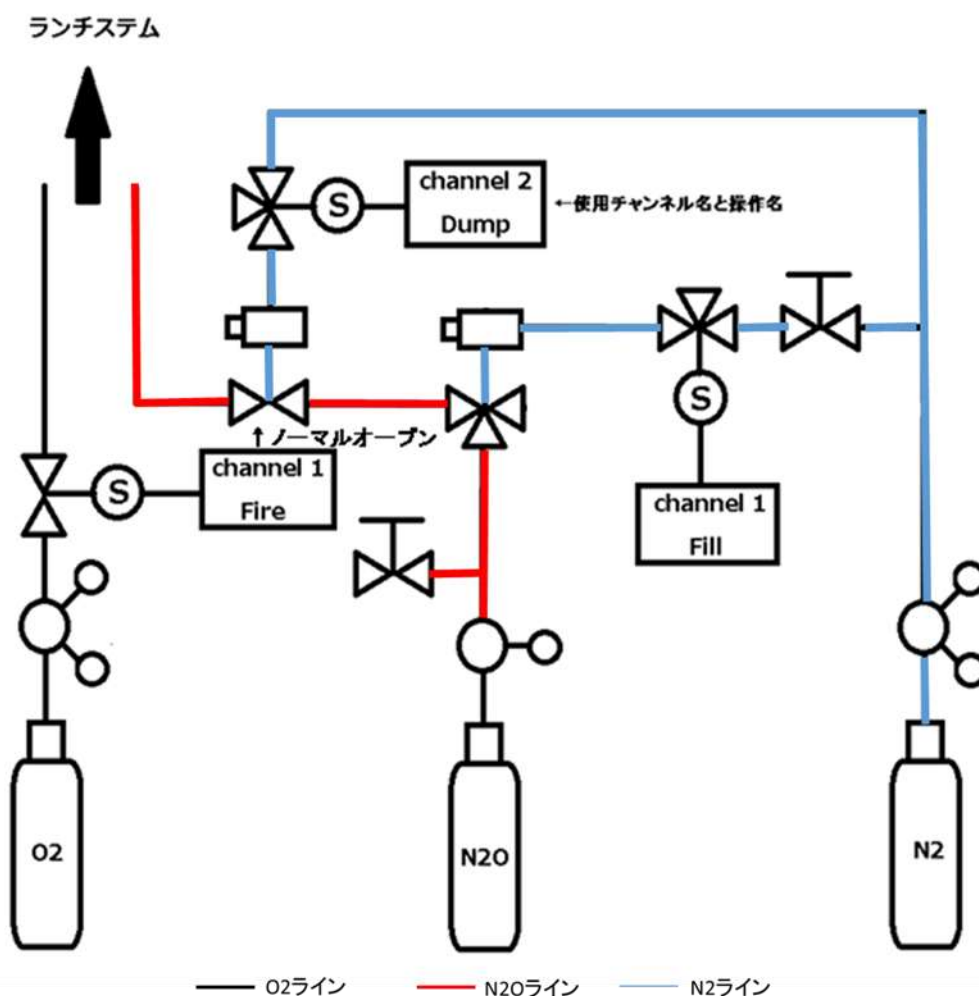


図 3.4.1 配管の概略図

N_2O の流量は、2 つの空圧弁にあるボールバルブによって制御されるが、その空圧弁を操作するために N_2 ガスを用い、 N_2 ガスの流量はそれぞれの空圧弁につながっている電磁弁で調節する。

Channel 1 の Fill の操作を行うと、電磁弁が開き、そのため N_2 のガス圧が空圧弁にかかることによって空圧弁のボールバルブが開き、モータから N_2O ボンベまでのラインがつながる仕組みになっている。また、この操作を切ると、モータと Dump 口のラインがつながる。

Channel 2 の Dump の操作を行うと、電磁弁が開き、そのため N_2 のガス圧が空圧弁にかかることによって空圧弁のボールバルブが閉じる仕組みになっている。図 3.4.2 に Dump 時のガスの流れを示す。

