

能代宇宙イベント報告書

東海大学チャレンジセンター学生ロケットプロジェクト

1. 実験目的

本団体は第9回能代宇宙イベントにおいて TSRP-H-31 および TSRP-H-32 の打上実験を行った。以下に実験目的を示す。

- ・ハイブリッドロケット 31 号機 (TSRP-H-31)
 - ・ 展開式フロートの海上実証
 - ・ $\phi 150$ の機体による大型化する海打機体の技術確立
- ・ハイブリッドロケット 32 号機 (TSRP-H-32)
 - ・ 学部2年生の技術教育
 - ・ 小型模擬人工衛星の放出技術の確立

2. 実験概要

2.1. H-31

打上げには、独自の地上支援設備を使用し、全長 5 m の発射台を用いて打上げを行う。到達高度は地上から 475 m を予定。打ち上げ後、頂点付近でドロッグシュートを開傘し、地上 200 m でメインシュート開傘の信号を送る。3 km の指定された保安区域に減速落下させ着地を確認後、テレメータの GPS 受信によって位置を特定し回収を行う。なお、ロケット発射場所の地盤高は平均海面より 4 m である。

本団体ではロケットの高高度化を目指しており、落下範囲を広く確保できる海に向かってロケットを打ち上げる海打ちを行っている。海に向けて打ち上げたロケットの回収のためには、回収までの間ロケットを海上に浮かせておく必要がある。昨年度海打ちを成功させた H-28 では、機体を浮かせるために固体フロートを使用した。ロケットの大型化に伴い機体重量が増加すると、固体フロートのみで十分な浮力を確保するために機体の体積を大きくする必要がある。そこで少ないスペースで十分な浮力を確保するために展開式フロートの開発を行っている。H-31 ではこの展開式フロートによるロケットの海上回収を実証する。

2. 2. H-32

打上げには、自作の地上支援設備を使用し、全長 5 m の発射台を用いて打上げを行う。到達高度は地上から 290 m を予定。打ち上げ後、頂点付近でメインシュートの開傘を行い、1 km の指定された保安区域に減速落下させ着地を確認後、テレメータの GPS 受信によって位置特定し回収を行う。なお、ロケット発射場所の地盤高は平均海面より 10 m である。

H-32 は本団体の下級生(主に現 B2 生)による教育プロジェクトの一環として製作する機体であり、設計や開発の進め方の引継ぎ、技術の引継ぎを狙いとしている。また、同大学の衛星開発団体に小型模擬人工衛星の作成を依頼し、H-32 による搭載、頂点付近での放出を行う。そのため本機はペイロードを搭載した機体仕様となっている。

3. 実験結果

H-31 は 2013 年 8 月 20 日 6 時 56 分に ASSP ランチャにて打ち上げられた。打上予定日は 8 月 19 日であったが、天候不良により予備日である 20 日へと延期になった。打上げは成功したものの、分離機構の不動作によりパラシュートが放出されず、弾道落下して着水した。機体は着水時に破損したが、一部を回収することができた。

H-32 は 2013 年 8 月 25 日 16 時 20 分に UNISON ランチャにて打ち上げられた。打上げは成功したものの、H-31 と同じく分離機構の不動作によりパラシュートが放出されず、弾道落下して着地した。機体は着地時に破損したが、破片をほぼすべて回収することができた。

3. 1. 機体

3. 1. 1. 構造 H-31

H-31 は TSRP が 2013 年 3 月に打ち上げを行った H-29 の成果を元にモータのクラスを J 型から K 型に、機体直径を 119 mm から 154 mm にそれぞれ大型化した海打ち仕様の機体である。H-29 はもともと海打ちに必要な技術実証を目的とした機体であり、その設計を参考に H-31 の設計を行った。機体の仕様については表 3. 1. 1 および図 3. 1. 1 を、搭載物については表 3. 1. 2 をそれぞれ参照のこと。

表 3.1.1 H-31 の機体概要

| | |
|--------|-----------|
| ロケット名称 | TSRP-H-31 |
| 全長 | 2076 mm |
| 直径 | φ154 mm |
| 乾燥重量 | 10.5 kg |
| 打上予定日 | 8月19日(月) |

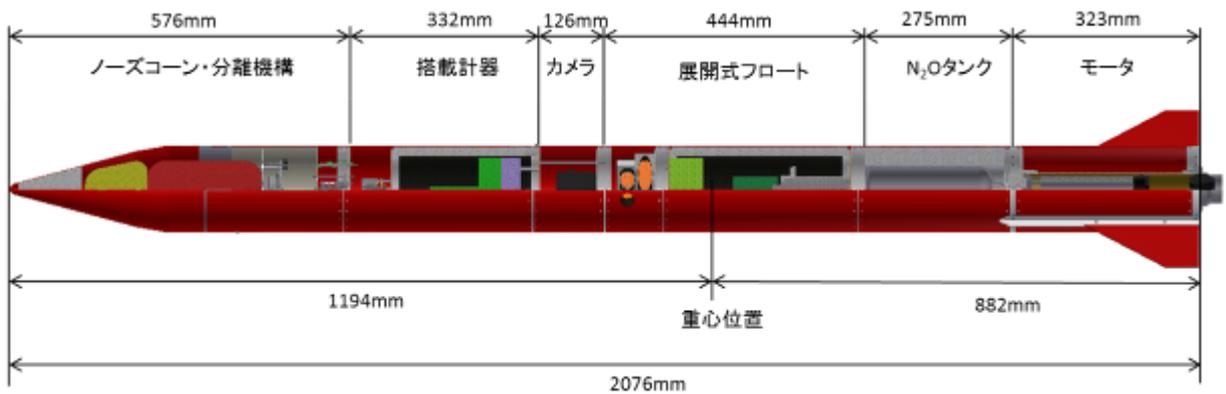


図 3.1.1 H-31 概要図

表 3.1.2 搭載物一覧

| |
|------------------------------------|
| K 型モータ (THR-006K 改 ^{※1}) |
| K 型 N ₂ O タンク |
| 展開式フロート |
| 機載カメラ (HDR-AS15) |
| テレメータ |
| 分離回路 |
| 分離機構 (二段階分離) |
| パラシュート |
| 固体フロート |

※1 THR-F006K 改 : Tokai Hybrid Rocket-Flightmodel
2010 年度 600N 級 K 型モータ改良型の略称

機体主構造は GFRP 製のチューブとアルミ合金 (A2017T4) 製のカプラで構築されている。

チューブは搭載機器ごとに分割されており、それぞれが薄肉の GFRP チューブ（肉厚 0.5mm）とその両端に接着された GFRP 製の強化リングで構成されている。強化リング部とカプラを 24 本の M3 ボルトで結合する。図 3.1.2 に機体構造の概要を示す。

