

HTI-32 機 打ち上げ実験結果報告書

秋田大学学生宇宙プロジェクト ASSP

プロジェクトマネージャー 中村靖子

2015年9月13日 提出

中村靖子, 大谷祐樹, 畠山里奈, 齊藤翔吾, 近江春祐

1. 実験目的

8月14日(金) 能代宇宙広場(旧浅内第三鉱さい堆積場)にて, HTI-32号機のロケット打ち上げ実験を行った. 以下に実験目的を示す.

・HTI-32号機

- 確実な分離と各データの取得.
- 燃焼班の班員がGSEの構造や運用方法を理解した上で安全な作業を行うこと.
- 機体を確実に打ち上げること.
- 発射予定時刻通りに打ち上げを行うこと.
- 摩擦の影響を受けにくい新分離機構の実証実験

2. 実験概要

自作の地上支援装置を用いて, 秋田大学学生宇宙プロジェクト保有の全長5mの発射台より打ち上げを行う. ロケットは点火後, 頂上付近でタイマーにより分離機構が作動し, 減速落下させるためのパラシュートを放出する. その後, 視認による追跡, ロケットの位置を特定, 回収を行う. iPhoneのアプリケーション機能を活用し, 回収位置座標を特定する. なお, ロケット発射場所の地盤高は平均海面より4mである.

3. 実験結果

表 3.0-1 打ち上げ状況

打ち上げ場所	能代宇宙広場(旧浅内第三鉱さい堆積場)
打ち上げ日時	2015年8月14日 9:50
天候	曇り
機体飛行時間	約18[s]
予想到達高度	224[m]

打ち上げ実験は2015年8月14日に秋田大学学生宇宙プロジェクト所有の5mランチャ(写真3.0-1)にて行った. 機体はランチャ離脱後約7.5秒でパラシュートを展開し減速降下を行う予定だったが, パラシュートは放出されず約18秒後に地上へ弾道落下した.



写真 3.0-1 秋田大学 5m ランチャ

3.1. 機体

3.1.1. 機体構造

機体の仕様を表 3.1-1 にまとめる.

表 3.1-1 機体仕様

機体全長	1009mm
直径	108mm
重量(エンジンを含む乾燥重量)	3.59kg
重心(酸化剤未充填)	529mm
重心(酸化剤充填)	511mm
圧力中心	771mm
使用エンジン	HyperTEKI205
目標到達高度	224m
分離方式	無火薬式分離・開扉機構

直径 108[mm], 全長 1009[mm]のハイブリッドロケットで, エンジンは HyperTEK 社製の樹脂固体燃料と亜酸化窒素を使用した. 乾燥重量は 3.59[kg]である. 機体は厚さ 1[mm]の GFRP チューブ同士の間にもアルミリングをカプラとしてボルト止めすることにより固定している. ボルトは M3 を 1 周 12 本使用した.

I 型での打ち上げではこれまで, スラストプレートは酸化剤タンク上部に設置し, タンクの頭で推力を受けていたが, エンジンの中で最も推力を受ける部分はインジェクターベルのテーパ部分であることから, スラストプレートをグレインと酸化剤タンクのつなぎ目部分であるインジェクターベル部分に設け, インジェクターベルのテーパ部で推力を受ける構造に変更した. この構造は 2015 年 3 月に伊豆大島で L 型を打ち上げた際に採用している.

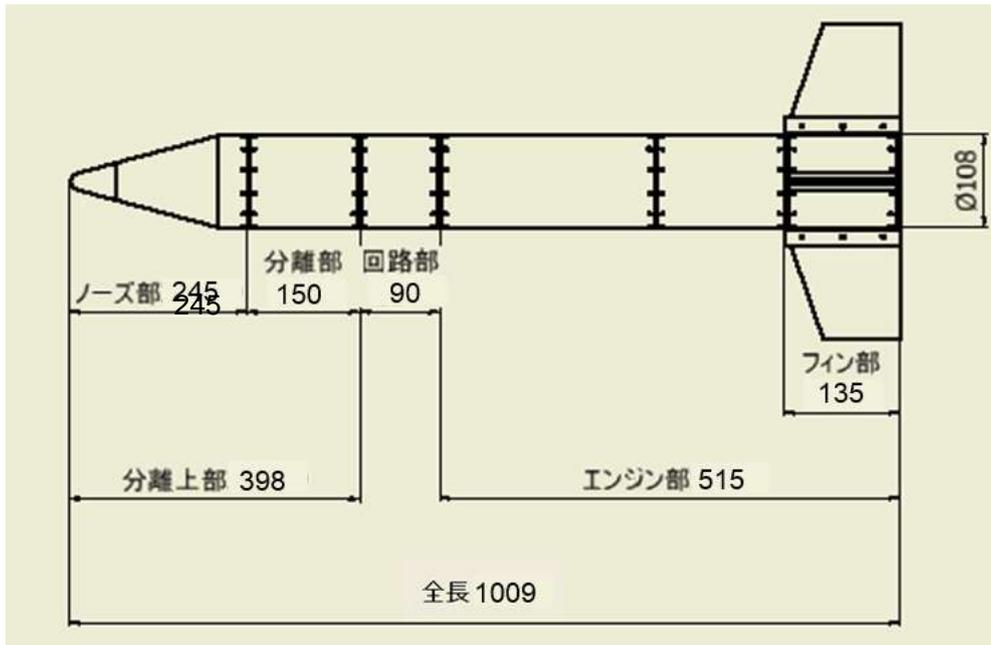


図 3.1-1 機体寸法

ランチラグは図 3.1-2 に示す通り、3 か所存在する。

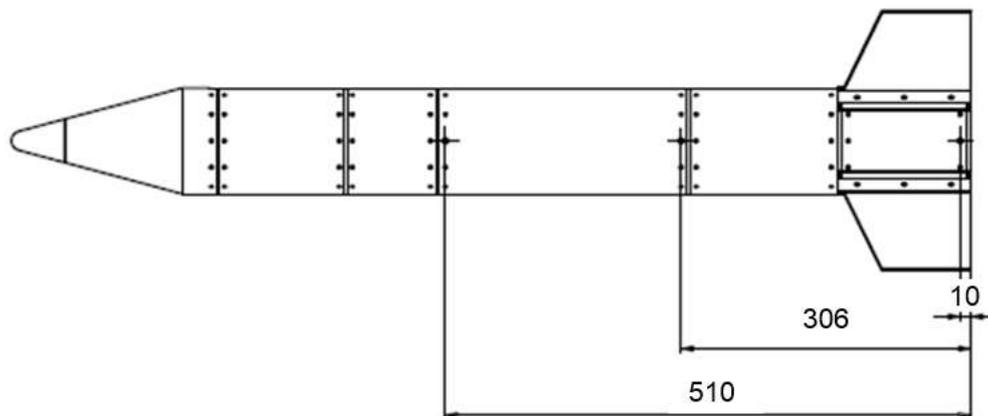


図 3.1-2 ランチラグ位置

ランチラグは、円周均等配置で取り付けている 12 個のトラスネジ(SS400, M3×6)のうち、酸化剤充填確認用ゴムチューブと対になる位置に対応する 1 個をトラスねじ(SS400, M5×15)に変え M5 ナット(SS400)で固定し、3 箇所すべての高さを 10 mm にそろえランチラグとしている。これはカプラの肩部分の厚さを薄くすることによる軽量化、及び円周均等配置の一箇所をランチラグにすることによるランチラグ 3 箇所の軸の統一化を図るためである。ランチラグの取り付け方法を図 3.1-3 に示す。



図 3.1-3 ランチラグの取り付け方法

次に、フィンの構造と取り付け方法について説明する。図 3.1-4 にフィンの寸法、図 3.1-5 にフィンの固定方法を示す。図 3.1-5 に示すように、フィンにはアクリルを使用し、L 字アンクルではさみ、それを M4 のナベネジで固定した。この際、カップラと L 字アンクルの間にプラスチック板を用いてスペーサーとした。