Channel 3 の Fire の操作を行うと、電磁弁が開き、 O_2 ガスがモータに供給される仕組みになっている。

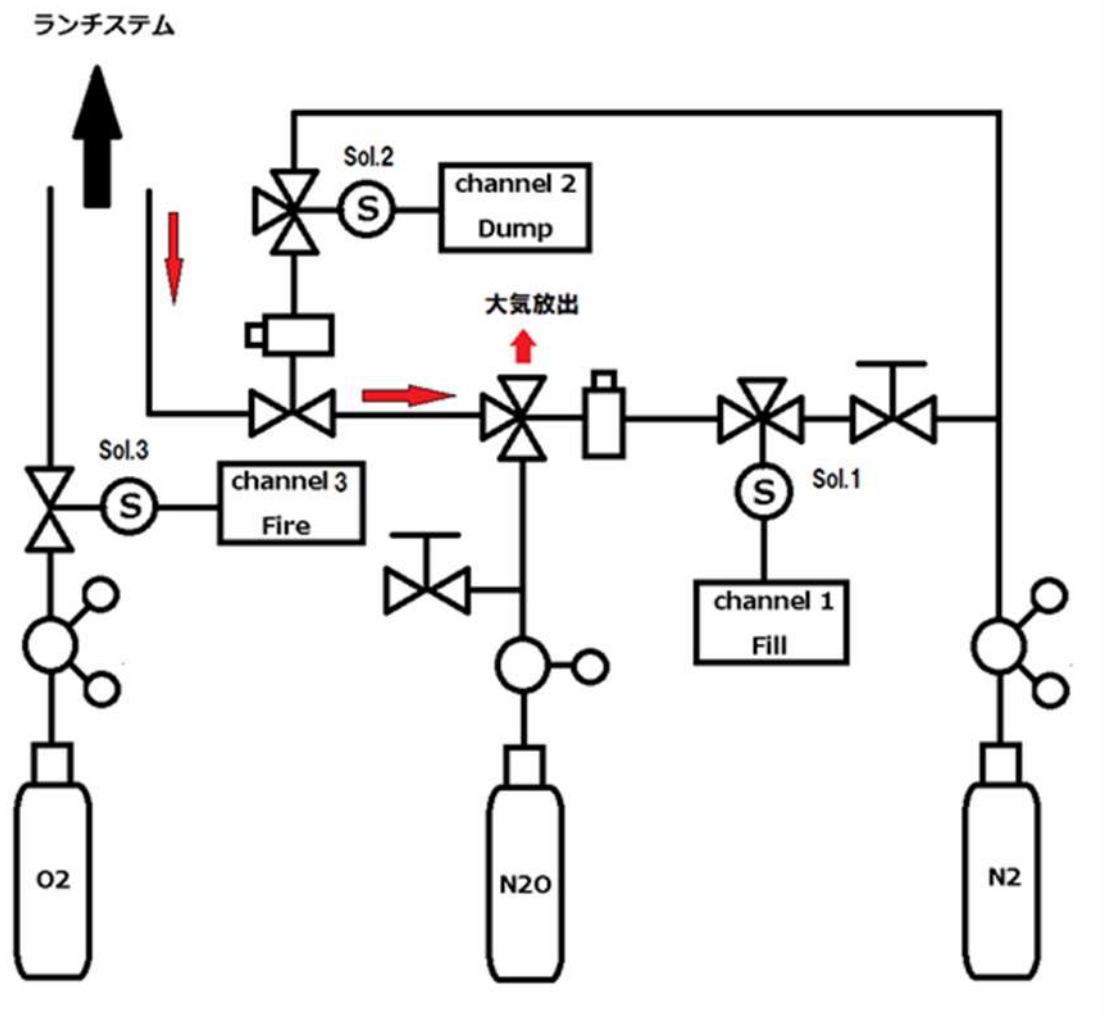


図 3.4.2 Dump 時のガスの流れ

3.4.2. 考察

運用の結果を表 4 にまとめた。

表 3.4.1 運用の結果

運用結果	
いくつかのトラブルが発生したが、発射予定時刻から30分後打上げに成功した	
問題点	対策
N ₂ ラインにリークが発生	原因をチューブ接続の不備と判断、再接続し解決
N ₂ Oの圧力が高い	氷水で冷却し解決
充填時にノズルからN ₂ Oが流出	原因を固定タップのゆるさと判断、増し締めし解決

また、点火時に発生した時間差の原因として以下の2つが考えられる。

- O₂レギュレータの不良により、O₂による火炎の成長が正常に行われなかった。
- 使用したバッテリーの電圧の影響により、イグナイタで発生させた火種が小さかった。

安全な作業を行うことはできたが、発射予定時刻の延期また不安定な点火であったとし、総合的にみて燃焼班としての打上げは6割程の成功率であったと判断した。

3.5. 搭載計器

3.5.1. 概要

ロガーは3軸加速度、3軸ジャイロ、3軸磁気コンパス、気圧センサを搭載し、加速度センサと発射の検知、気圧センサはパラシュートの解放の判断に使用した。計器一覧を表3.5.1に、センサの計測範囲を表3.5.2に示す。

発射の判断は、加速度が3G以上かかった時点で発射したと判断し、パラシュートの開放の判断には気圧の値の差の正負が逆転したことを5回検知した場合及びシミュレーションによって算出していたロケットが頂点に達する時間を超えた場合、タイマーによりサーボモータを動作させることで分離機構が作動し、開放される。