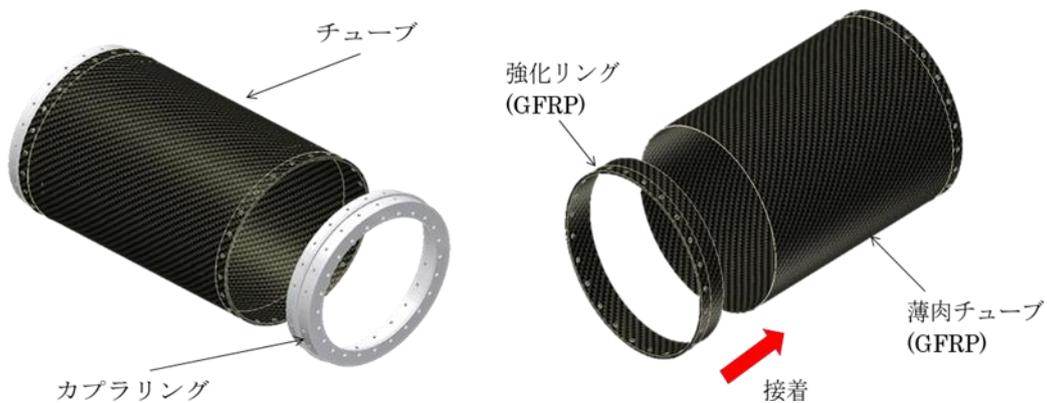


図 3.1.2 機体構造概要

今回打上げを行った $\phi 150$ mm のモデルはこれまでの引張試験の結果より、2.4 tonf 以上の荷重で接着が剥離することがわかっている。この荷重は機体重量換算で約 226 G に相当し、本機の構造材としては十分な強度を確保していると判断した。

カプラリングはジュラルミン (A2017T4) で作られており、チューブから伝達される機軸方向の荷重に対しては 500 G 相当以上の荷重が負荷しても降伏強度を超えないよう設計されている。(ボルト穴せん断応力で評価。応力集中係数は 3 で計算した)

本機は 3 個のランチラグを有している。最も下端のランチラグはのエンドカバーリングに取り付けた。真ん中のランチラグはタンクモジュール下のモータマウントリング取り付け、最上部のランチラグは分離機構モジュール下のカプラリングに取り付けた。それぞれのランチラグはポリアセタール樹脂製で、M3 の極低頭ボルトでアルミ製のカプラリングに固定した。機体のランチラグ取り付け位置を図 3.1.3 に示す。

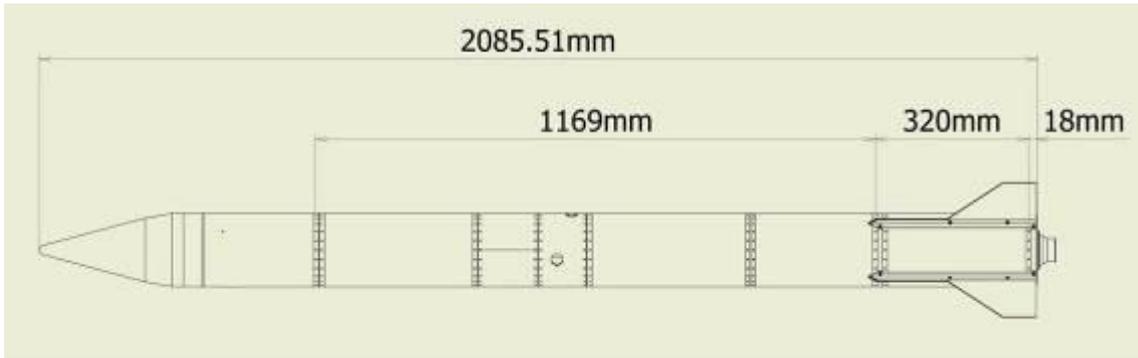


図 3.1.3 ランチラグ取り付け位置

本機に搭載される自作モータは N_2O タンク付け根の位置でモータマウントカップラに M4 ボルト/ナット 4 本で結合されている。本機のモータマウントリングはモータマウントリングとモータマウントプレートの 2 パーツで構成されており、モータはプレートに固定される。モータマウントプレートとモータマウントリングは SUS 製の M3 低頭ボルト 24 本で固定されている。

モータと機体のあいだの荷重伝達はすべてこの部分で行われる。機体下端のプレートはモータの軸ブレを防ぐものであり、機軸方向の荷重は伝達しない。また、モータ下端のプレートもエンドカバーリング、エンドカバープレートの 2 ピースで構成されている。図 3.1.4 は、モータ接続部の概念図である。

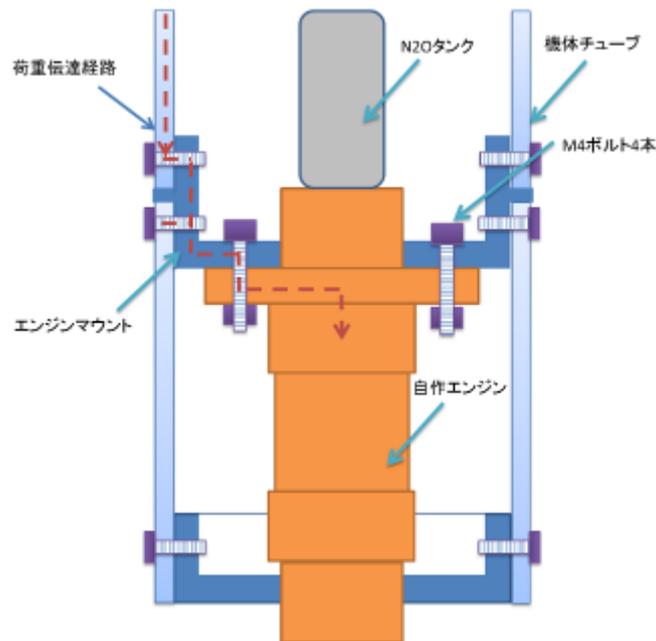


図 3.1.4 モータ接続部

本機のフィンはアルミ合金 (A60630) 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には M3 ボルトで 2 箇所固定する。アルミアングルはモータ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 の自作 GFRP 板をした。フィンの固定方法の図を図 3.1.5 に示す。