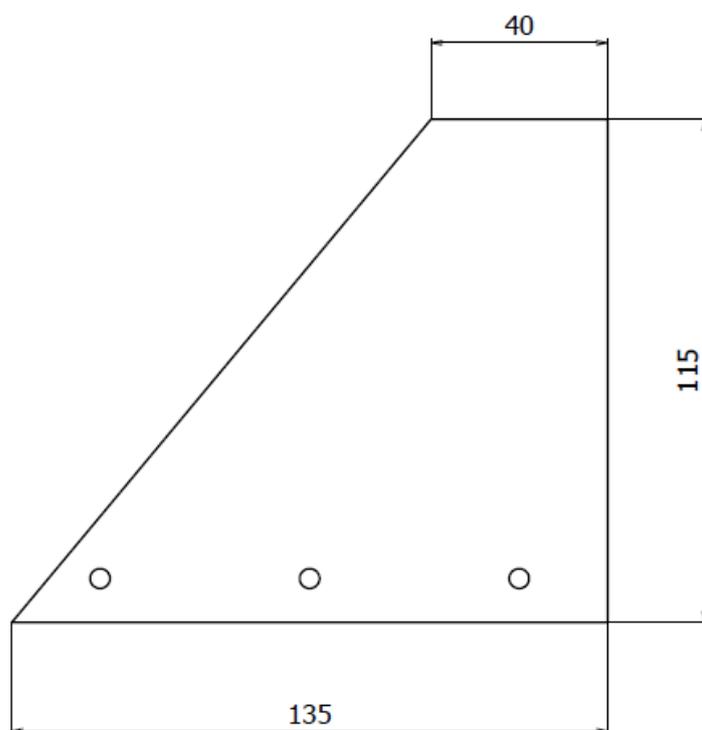


図 3.1-4 フィンの寸法

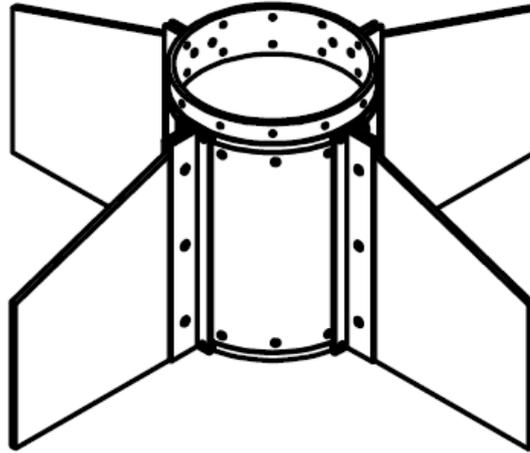


図 3.1-5 フィンの固定方法

続いて、エンジンの固定方法及び固定部材の強度計算について記載する。エンジンは図 3.1-6, 図 3.1-7 のようにエンジンマウントとスラストプレートによって固定した。スラストプレートは厚さ(荷重を受ける部分)3mm, エンジンマウントは厚さ 5mm である。エンジンマウント及びスラストプレートの図面を図 3.1-8, 図 3.1-9 として以下に示す。

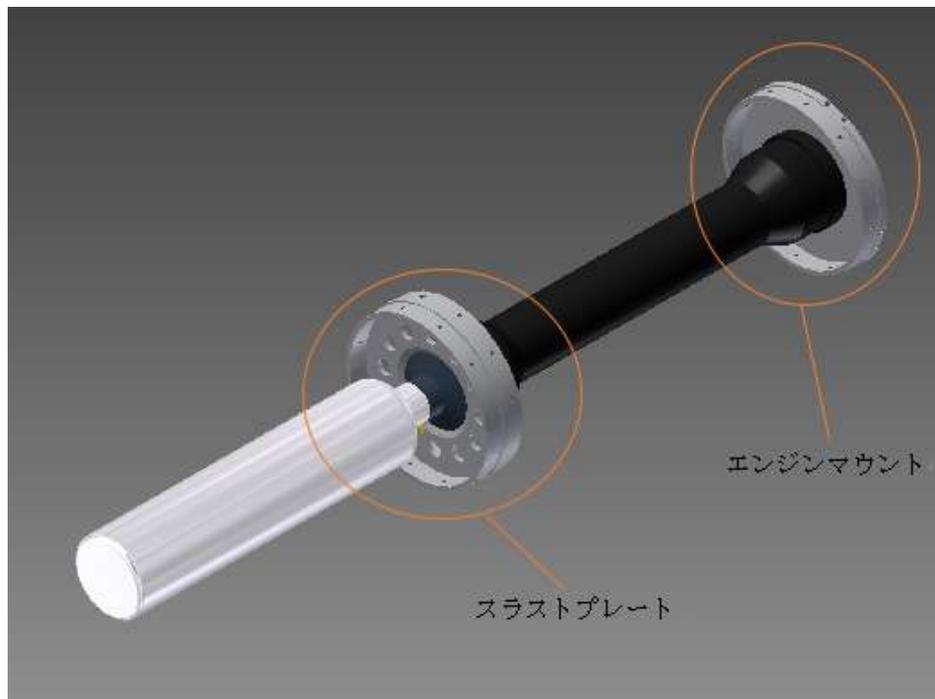


図 3.1-6 エンジン固定方法

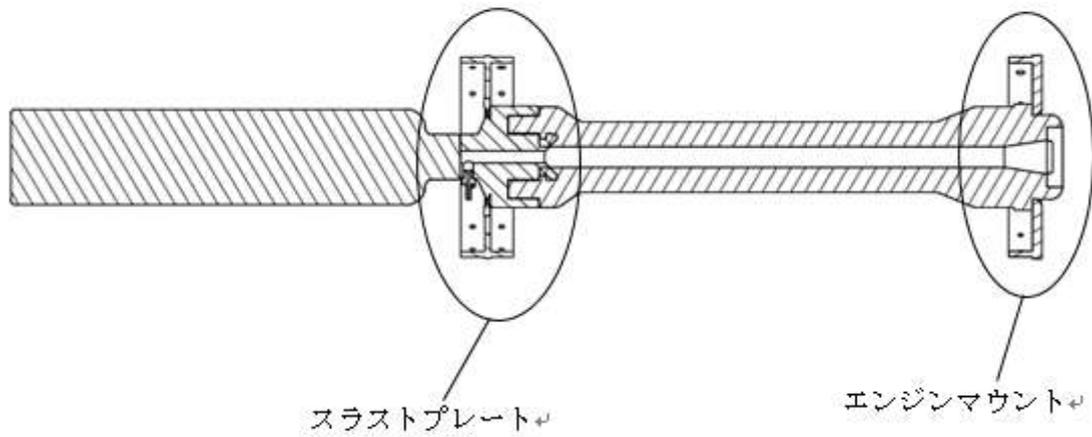


図 3.1-7 エンジン固定方法(断面)