表 3.5.1 搭載計器一覧

マイコン	Arduino Micro, Arduino Uno
9軸センサ(磁気/加速度/ジャイロ)	MPU-9150
気圧センサ	LPS331AP
GPS モジュール	PA6C
カメラ	AMC1108

表 3.5.2 センサの計測範囲

加速度 [G]	±16
ジャイロ [dps]	±500

磁気 [μT]	± 1200
気圧 [hPa]	260 ~ 1260
サンプリングレート [Hz]	10

3.5.2. 考察

肉眼や動画，回収時の状況等から展開機構が動作した形跡は見受けられなかった．そのため弾道落下したと言える．機体から回収した加速度のデータからは本来測定レンジが $\pm 16G$ であるものが， $\pm 2G$ の測定レンジになっている形跡が見られた．そのため発射検知の値である $3G$ に届かず，発射の判定が失敗したものであると考えられる．

その他観測用として搭載していた計器のデータは，弾道落下以降は衝撃によりデータは取得できていなかったが，発射から落下までのデータは回収することができた．このうち GPS モジュールについては，ログデータが途切れ途切れになっていた．これは電源との接続が衝撃等により不安定になっていたことが考えられる．また，通信機として XBee を使用したが，総員退避前の動作確認と機体回収を目的としたものであり，リアルタイムのダウンリンクができるほどの電波強度はなかった．そのため，射点から離れた段階ですぐに電波が途絶えていた．

3.6. 軌道計算

3.6.1. 落下予想範囲

打上時の条件である，磁東を 0° 磁北 90° としたときの方位角 225° ，仰角 85° とした場合の落下予測地点である．

弾道落下時の予測範囲を図 3.6.1 に示す．

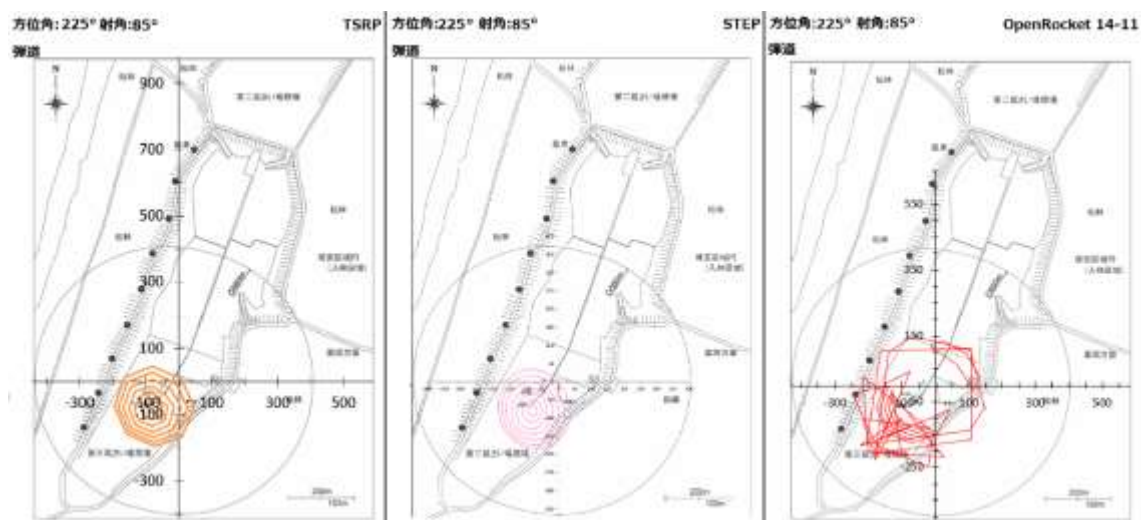


図 3.6.1 弾道飛行時の落下予測範囲

3.6.2. 実測値

実験時の落下位置を図 3.6.2 に示す.



図 3.6.2 実験時の落下地点

3.6.3. 考察

実際には図 3.5.2 に示した点にロケットは落下した. シミュレーションによる落下予測地点に落ちなかった原因として, 到達高度がシミュレーションの結果より低かったことが考えられる.

原因として, モータの項に記述した通り不安定燃焼したことにより, 機体姿勢角の急激な変化と, 到達高度が予定を下回ったことが挙げられる. その結果, 軌道予測計算と一致せず, 予測地点に落下しなかったと考えられる.

また, 当日のフライト時の加速度が取得できていないため, 推力計算を行うことができず, 実験値による正確なシミュレーションを行うことができなかった. 結果として, 風向と風速のみでの落下予測地点のシミュレーションを行っている. そのため, 実際の落下地点との位置に誤差が発生したと考えられる.