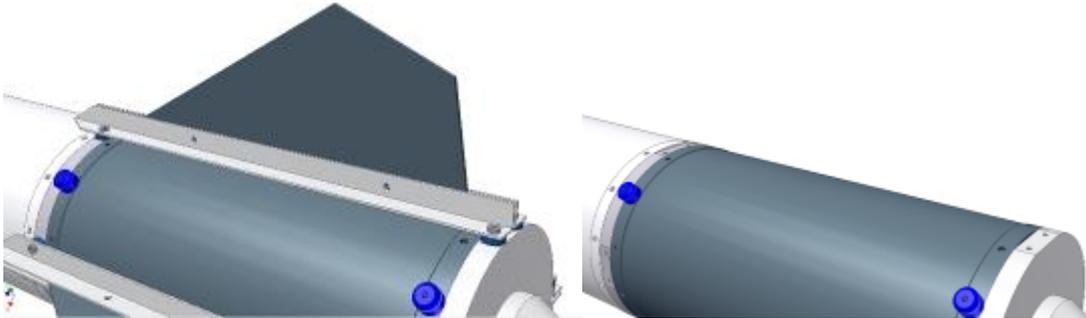


図 3.1.5 フィンの固定方法

機体は弾道落下して着水した際に N_2O タンクの上で機体が二つ以上に分割する形で破損していた。 N_2O タンクの上より下のモータ部分は回収することができたが、 N_2O タンクより上部は海中に沈んでしまい回収できなかった。そのため、 N_2O タンクより上部の機体構造の破損状況は不明である。 N_2O タンク上部の機体の破損状況を図 3.1.6 に示す。



図 3.1.6 N_2O タンク上部の機体の破損状況

回収されたモータ部分は N_2O タンク部のチューブ、およびモータ部のチューブは共に大きく破損していた。破損状況から弾道落下による着水時に機体の軸方向に圧縮荷重が加わり損傷したものと考えられる。回収した機体の損傷について各方向から見た様子を図 3.1.7

に示す.



図 3.1.7 モータ部分の損傷状況

3.1.1.1. 展開式フロート・浮力

本機には機体回収のため展開式フロートモジュールを搭載した。展開式フロートは、機体に搭載した CO_2 ボンベから得られるガス圧を利用して、機体側面にあらかじめ設けた開口部から浮き袋を放出し、その後浮き袋内部に CO_2 を充填する事で、機体の浮力を増加させる事を目的とした機構である。

4つの浮き袋を放出する予定であったが、前日でのトラブルにより放出数を2つにして搭載した、浮き袋一つの体積は 2.7 リットルであるため、水中での浮き袋によって得られる浮力は 5.4 kgf であり、機体質量 10.5 kg に対し 51.4%分の浮力を増加させる。ただし、今回の打上げは展開式フロートの初の海打ちでの試験と言うこともあり、万が一展開式フロートが動作しなかった場合でも十分な浮力を得られるように機体の設計を行っていた。参考として設計段階での浮力（浮き袋4つで計算）について表 3.1.3 に、打ち上げ前の浮力試験の様子を図 3.1.8 に、動作試験の様子を図 3.1.9 にそれぞれ示す。

表 3.1.3 浮力計算

| | 展開式フロートあり | 展開式フロートなし | |
|------|-----------|-----------|----|
| 浮力 | 22.42 | 14.42 | kg |
| 機体重量 | 10.59 | | kg |
| 浮力余裕 | 11.83 | 3.83 | kg |
| | 111.66 | 36.14 | % |



A) 展開式フロートなし



B) 展開式フロートあり

図 3.1.8 浮力試験結果



図 3.1.9 展開式フロート動作試験

打上げの結果、破損した一部構造のみ回収したが、弾道落下による着水の衝撃を受けている事や、制御回路を海水から保護する水密機構が破損している事から、機構の動作は行われずに海中に沈んだと考えられる。

3.1.2. 構造 H-32

H-32 は TT 式モジュール構造を採用しており、機体主構造は GFRP 製のチューブとアルミ合金 (A2024T4) 製のカプリングで構築されている。チューブは搭載機器ごとに分割されており、それぞれが薄肉の GFRP チューブとその両端に接着された GFRP 製の強化リングで構成されている。強化リング部とカプラを 24 本の M3 ボルトで結合する。



図 3.1.10 構造図

事前シミュレーションの結果、最高到達高度は 286 m 程度であり、頂点でパラシュートとカンサットを放出する予定であった。しかし、頂点で分離機構が動作せず、パラシュート、カンサットを放出せずに弾道落下した。

下記に H-32 の仕様と概要図と搭載物一覧を示す。

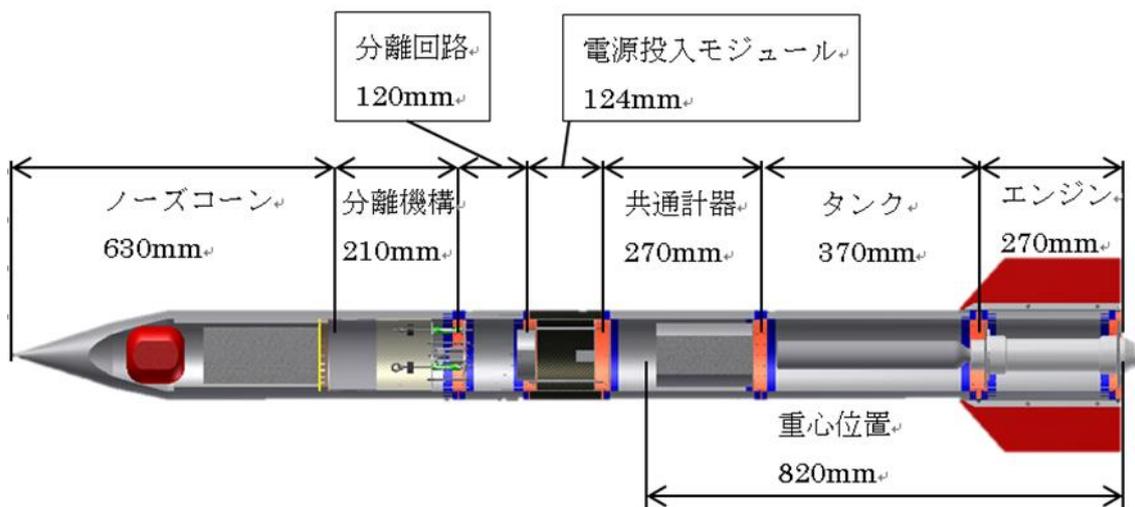


図 3.1.11 機体概要図

表 3.1.4 機体搭載表

| |
|----------------|
| J型モータ |
| J型タンク |
| テレメータ組み込み型共通計器 |
| カメラ |
| 分離回路 |
| キャリア |
| 缶サット |
| パラシュート |

回収後、各コンポーネントに破損状況を確認したところ、機体構体はモータ部分以外ほぼ全壊していた。回収地点での機体の状態を図 3.1.12 に示す。回収した機体は修復作業を行った結果、ノーズコーンからモータ部分まで一通り修復することができた。しかし、分離回路部分だけ完全に修復することができなかった。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と思われる。



図 3.1.12 回収時の状態



図 3.1.13 修復後の状態

3.1.3. 空力 H-31

今回打ち上げた機体の空力計算はすべて「久下洋一著『アマチュア・ロケットニアのための手作りロケット完全マニュアル』第 4 章 モデルロケットの空気力学」に基づいて行った。