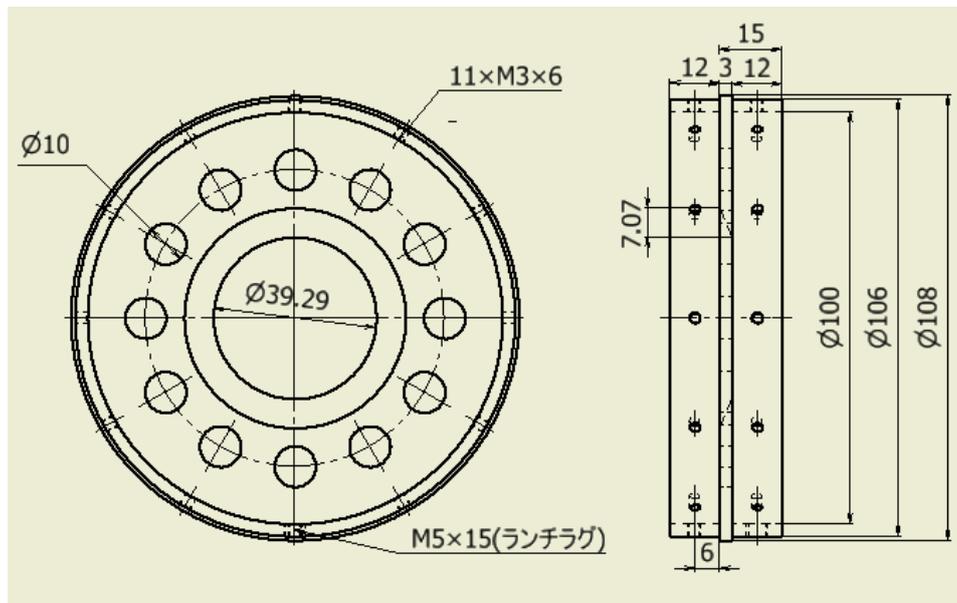


図 3.1-8 スラストプレート図面

※スラストプレートについて、図面では $\phi 10$ の穴をあけて肉抜きをしているが、製作時間の関係で肉抜きを行わなかった。

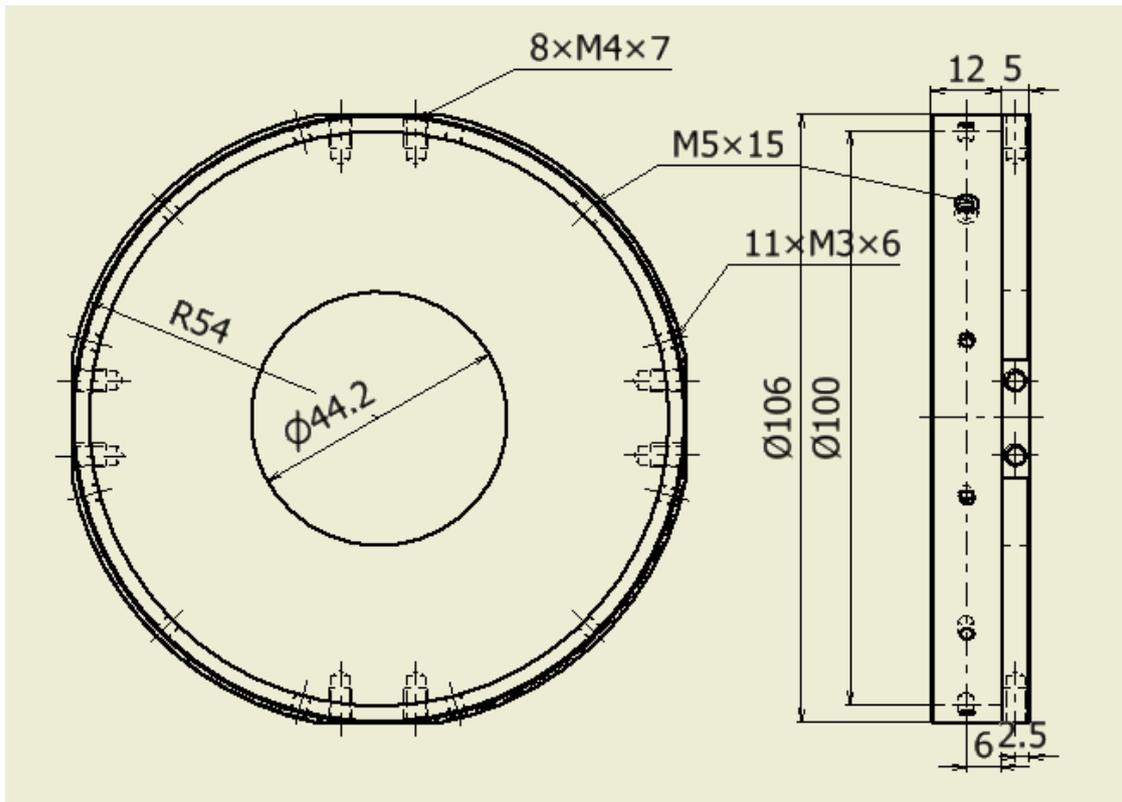


図 3.1-9 エンジンマウント図面

3.1.2. 空力計算について

式(エラー! 指定したスタイルは使われていません。1)を用いて F_{ST} を計算し、計算結果が 10 を超えているかを確認する。

$$F_{ST} = \frac{X_{CP} - X_{CG}}{L} \times 100$$

(エラー!
ー! 指
定した
スタイ
ルは使
われて
いませ
ん。1)

F_{ST} の計算で使用するパラメータは、以下の通りである。

- L : 1.009[m]
- X_{CG} (酸化剤充填時) : 0.511[m]
- X_{CG} (酸化剤未充填時) : 0.529[m]
- X_{CP} : 0.771[m]

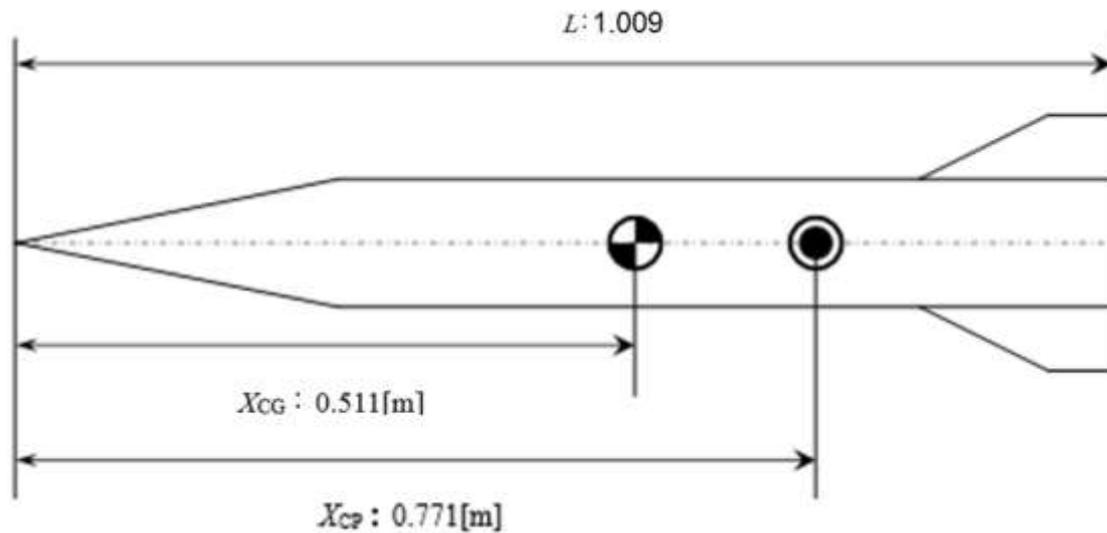


図 3.1-10 機体概略図(酸化剤充填時)

酸化剤充填時の機体安定性について、

$$F_{ST[\text{充填時}]} = \frac{0.771 - 0.511}{0.998} \times 100 \approx 25.77$$

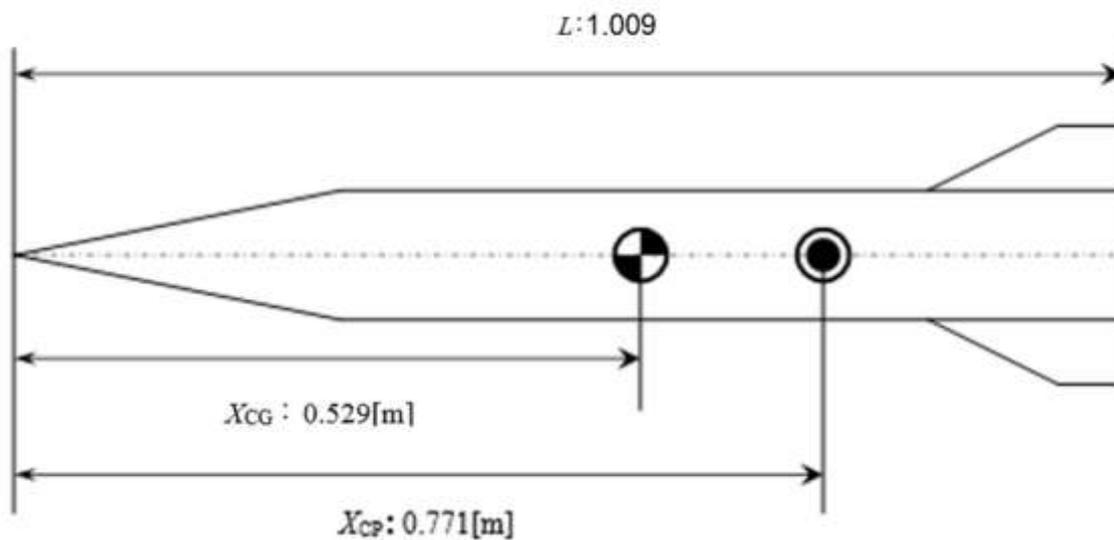


図 3.1-11 機体概略図(酸化剤未充填時)

続いて、酸化剤未充填時の機体安定性について

$$F_{ST[\text{未充填時}]} = \frac{0.771 - 0.529}{0.998} \times 100 \approx 23.98$$

燃焼開始後、機体は振れることなく真っ直ぐ上昇し頂点へ達した。安定して飛行してい

たといえる。

3.1.3. ミッション成功の検討(機体構造・設計)

機体構造としての今回のミッションはなく、分離機構のミッションを機体班のメインミッションとして統一した。安定比を上限ギリギリにとったため、打ち上げ時は風向の条件も整い、機体は振れることなく上昇を続け頂点に達した。

3.2. 分離機構

3.2.1. 新分離機構の開発背景

今後行われる高高度での打ち上げ実験には 2 段階分離方式を用いる。二段目分離機構は既に確立されていることから、一段目分離機構の雛形の開発が求められたことが背景である。

2015 年 3 月に実施した伊豆大島共同打ち上げ実験では、一段目に横開き式の分離機構「弥生」(図 3.2-1)を用いた。実験結果は、開傘した衝撃でパラシュートが機体から切り離され、弾道落下により着地した。一段目に搭載した缶サットが機体落下地点から離れたところで発見されたことと、目視による情報から分離動作は上空で作動したと推測した。しかし回路部の破損が激しくデータを回収できなかったことと、頂点付近に雲があった影響で途中目視での確認ができず、定めた時間で作動したかは判断することができなかった。

そこで今回開発した分離機構「葉月」(図 3.2-2)は縦開き式で、扉が機体本体と完全に分かれることでパラシュートが放出されやすくなっている。またロック解除と同時に扉が風の力を利用して外れる仕組みであるから、内側から押し出す力を弱くすることでボディチューブの変形を抑えることが可能になった。