なお、圧力中心の計算に必要な重心位置、機体重量、機体全長はリハーサルで組み立てた実際の機体で測定したものを使用した。

計算によって得られた空力の数値を以下の表に示す。

表 3.1.5 各種空力計算の値

| | |
|-----------------------|--------|
| 圧力中心(ノーズコーンの先端を起点とする) | 1.47 m |
| 減衰モーメント係数 | 0.21 |
| 抗力係数 | 0.7 |
| 法線力係数 | 7.16 |
| Cs(酸化剤充填時) | 1.6 |
| Cs(酸化剤未充填時) | 1.7 |
| Fst(酸化剤充填時) | 12.07 |
| Fst(酸化剤未充填時) | 13.31 |

また、実際にフライトで使用したフィンの寸法を図 3.1.14 に示す

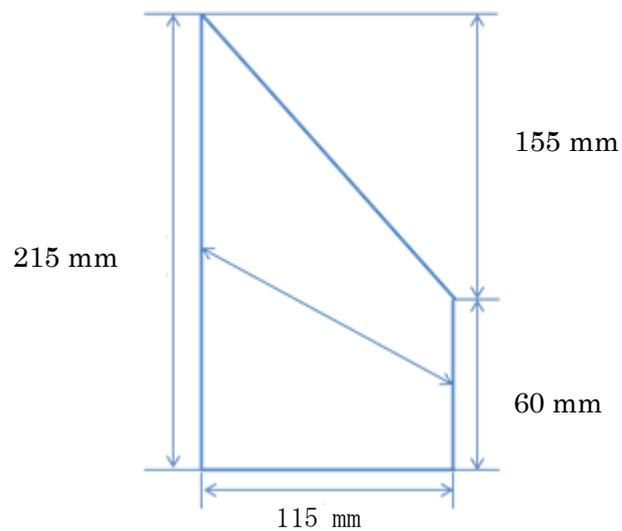


図 3.1.14 フィン寸法

動画を確認したところ正常に飛行したためフライトにおいて本機体は十分に空力的な安定がとれていたと考えられる。

3.1.4. 空力 H-32

今回打ち上げた機体の空力計算はすべて「久下洋一著『アマチュア・ロケットニアのための手作りロケット完全マニュアル』第 4 章 モデルロケットの空気力学」に基づいて行った。

なお、圧力中心の計算に必要な重心位置、機体重量、機体全長は現地のリハーサルで組み立てた実際の機体で測定したものを使用した。

計算によって得られた空力の数値を以下の表に示す。

表 3.1.6 各種空力計算の値

| | |
|----------------------|-------|
| 圧力中心(ノーズコーン先端を基点とする) | 1.31m |
| 減衰モーメント係数 | 0.233 |
| 抗力係数 | 0.6 |
| 法線力係数 | 6.75 |
| Cs(酸化剤充填時) | 1.51 |
| Cs(酸化剤未充填時) | 1.63 |
| Fst(酸化剤充填時) | 12.1 |
| Fst(酸化剤未充填時) | 13.2 |

また、実際にフライトで使用したフィンの寸法を図 3.1.15 に示す。

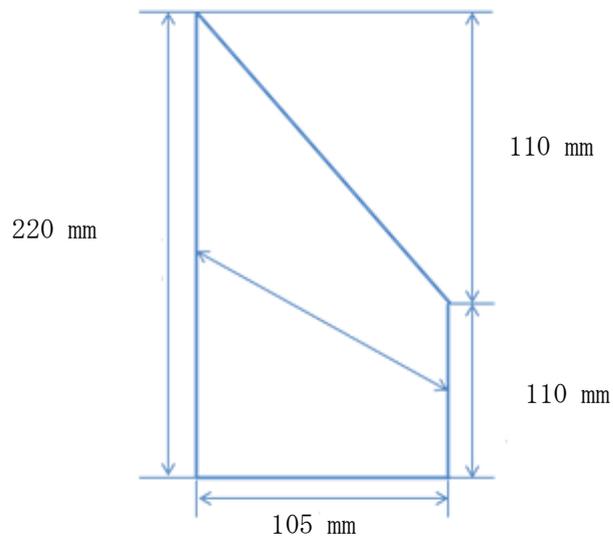


図 3.1.15 フィン寸法

動画を確認したところ正常に飛行したためフライトにおいて本機体は十分に空力的な安定がとれていたと考えられる。

3.2. 分離機構

今回の実験では、H-31, H-32 とともに分離機構は動作せずに弾道落下した。分離機構が動作しなかった理由として考えられるものをいくつかあげる。

3.2.1. 安全ナット

安全ナットは、分離機構が暴発した際にノーズが外れて飛んで行かないようにつけられている安全装置である。しかし、両機ともに安全ナットが取り外されている写真が撮られており、今回の打ち上げで分離しなかった原因ではない。

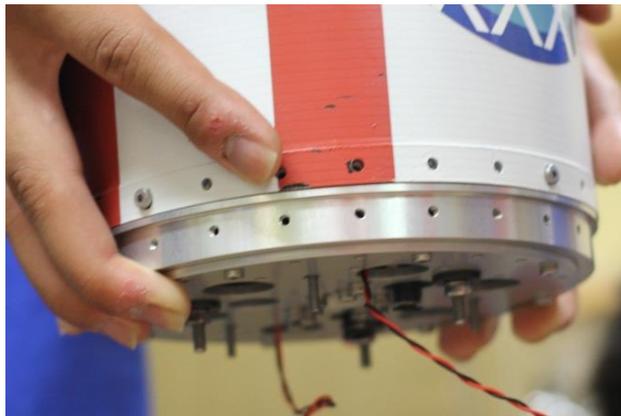


図 3.2.16 取り外された安全ナット

3.2.2. 安全ボルト

安全ボルトは、安全ナット同様にノーズが飛んで行かないようにつけられている安全装置であり、今回はH-31 のみにつけられていた。安全ボルトも取り外されている写真が撮られており、今回の打ち上げで分離しなかった原因ではない。



図 3.2.17 取り外された安全ボルト

3.2.3. エアシリンダ内の圧力

エアシリンダ内の圧力はエアコンプレッサにより 0.7 MPa まで圧力を加えている。このときに加える圧力に誤差が生まれることや、エアを入れた場所と射点での温度差で圧力が高くなることで分離がしなくなることが考えられる。しかし、実験で 1.1 MPa まで圧力を加えてもエアシリンダは正常に動作した。そして、エアコンプレッサで圧力を加えるときの誤差も、温度差での圧力上昇も 0.1 MPa 以下と考えられるので、この 2 つも今回の打ち上げで分離しなかった原因ではない。

3.2.4. 電磁弁

電磁弁が原因で分離しない場合は電磁弁のコネクターが分離をさせる計器に繋がっていないなかったことと電磁弁が壊れていたことが考えられる。しかし、両機ともにコネクターが繋がっていることは確認されている。また、回収された H-32 の電磁弁は正常に動作した。

3.2.5. 分離機構結論

今回の打ち上げで分離機構に問題があり 2 機ともに分離しないという原因はなかった。これにより、分離機構が原因で分離しなかった可能性は低いといえる。

3.3. 燃焼

3.3.1. モータ H-31

2013 年度能代宇宙イベント海打ちにおいて当団体が打上げに供する予定の自作ハイブリッドロケットモータ THR-F006K 改は TSRP 燃焼班が 2011 年度に独自開発したモデルであり、推進剤には N_2O/WAX を用いる。また本モータは昨年度の能代宇宙イベントにおいてフライト試験を実施した実績のあるモータである。以下に本モータの外観図を示す。



図 3.3.18 THR-F006K 改外観

本モータは酸化剤タンクに既製品である HyperTEK 製 K 型タンクを用いる。またベントチューブも同様に既製品である HyperTEK 製を用いる。それ以外のコンポーネントについては自作したものをを用いる。本モータの推進性能は HyperTEK 準拠のクラス分けによれば K 型相当のモータであり、設計時の性能としてトータルインパルスを 1500 Ns、平均推力を 600 N となるように設計を行っている。本モータはすでに複数回の地上燃焼試験と 1 回のフライト試験を実施している。過去に実施された地上燃焼試験においてはコンポーネントが破壊するようなトラブルもなく、また過去に実施された本モータを用いた H-28 のフライト試験も成功裏に終わっている実績がある。ここで過去に行われた本モータの地上燃焼試験の結果とフライト試験の結果として表 3.3.7 に各種性能を、図 3.3.19 に推力時間履歴の比較図をそれぞれ示す。

表 3.3.7 各種性能

| 項目 | 地上燃焼試験 | フライト試験 | 単位 |
|------|--------|--------|----|
| 燃焼時間 | 2.21 | 1.88 | s |
| 平均推力 | 568.6 | 651.0 | N |
| 最大推力 | 1113 | 1030 | N |
| 全力積 | 1411.3 | 1414.2 | Ns |

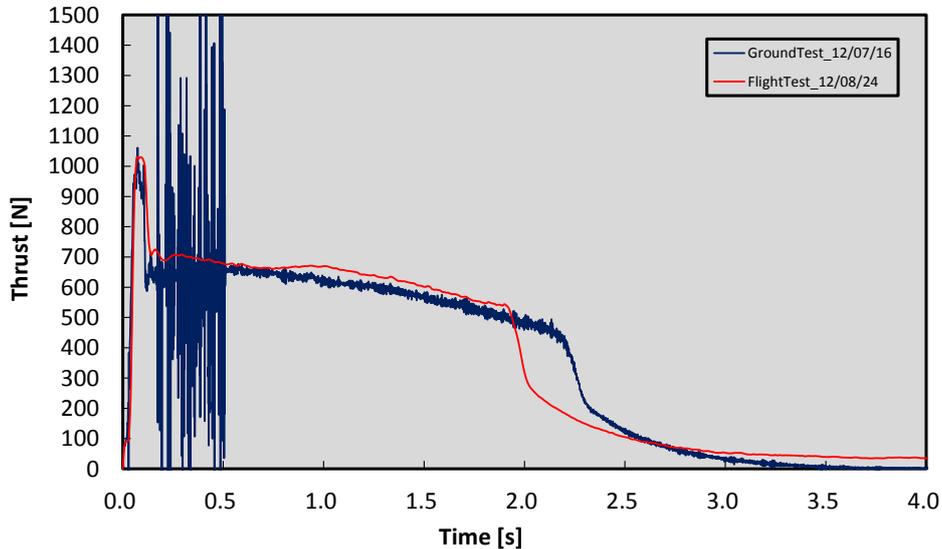


図 3.3.19 推力時間履歴比較図

燃焼試験結果とフライト試験結果を比較すると、フライト試験では平均推力が約 80N の上昇が確認されている。加えて燃焼時間の減少も同時に確認されている。これらの結果からフライト試験と地上燃焼試験との間で酸化剤供給量の差が生じていたと考えられる。これは本モータが酸化剤に使用している N_2O の蒸気圧が周辺気温に大きく依存する特性を持っているためである。したがって N_2O を使用し続ける限りは、周囲の気温の変化によってもたらされる性能変化を考慮する必要がある。そのため、酸化剤供給における温度管理は今後も厳しく行っていく必要がある。全力積に関しては地上燃焼試験とフライト試験の間に大きな差異は確認されていなかった。したがってこのような推力時間履歴の差異が到達高度に与える影響はほとんどないと考えられる。

今回の H-31 のフライト試験の結果については機体の項で詳細が述べられている通り、パラシュートの展開が行えなかったことによって機体が海面に弾道落下するという事実上の打ち上げ失敗という結果となった。そのため、フライト中の加速度履歴データが存在しないため推力時間履歴の算出は行えていない。ただしその後の回収作業にてモータコンポーネントはすべて回収することができたので、限定的であるが解析作業を行った。解析作業の結果、地上燃焼試験および昨年度のフライト試験と比較して燃料消費量が極めて少ない

ことが明らかになった。以下に過去に行われた地上燃焼試験 2 回と昨年度に行われた H-28 のフライト試験と今回行われた H-31 のフライト試験でのそれぞれの燃料消費質量の比較図を示す。