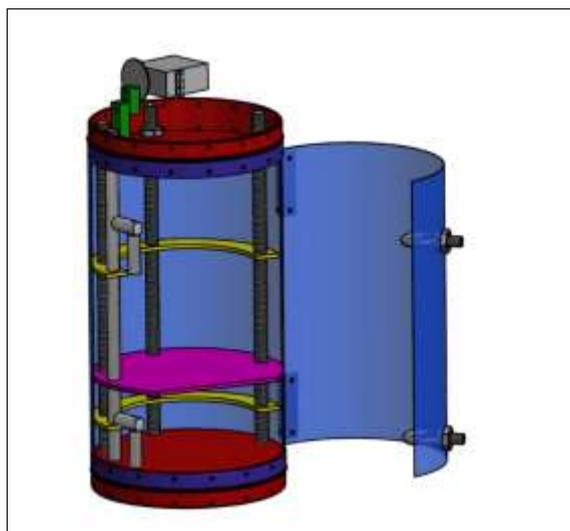


図 3.2-1 分離機構「弥生」



図 3.2-2 分離機構「葉月」

3.2.2. 分離機構の動作結果

点火後機体は頂点まで正常に飛行し、その後はフライトピンが抜けた 7.5 秒後に分離機構「葉月」が動作する予定であった。しかし分離機構「葉月」の動作とパラシュートの放出は共に確認されず、機体は弾道落下による着地をしたことが確認された。回収時の機体の状態を図 3.2-3 図 3.2-4 図 3.2-5 図 3.2-6 に示す。



図 3.2-3 分離機構「葉月」下部カプラーリング(左), 上部カプラーリング(右)



図 3.2-4 分離機構「葉月」上部カプラーリング



図 3.2-5 分離機構「葉月」本体



図 3.2-6 分離機構「葉月」扉

分離機構が作動しなかった原因は、機構自体の構造上の問題とパラシュートの大きさの二点にあると推測された。

一つ目に構造上の問題は分離機構の下部ロックが先に外れても、空気の圧力を受けて上部ロックの解除が妨げられていた可能性があるという点にある。地上での試験として機構に振動を与えたり機構の角度を変化させた実験は行ったが、常に圧力がかかっている状況下を想定した試験は行っていなかった。この問題の対策として機構の上端、下端にロープを結び振り回すことで似たような状況での試験が可能になる。

二つ目にパラシュートの大きさについては、今回のロケットには以前使っていたパラシュートを転用したが、大きさがロケットに合っていなかったと考えられる。分離試験最中にパラシュートが機構内に引っかかり作動しなかったことがあった。また分離機構の扉とパラシュートはロープで結ばれているため、パラシュートが内部で引っかかってしまった場合ツメのロックが解除されても扉は外れない可能性があった。今回の場合はロケットに対してパラシュートが大きすぎたため機構内部で引っかかった可能性も挙げられたことから、対策としてはパラシュートの大きさや収納方法を検討する必要がある。またパラシュートに関しての知識が皆無だったため、機体の大きさや諸々の条件に合ったものを使用できるように学習する必要がある。

続いて分離回路について

今回搭載した回路はマイコンボード **Ardiuno Pro Mini 3.3V** を使用し、分離機構を動作させる回路とセンサーデータを取得するロガー回路を一体化した回路で、分離回路部・デ

ータロガー部と便宜上名づける。分離回路部はフライトピンが抜けたことを検知し、分離機構の動作に必要なサーボの制御を行う。ランチャに固定したフライトピンが発射とほぼ同時に抜けることでタイマーが作動しサーボが動作する仕組みになっている。また、タイマーの秒数の設定はシミュレーション結果を用いて7.5秒で設定した。予定していた加速度分離は打上げ日前日に問題が発生したため、タイマーによる分離のみに切り替えた。

3.2.3. 強度計算について

パラシュートの強度計算については、分離機構が作動せずパラシュートが放出されなかったため、理論値と実験値の比較をすることはできなかった。

ロックした状態でツメが外れないか強度計算では、振動を与えたりしてもロックが解除されることはなかったため計算上の強度に問題はなかった。しかし手で開けようと少し力を加えると簡単に開いてしまい計算上の値に近かったと考えられる。ロックしている部分に関しては問題なかったが、扉のふちが図のように浮いてしまい横から力を加えると簡単に開いてしまった。この原因として軽く押し出せるように平ゴムの弾性力を利用したが、パラシュートが機体に対して大きかったため内側から押し出す力を受けて扉が浮いてしまったことと、扉の形を切断する際の加工精度にムラが生じたことが考えられた。(図 3.2-7 図 3.2-8 図 3.2-9 図 3.2-10)



図 3.2-7 扉の隙間(機体前側から)



図 3.2-8 扉の隙間(機体右側から)

(※黄色の枠線内部の隙間は変形防止パーツにより塞がれている)



図 3.2-9 扉の隙間(機体左方側から)

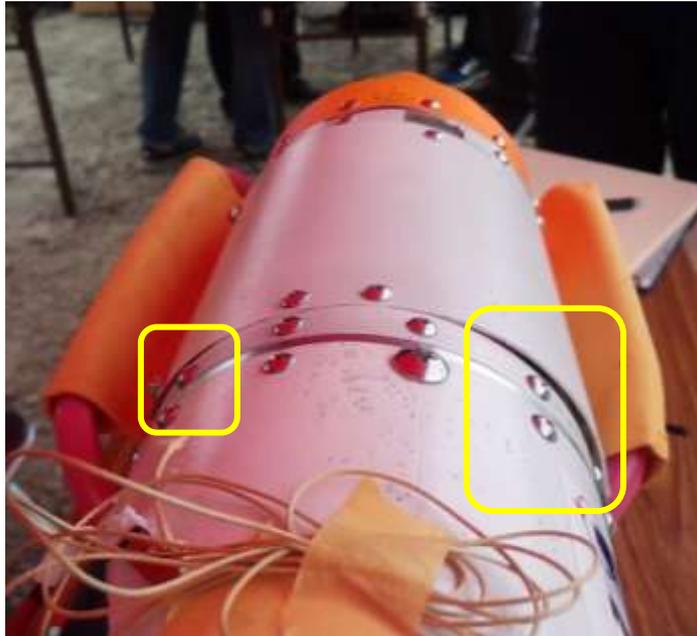


図 3.2-10 扉の隙間(機体左方後側から)

3.2-4 ミッション成功の検討(分離機構)

はじめに事前提出した仕様書から、分離機構のミッション成功基準を以下に示す。

- ・ミニマムサクセス

機体構造に異常が見られずに分離機構動作を成功させる。

→設定したタイミングで分離したことを電子回路から得たデータより判断。必要に応じて目視での確認も参考にする。

- ・フルサクセス

パラシュートを分離機構内から外に完全に放出する。

→地上からのカメラ・肉眼，回収後の状態から判断。

- ・アドバンストサクセス

指定落下範囲内に落下させる。

→落下地点の GPS データから成功を判断する。必要に応じて目視での確認も参考にする。

次に実験結果よりミッション成功基準を評価したものを以下に示す。

- ・ミニマムサクセス

解析結果よりサーボモータに対して設定した時間通りに信号は送られていたが，機体構造側の問題により分離機構を動作させることができなかった。(0点)

- ・フルサクセス

分離機構が作動しなかったため、パラシュートを分離機構内から放出することができなかった。(0点)

- ・アドバンストサクセス

GPS を使用し忘れたため目視での判断になってしまった。落下地点はシミュレーションの範囲に収まったが、ミニマムサクセスとフルサクセスを達成できなかったため成功とはいえない。(0点)

分離回路について

分離回路部のミッションは確実な分離であったが、今回の打上げでは分離動作を行ったかどうか不明であり、分離の確認がされていないので分離回路部のミッションは失敗したと考えられる。

3.3. 燃焼

3.3.1. 使用モータ概要

使用エンジンの型番：I205

- ・公称値

燃焼時間:2.3 秒

総力積：470Ns

最大推力:公称値なし

平均推力:205.0N

公称の推力データのグラフを図 3.1-1 に示す

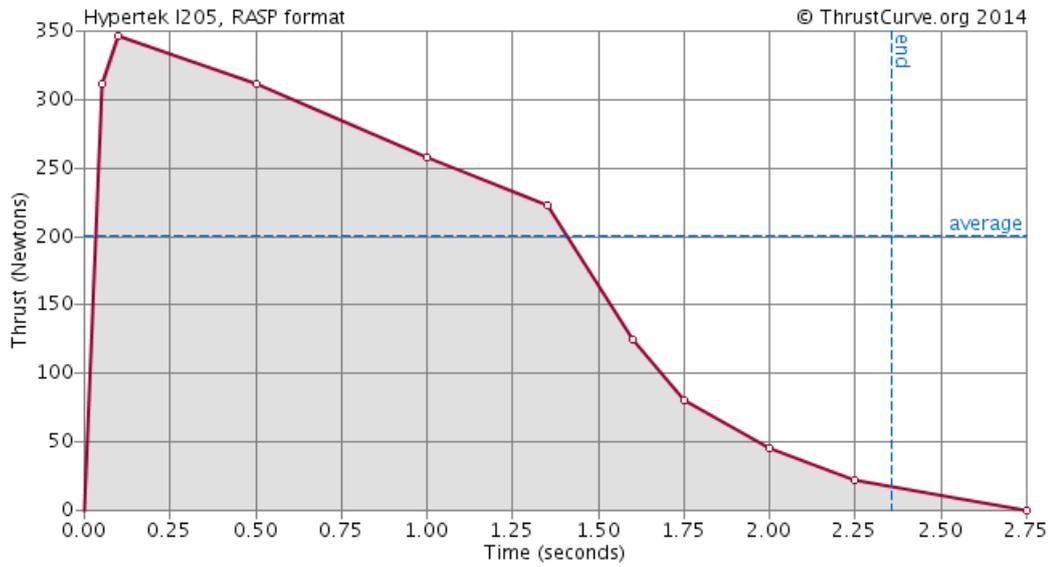


図 3.3-1 公称の推力グラフ[1]

・実験値

燃焼時間: 2.2 秒

総力積 : 370.9Ns

最大推力値: 798.1N

平均推力:168.6N

また実験地の推力, 酸化剤圧力のグラフを図 3.3-2 に示す.