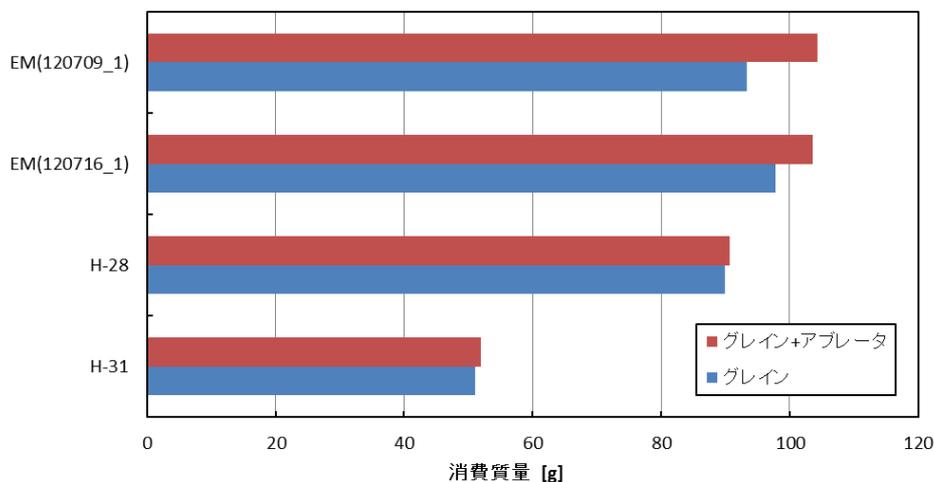


図 3.3.20 燃料消費率比較図

ここで示した燃料消費量の違いは実際のフライト試験において燃料後退速度が低下している可能性を示唆するものであると考える。燃料後退速度の低下に関してはその原因について二つ考えられる。一つは WAX 燃料特有の燃料後退速度に対するグレイン初期温度依存性である。一般に WAX 燃料は燃料後退速度がグレイン初期温度によって大きく左右される傾向を示し、使用している WAX の融点が低いほどこの特性が強くなる。この特性は WAX 燃料の気化にかかるエネルギーの問題であり、グレインのもつ熱運動エネルギーが大きければ大きいほど燃料後退速度は大きくなる。逆にグレインのもつ熱運動エネルギーが小さければ小さいほど燃料後退速度は小さくなる。すなわちグレインの温度状態の違いによって全く同じ燃料でも燃料後退速度が異なることを意味する。今回のフライト試験は過去に行われた地上燃焼試験および H-28 のフライト試験とは異なり気温が比較的低い早朝に実際されたことからグレインの温度条件に差異が生じ、結果的に燃料後退速度が低下した可能性が考えられる。もう一つは N_2O 特有の酸化剤供給量に対する酸化剤初期温度依存性である。先にも述べたとおり、本モータの酸化剤として用いている N_2O には温度によって蒸気圧が変化する特性がある。この特性により、気温の差異でタンク内の酸化剤圧力が変化する。酸化剤圧力の変化は酸化剤の供給量に変化をもたらす。酸化剤充填時の圧力が高ければ酸化剤供給量すなわち酸化剤質量流量は増加する。一方充填時の圧力が低ければ酸化剤質量流量は低下する。今回のフライト試験においては、過去に行われた地上燃焼試験および H-28 のフライト試験とは異なり気温が比較的低い早朝に実際された。このことから、酸化剤充填時の圧力の低下を招き酸化剤質量流量が過去に行われた地上燃焼試験及びフライト試験と比較し

て低いものとなり，結果燃料後退速度の低下を招いた可能性が考えられる．これらの考察から，本モータの実際のフライト試験における平均推力やトータルインパルスといった推進性能が全体的に低下していることが考えられる．ただし推進性能に関してはデータの取得ができなかったためこれ以上の考察は行えない．したがって燃料消費質量の違いに関してもその原因の断定は行えない．

3.3.2. モータ H-32

今回のフライト試験では TSRP 燃焼班が今年度に性能向上を施した自作ハイブリッドロケットモータである THR-F003J-Ex を用いた．本モータは TSRP 燃焼班で開発された自作ハイブリッドロケットモータである THR-F003J の推力成分を向上させたモデルである．推力向上モデルにチューニングした経緯は，J型クラスのモータで，径と重量が増した機体を離床させる推力を確保するためである．以下に，THR-F003J-Ex が目指したスペックを表 3.3.8 に示す．前述した通り，J型クラス（300N級）モータを400N級に推力を向上させた性能にチューニングしたものが本モータである．また，図 3.3.21 に示すのが本モータの外観図である．

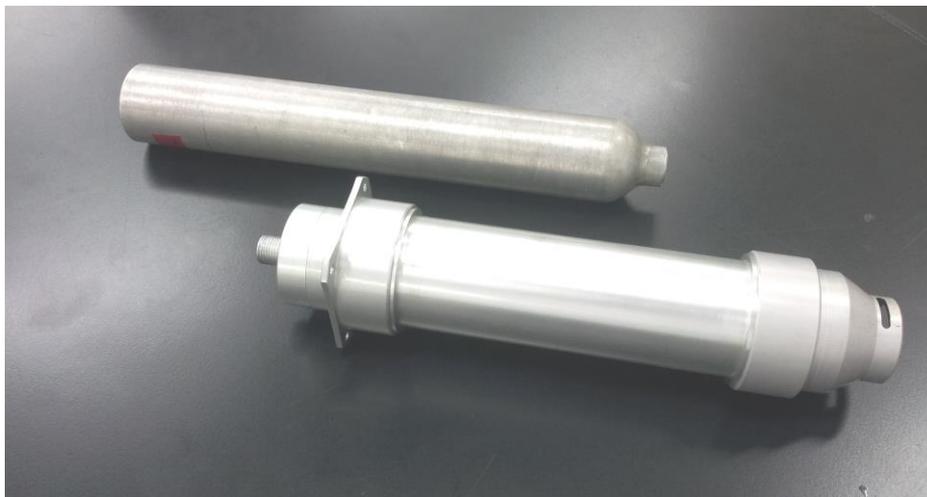


図 3.3.21 THR-F003J-Ex 外観図

表 3.3.8 目標性能値

| 項目 | 目標性能 |
|----------|--------|
| 推力 [N] | 419.15 |
| 全力積 [Ns] | 761.29 |
| 比推力 [s] | 189.04 |

次に、本モータの解析結果について述べる。H-32 に搭載された共通計器の加速度履歴をもとに本モータのフライト試験時における推力履歴と各種性能を算出し、2013年6月29日に行われた地上燃焼試験時の推力履歴および各種性能と比較する。フライト試験時と地上燃焼試験時の、推力履歴を比較したグラフを図 3.3.22 に、各種性能を比較した表を表 3.3.9 に示す。