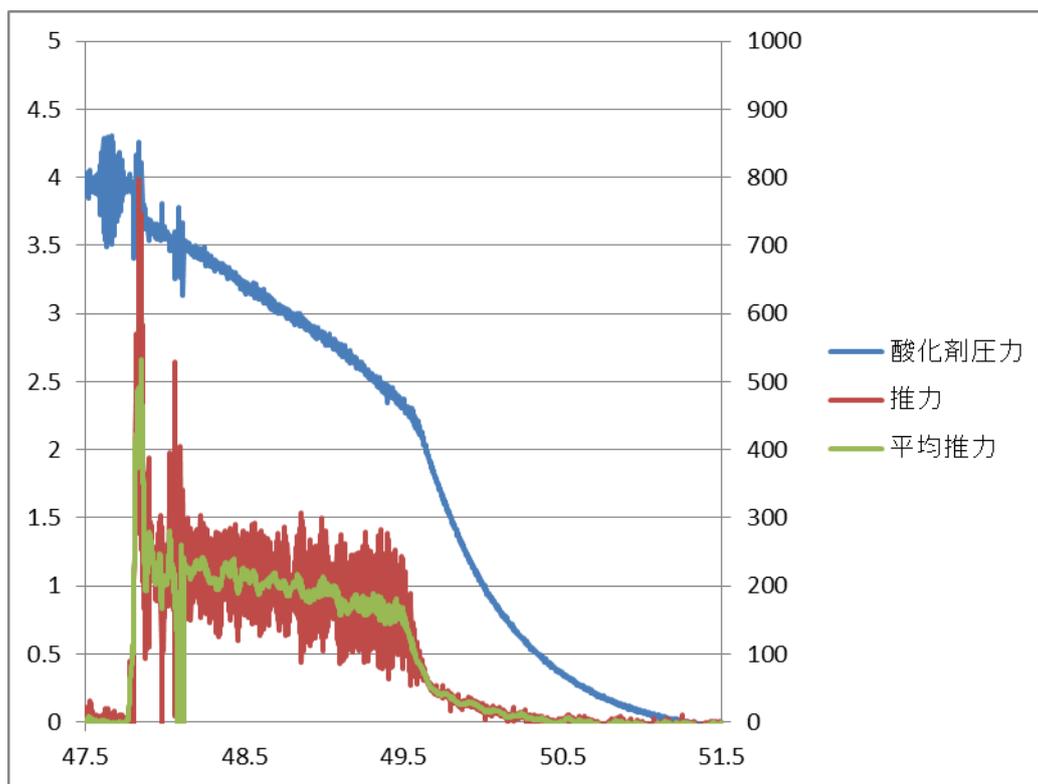


図 3.3-2 各測定値の時間推移

3.3.2. 地上支援設備 (GSE)

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 3.3-3 に示す。

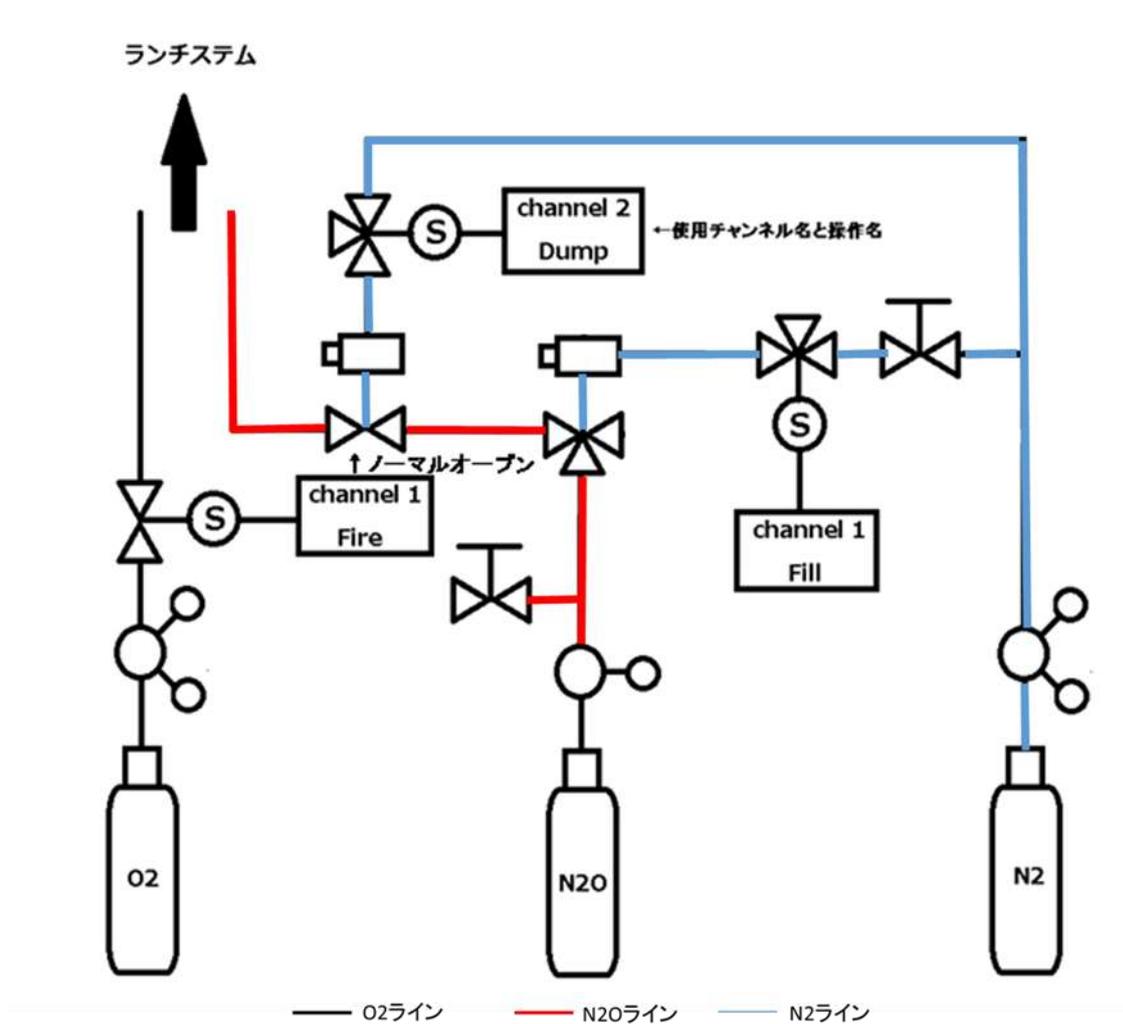


図 3.3-3 配管の概略図

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 3.3-4 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。