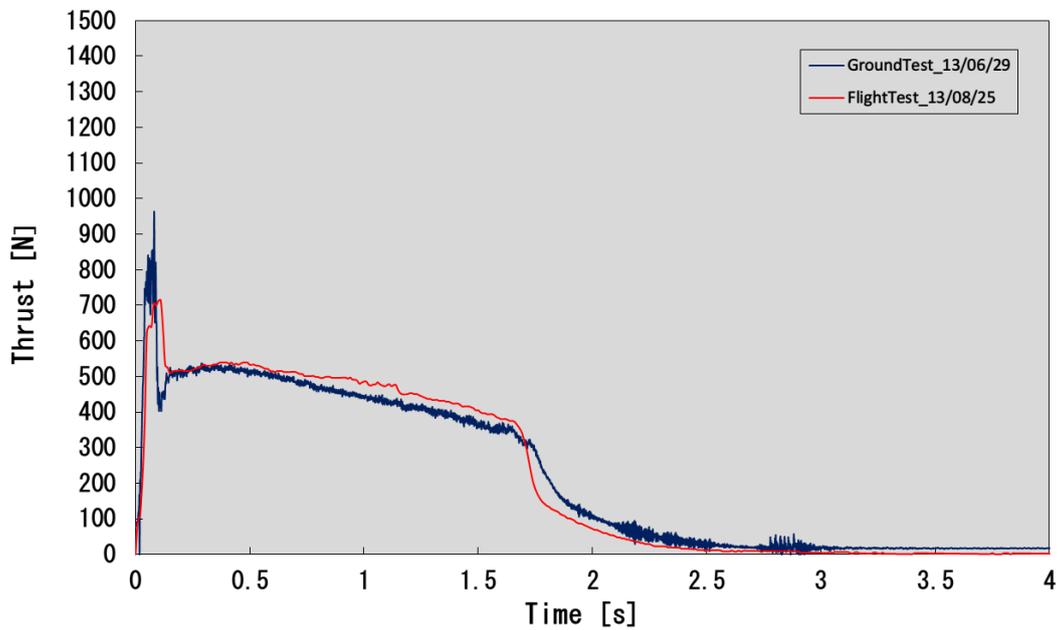


図 3.3.22 推力履歴比較

表 3.3.9 解析結果比較

| 項目 | FlightTest_13/08/25 | GroundTest_13/06/29 |
|----------------|---------------------|---------------------|
| 燃焼時間 [s] | 1.67 | 1.73 |
| 作動時間 [s] | 2.69 | 2.78 |
| 酸化剤質量流量 [kg/s] | 0.2138 | 0.2056 |
| 燃料質量流量 [kg/s] | 0.0217 | 0.0305 |
| 燃料後退速度 [mm/s] | 2.875 | 3.737 |
| O/F | 9.863 | 6.748 |
| 推力 [N] | 442.34 | 435.92 |
| 全力積 [Ns] | 808.16 | 822.97 |
| 比推力 [s] | 191.49 | 190.25 |

現状では不確定要素が多く、解析が困難であるため、以下に記す考察は現状の限られた判断材料をもとに立てた仮説である。今後も解析結果に関する原因究明を行う。

以上に示した本モータのフライト試験および地上燃焼実験の解析結果を比較し考察を行う。今回のフライト試験におけるモータの性能は、地上燃焼試験と比較して、酸化剤質量流量および O/F 値は増加し、燃料質量流量および燃料後退速度は低下した、また平均推力、全力積、比推力はほぼ同一値を示すことが表 3.3.9 から読み取れる。

O/F 値が高いのは酸化剤質量流量の増加と燃料質量流量の低下によるものであり、これに付随して全力積の低下が見られた。また、全力積に寄与した推進剤の量が少なかったため比推力が増加したと考える。酸化剤質量流量の増加は酸化剤密度の増加によるものであると考え。酸化剤密度の増減において支配的になる要素は圧力と温度である。地上燃焼試験時での N₂O ボンベのブルドン菅が示した値は 5 MPa であるのに対し、フライト試験時は 4.8 MPa と酸化剤が低圧で酸化剤タンクに充填されていたこと、予冷により酸化剤タンク内温度が低下したこと、これらの理由により酸化剤密度が増加し、流量計数も増加したと考察する。従ってそれに伴い平均推力の増加が見られた。

次に燃料質量流量と燃料後退速度の低下について考察する。まず酸化剤密度の増加により液体として存在する N₂O の量が増加する。また燃焼は気化した燃料と気化した酸化剤の反応によって引き起こされるため、気化しなければならぬ酸化剤の量が多く、それに伴い燃焼の反応速度が遅れたものと推測する。そのため反応速度が遅い、即ち燃料後退速度が遅くなった原因であり、燃料質量流量の低下した要因である。また、通常であればパラシュートの解散時ショックにより、溶けた燃料が外部に放出され、通常より燃料後退速度が大きく算出されるが、今回は機体が地面に衝突するまで大きな衝撃がなく、溶けた燃料がタンク側に流れ込んだため、残量燃料が多く残り、結果として燃料後退速度が燃焼実験より小さく出たと推測することもできる。

3.3.3. 地上支援設備 (GSE)

3.3.3.1. GSE 概要

地上支援設備 (GSE) は “酸化剤の機体への注入”, “点火”, “不点火時の機体内酸化剤の排出” を行う設備である。TSRP の GSE は Cesaroni Technology Inc. のホビー用ハイブリッドロケットシリーズ “HyperTEK” の GSE を基に独自に改良を加えたものを使用している。今回の打上実験で使用した装置全体の配管・配線を図 3.3.23 に示す。

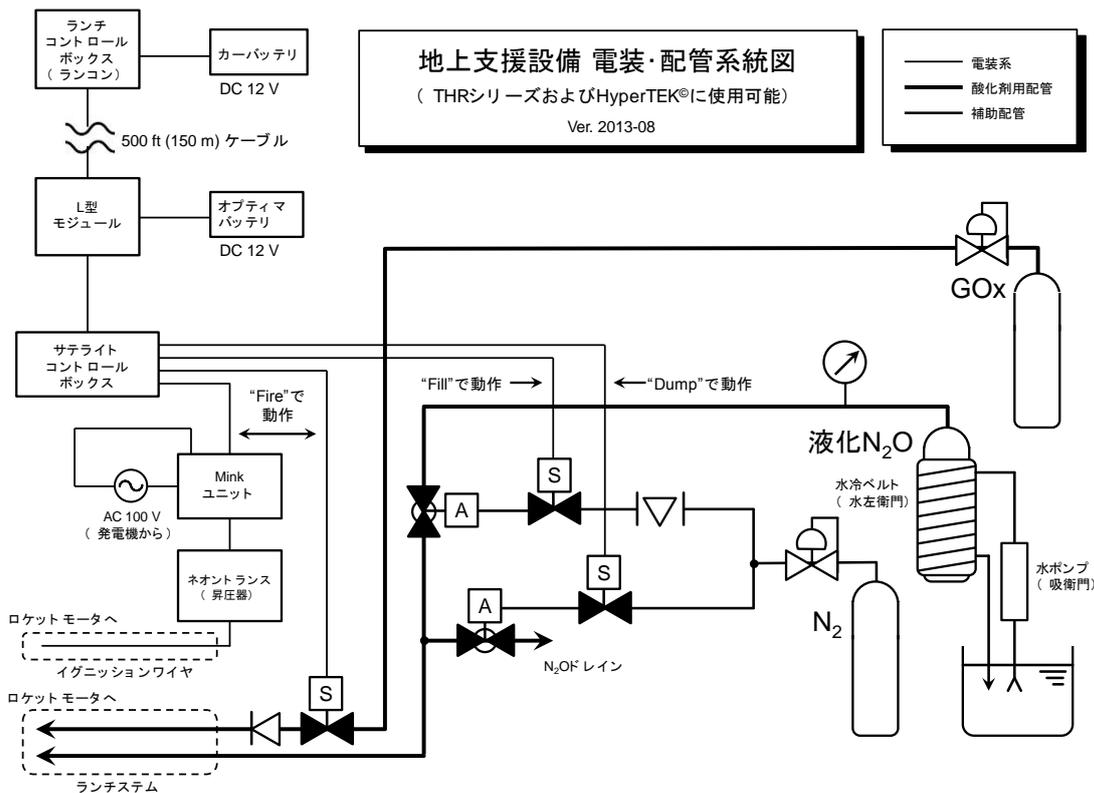


図 3. 3. 23 GSE 配管・配線図

HyperTEK の GSE からは以下の点を主に変更した。

- ・ N₂O ラインにブルドン管を設置
- ・ N₂O ポンベ冷却/加温装置の設置
- ・ N₂O 配管を Swagelok 製部品に変更
- ・ N₂O 用バルブを空圧弁に変更
- ・ L型モジュールのバッテリー接続用端子をバナナプラグに変更
- ・ 点火器を 9 kV まで昇圧可能な自作品に変更