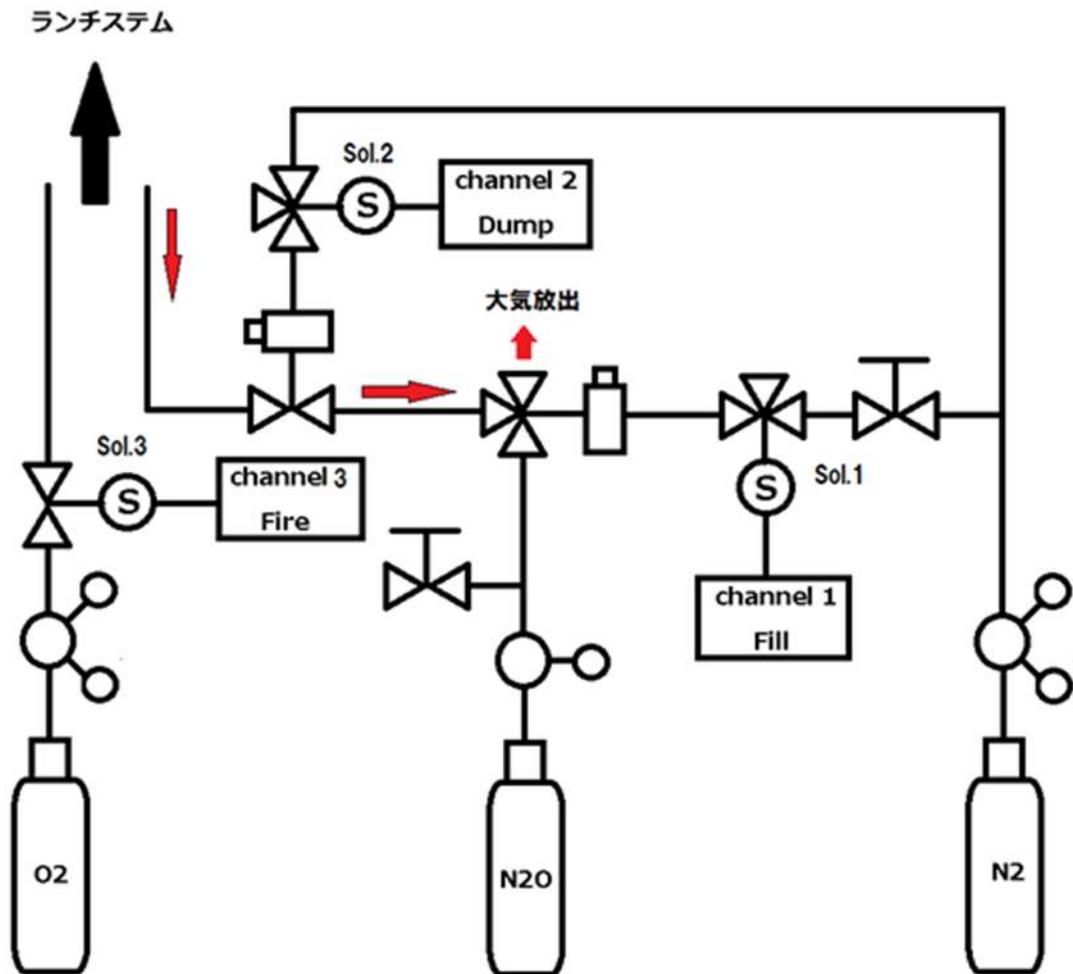


図 3.3-4 Dump 時のガスの流れ

3.3.3. 運用結果

運用の結果を表 3.3-1 にまとめた.

運用結果			
いくつかのトラブルが発生したが、それらを解決し予定時刻に打上げを行った.			
問題点		対策	
N ₂ ラインにリークが発生		原因をチューブの劣化と判断し、対象部分を切断し解決	
N ₂ Oラインにリークが発生		原因を接続部のゆるみと判断し、対象部分を増し締めし解決	

表 3.3-1 運用の結果

3.3.4. ミッション成功の検討(推進系)

今回の打上げにおいて

- ・安全な作業を行うこと

- ・モータを正常に燃焼させ機体を確実に打ち上げること。
- ・予定時刻に打ち上げること

以上の 3 点を成功の達成基準として定めていた。シーケンス実行中にトラブルが発生した物の速やかに対処できた。また、安全に作業を行い、予定時刻に打ち上げを行うことができた。燃焼開始後、居座ることなく上昇を開始しランチクリアした。したがって、成功と判断する。

3.4. 搭載計器

3.4.1. 計器概要

データロガー部では気圧・加速度・ジャイロのセンサーデータを取得し、分離回路部でのサーボの動作状態も含めて Micro SD に保存する。データと分離状態の確認をするため XBee PRO S2B を搭載し無線での確認も試みた。回路の固定方法はカプラに穴を開け、そこに金属スペーサーを差し込み上に基板を固定するという方法を用いた。電源はボディチューブの内側側面に電池ボックスをボルト・ナットで固定した。搭載したセンサーは以下の表 3 に示す。

表 3.4-1 搭載センサー

データの種類	センサーの種類	レンジ	用途
加速度	MPU-6050	±16g	加速度の確認
ジャイロ	MPU-6050	±2000dps	回転の確認
気圧	LPS331	260~1260hPa	気圧温度高度測定



図 3.4-1 回路搭載場所



図 3.4-2 電源と回路の配置

3.4.2. 取得データの解析結果

今回の打上げでは Micro SD によるデータの取得が Micro SD の破損のため出来なかったため、途中まで取得できた無線データを用いて解析を行った。以下に気圧データと加速度・ジャイロデータを示す。取得出来たデータは打上げから約 3.5 秒程度であった。

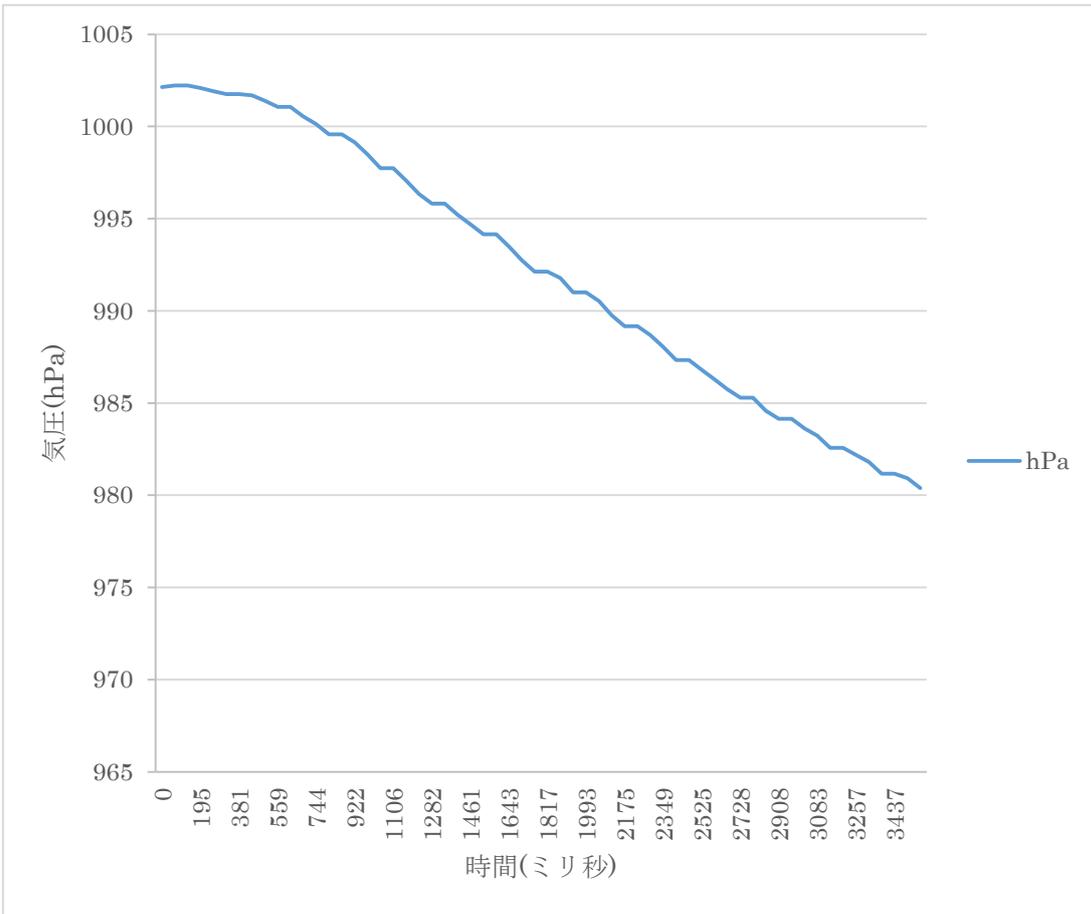


図 3.4-3 気圧データ

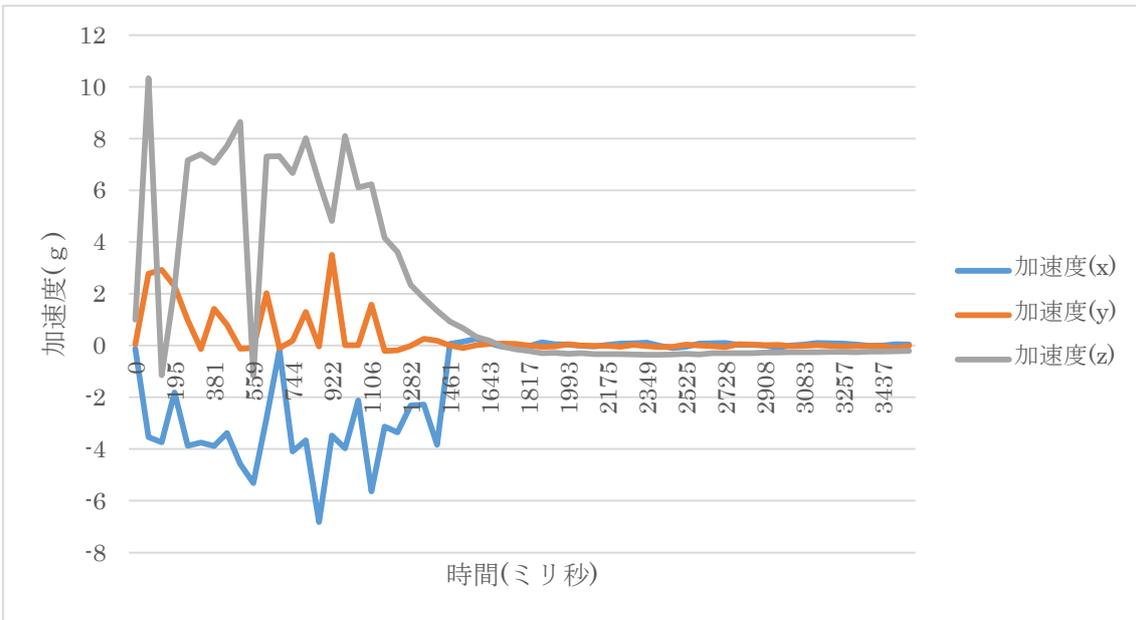


図 3.4-4 加速度データ

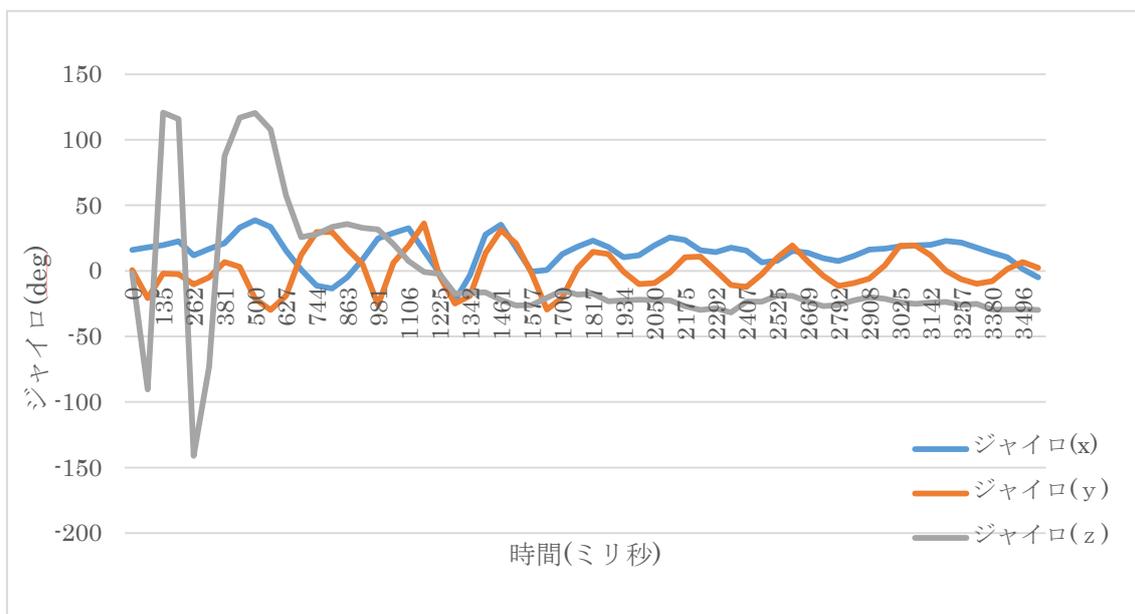


図 3.4-5 ジャイロデータ

取得した気圧データを用いて、高度を算出した。最後にデータが取得された 3.554 秒時の気圧は 980.392[hPa]、地上気圧 1002.144[hPa]、地上気温 24[°C]を用いて到達高度は 190.4779[m]と算出された。算出に使用した式は以下に示す。

気圧温度標高式

$$H = [T_0 \left(\frac{P}{P_0}\right)^{\frac{-RL}{g_0 M}} - T_0] / L \dots \dots (1)$$

表 3.4-2 使用パラメータ

P 打上中の最低気圧	計測値 [hPa]
P ₀ 地上の気圧	計測値 [hPa]
T ₀ 地上の気温	273.15+(計測値) [K]
g ₀ 地上の重力加速度	9.80665 [m/s ²]
L 気温減率	-0.0065(H < 11km) [K/m]
M 大気モル質量	0.0289644 [kg/mol]
R 気体定数	8.31432 [J/K/mol]
H 気圧温度高度	(1)式出力値 [m]

3.4.3. ミッション成功の検討(搭載計器類)

データロガー部でのミッション成功基準は打上げから回収までのデータを取得することであったが、Micro SD の破損により取得できなかった。また、無線でのデータ取得も打上げから約 3.5 秒程度しか確認できなかったため今回の打上げにおける搭載計器のミッショ

ンは失敗であった。

3.5. 軌道計算

今回使用したシミュレーションは、先輩が以前作成しここ数年 ASSP で使用しているシミュレーションを用いた。「地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化」を元に作成されたものである。このシミュレーションは機体のロールは考慮しておらず、 C_D , C_{Na} , I_{CP} などは速度によらない一定値、上空の風はベキ法則により仮定することを計算の前提としている。

3.5.1. 落下予測範囲

ここでは、表 3.5-1 にシミュレーション条件、図 3.5-1, 3.5-2 にシミュレーションによる機体の弾道落下分散、減速落下分散を示す。

表 3.5-1 シミュレーション条件

打ち上げ仰角	240[deg]
打ち上げ方位角	82[deg]
ランチャ有効レール長さ	5.5[m]
風向	4[m/s]
風速	250[deg]

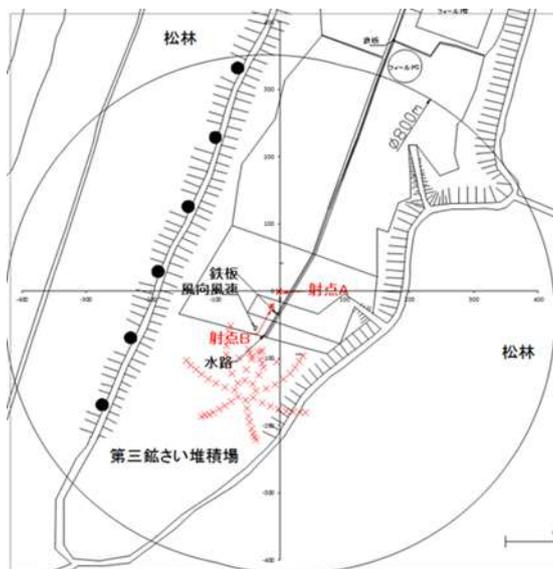


図 3.5-1 弾道落下分散

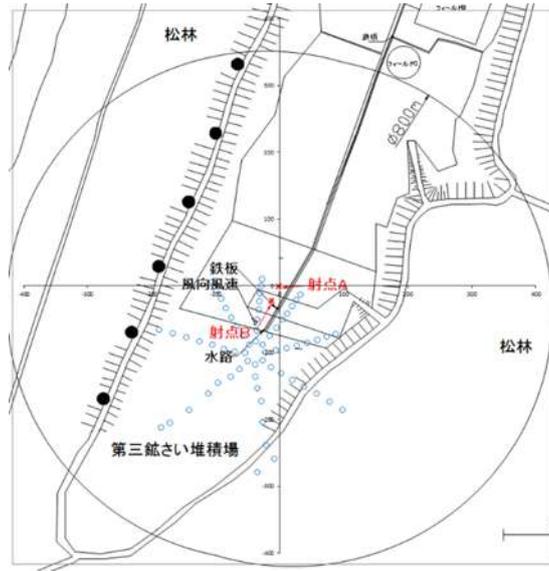


図 3.5-2 減速落下分散

記号は×または○が環状に広がっており，内側から風速 1m/s の落下分散，最外円周上が風速 8m/s の落下分散となっている．

3.5.2. 実測値

機体落下地点を図 3.5-3 に示す．

落下地点の座標は北緯 40° 8' 16" ，東経 139° 59' 0" であった．

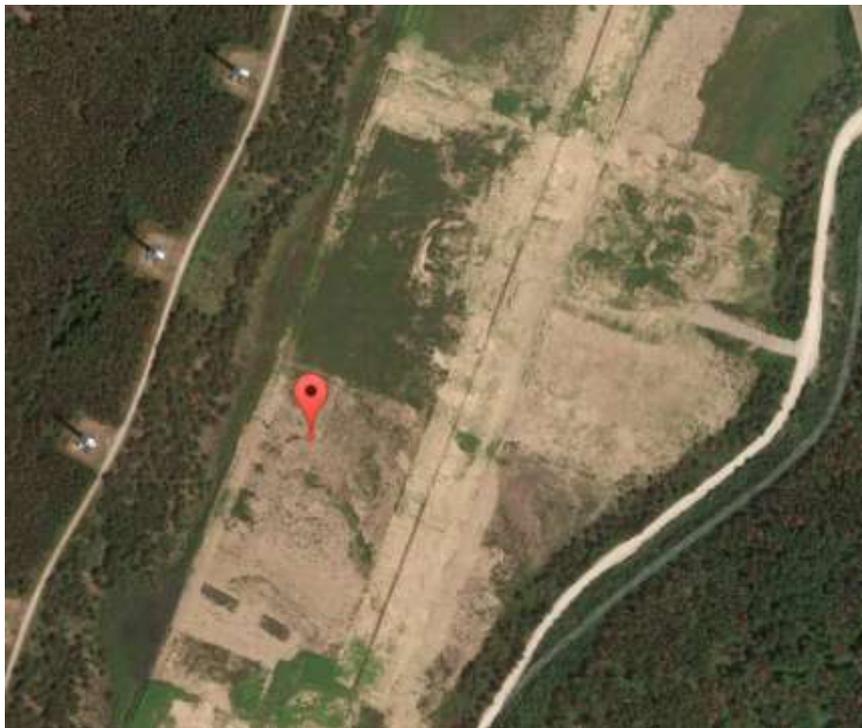


図 3.5-3 機体の落下地点

3.5.3. 計算値と実測値の誤差

落下予測地点と実際の機体落下地点を合わせた図を図 3.5-4 に示す。

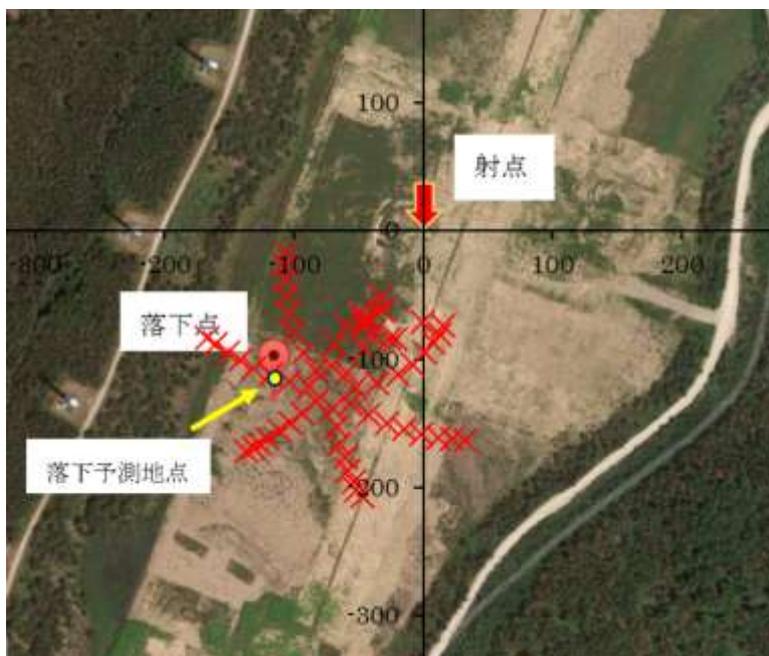


図 3.5-4 予測値と実測値の比較

打ち上げ当日(8月14日9:56時点)の風向風速は、東に吹く風3.1m/sであった。シミュレーション結果で東に吹く風3m/sに対応する地点は、図3.5-4に黄色丸(●)で示した。図3.5-4からもわかるように、予測値と実測値の誤差は非常に小さく、危険の伴う弾道落下においてその落下地点をほぼ正確に想定できていたとみなすことができる。

4. 今後の課題と展望

今回の打ち上げについて、初めに第1章の実験目的を参照しながら、その目的達成度を振り返る。

- 確実な分離と各データの取得。
→分離及びパラシュートの放出に失敗したが、取得予定のデータがテレメトリにより一部取得に成功した。
- 燃焼班の班員がGSEの構造や運用方法を理解した上で安全な作業を行うこと。
→シーケンス実行中、トラブルがあったものの迅速にトラブルシュートを行い、安全に作業を行っていた。
- 機体を確実に打ち上げること。
→打ち上げリハーサルまでに機体を完成させ、無事打ち上げを行うことができた。
- 発射予定時刻通りに打ち上げを行うこと。

→発射予定時刻は10:00であったが、天候の関係と準備の進み具合から10分早め、9:50にXを変更し、予定通り打ち上げを実施することに成功した。

- 摩擦の影響を受けにくい新分離機構の実証実験

→今回実証実験対象であった新開発分離機構「葉月」は、2015年3月に採用した分離機構「弥生」の改良版として設計・製作が行われた。弥生では機体円周方向に扉が開く方式であったが、回転軸となるパーツ同士の摩擦により分離しなかった。葉月ではこの点を考慮し、回転軸パーツを用いない構造設計にした。しかし、風圧、空気圧に勝てず扉を切り離し、パラシュートを放出することはできなかった。

続いて、打ち上げを通しての反省を、技術面・マネジメント面に分けて下記にまとめる。

- 技術面について

機体は燃焼開始後、居座ることなく上昇を始めた。ランチクリアから頂点まで、機体は振れることなく進行方向まっすぐに上昇を続けた。その後扉は切り離しパラシュートを放出せず減速できずにそのまま弾道落下した。扉ごと切り離しパラシュートを放出する方法は今回が初めてであった。今まではバネの力により押し出していたが、今回は押し出すのではなく、ロックが外れると扉が落下する。失敗の原因は空気や風により扉が押されたことであったが、これが失敗原因になったのは初めてではない。実際、設計の段階で空気や風に押されて扉が開かない可能性があるという意見が出ており、採用した機構はそれを踏まえ改良したものであった。昨年問題となっていた、これまでの失敗・成功の記録がないために同じ理由による失敗を繰り返している点については、設計段階で考慮はできていたため改善されてきているが、考慮が甘かったように思う。対策として以下の内容を挙げる。

- ① 試作を最低1つは製作し、模擬実験を実施する。考えるだけで済ませない。
- ② 新しく開発する際、必ずこれまでの打ち上げ結果の記録を参考にすること。
- ③ 頭で考えるだけでなく、参考書等を用いて必ず数値を用いて根拠を裏付けること。

- マネジメント面について

設計を4月中旬から末にかけて行い、内部審査会を5月上旬から約一か月半かけて実施、その後製作・実験・修正を行った。予定では、能代への出発一週間前までにはリハーサルを終え、機体の最終調整も終了している予定であったが、機体の製作が遅れリハーサルは機体無しで流れの確認だけ行い、出発の3日前に各種機体計測が終了するという状態であった。原因として、以下の2点が挙げられる。

(i) 打ち上げ予定の機体が当初は2機あり、昨年までと同じ期間内に2機製作しなければならなかったこと。

(ii) タスク(主に機械工作)が偏ってしまったこと。

(i)について、打ち上げ前までに必要な製作は2機共に終了していた。しかし今後は、自分たちの起こりうる予定を出来るだけ想定したうえで実行可能なスケジュールを立てるようになる必要がある。そのためには、各々が自己スケジュール管理をもう少し徹底してい

かなければならない。また、プロジェクトの他にやらなければならないことは誰しもあるため、機体の製作にあたりやらなければいけない作業にはどんな工程があり、どのくらいの作業時間を要し、誰が・何が必要なかを把握しなければならない。対策として

- ① 製作経験者が実際に行った作業内容と作業工程, かかった時間を簡潔に記録する日誌をつくる。
- ② 製作経験者(先生方・上級生)が製作する際, 製作未経験者(主に下級生)が付き, 学ぶ。
(②に関してはこれまでも行っているため, 継続ということになる)
- ③ [主に機体班]設計段階で加工工程を思い浮かべ, できる加工なのか難しいのか, 加工に時間がかかりすぎているか, を考え遂行しながら設計する。

(ii)について, 製作経験者にあたる者が機体2機に対し3名しかおらず, その3名と他製作担当者4名の予定が合わなかったために, 製作ができる実質日数が非常に少なかったこと, 担当者の変更によりタスクが偏ったことなどが挙げられる。対策として,

- ① 次回打ち上げまでに製作経験者数を増やす。
- ② 積極的に加工方法を学ぶ。
- ③ 自分の仕事内容・仕事量とそれにあてることができる時間を出来る限り正確に見積もる。

● 全体を通して・次回打ち上げについて

改善すべき点をまとめると,

- 自分の担当に責任を持つ。
- 自分の担当しているところは大丈夫だ, といえるようにトラブルシュートまで徹底する。
- 各班の班長は班員の作業の進捗を気にかけて, 声をかけること。
- 出来るだけ作業は作業場(B棟)で行う。
- 話し合った内容を打ち上げごとに用意する案まとめノートに必ず記録し, 案を練る際は必ず参照する。(前回に引き続き継続項目)
- 予備実験(主に機体・電装), リハーサル(主に燃焼)を徹底する。

続いて, 良かった点をまとめると,

- 当日の動きが非常にスムーズで, トラブルへの対応も迅速かつ正確に行えていた。
- 打ち上げ前日のリハーサルで得た問題点, よかった点を各班しっかりと吸い出せており, 全体で共有できた。

ミッションの達成はできず失敗となってしまったが, 経過をこれまでの打ち上げと比較すると, 昨年11月の打ち上げから, 各打ち上げにおけるミッションの関連性, スケジュール管理, 設計段階での遂行等がかなり改善されてきたように思う。特に今回は2機の機体を製作し終えた。31号機は, 出発3日前まで何度も実験を繰り返したが, 機体統合時点での問題が解決せず見送りとなった。

32号機において失敗してはいけないところで失敗しなかったこと, 31号機の最後まで

で粘り、残り日数とミッションの内容、その時点での機構の状況から判断をしっかりと出せたこと、この点は自分たちを評価してもいいと考える。しかし、失敗するために打ち上げを行っているわけではないことを、改めてここで全員が認識し、この失敗・見送りで感じた悔しさを忘れることなく次回以降の打ち上げ成功に必ず繋げていくことが重要である。

今回の打ち上げをどのように感じどのように受け止めたのか、今一度 ASSP 一人ひとりが振り返り、それを次の代へと技術、交流を通して伝えていくことを強く願う。