3. 3. 3. 2. 運用結果

第 9 回能代宇宙イベントの期間中、H-31 および H-32 打上げのためのオペレーションを行い、両機とも打上げることができた。ただし期間中にいくつかの不具合が発生した。

TSRP ではロケット打上げ準備時にハイブリッドロケットモータのインジェクタ上流部のリークチェックを行う。このリークチェックでは点火用酸素のレギュレータ（ヤマト産業製 YR-70）と 0.7 MPaG の酸素ガスを用いる。8 月 20 日の H-31 打上げの際にもこの手順を実施したが、リークが発生していないにもかかわらず、レギュレータの 1 次圧が低下する問題が生じた。そこでリークチェックに用いるレギュレータを窒素用に使用しているユタカ

製 FR-IIS-OP に変更し、インジェクタ上流部へ充填するガスも窒素に変更した。結果問題は発生せず、H-32 打上げの際にも同様の手順でリークチェックを実施した。

また、指令所と射点をつなぐ 150 m ケーブルに不具合が発生し、150 m ケーブル同士の接続不良が 8 月 22 日の H-32 リハーサル時に判明した。150 m ケーブルは 1 本だけでも距離的に足りたため、8 月 25 日の H-32 打上げ時には問題とならなかった。この問題に対する抜本的な対策として、無線点火システムの導入を積極的に検討している。

ハードの問題の他にも H-32 のオペレーションの際、GSE 最終確認時にテストが射点ではなく待避所にあるという問題が発生した。最終確認の時間に余裕があったことと、待避所と射点の距離が短かったため、シーケンスの遅れには繋がらなかった。原因はテストの所在があいまいであったことで、今後は GSE の運用責任者がテストを常備することやテストの数を 2 つにすることなどを対策として検討している。

3.4. 搭載計器

3.4.1. 共通計器 H-31, H-32

共通計器は飛行中のロケットの温度、気圧、3 軸の加速度データを取得、また気圧計の値から高度を算出し、ロケットの頂点付近で分離指令を分離機構へ送信する。

H-31 の共通計器では最初の分離指令を送信した後、高度 200 m で 2 段目のパラシュート展開の分離指令を送信、その 6 秒後水密ポットを閉鎖する信号を送信する。

計測データは記憶媒体に記録される。

H-31 に搭載された共通計器(下段)とテレメータ(上段)の外観図を以下に示す。



図 2.4.24 H-31 共通計器(下段)テレメータ(上段)外観

表 3.4.10, 3.4.11 に H-31, 32 の共通計器の計測に関する仕様を示す。加速度は 3 軸で、計測範囲は H-31, 32 共に約 ±16 g である。

気圧は H-31 の計器では高度 1.3 km, H-32 の計器では高度約 1.7 km までの打ち上げに対応する。

データの記録時間は H-31 では発射前約 30 秒から発射後約 4 分 38 秒後まで, H-32 では発射前 63.9 秒から発射後約 5 分 19 秒である。

表 3.4.10 H-31 計測機能

| | |
|---------|----------------|
| 加速度計測範囲 | 約 ±16 g |
| 気圧計測範囲 | 84~105 kPa |
| 温度計測範囲 | -20~+50 °C |
| A/D | 10 bit, 100 Hz |
| 記録時間 | 約 278 秒 |

表 3.4.11 H-32 計測機能

| | |
|---------|----------------|
| 加速度計測範囲 | 約 ±16 g |
| 気圧計測範囲 | 79~105 kPa |
| 温度計測範囲 | -20~+50 °C |
| A/D | 10 bit, 100 Hz |
| 記録時間 | 約 383 秒 |

3.4.1.1. 実験結果 H-31

H-31 の飛翔実験結果、分離機構は正常に動作せずロケットは弾道軌道のまま海へと着水した。

飛翔時間は約 19 秒、弾道落下後ロケットはモータ部から上側が破断し、回収に至ることはできず飛翔データの取得も失敗した。

3.4.1.2. 実験結果 H-32

H-32 の飛翔実験の結果、分離機構は正常動作せずロケットは H-31 と同様弾道起動で地面へと衝突した。

飛翔時間は約 16.5 秒、落下後はモータ以外のモジュール、内部コンポーネントは全て圧縮され変形していた。

回収された ROM からロケットの飛翔データの取得には成功した、その結果を以下に示す。

ALTITUDE BASED ON PRESSURE

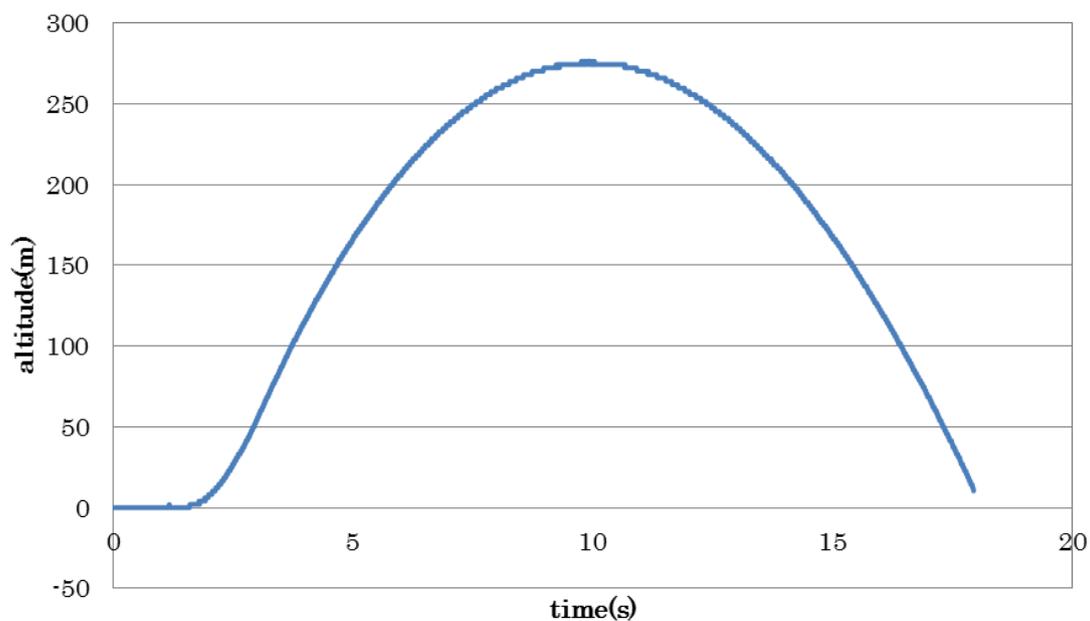


図 3.4.25 H-32 高度データ

ACCELERATION

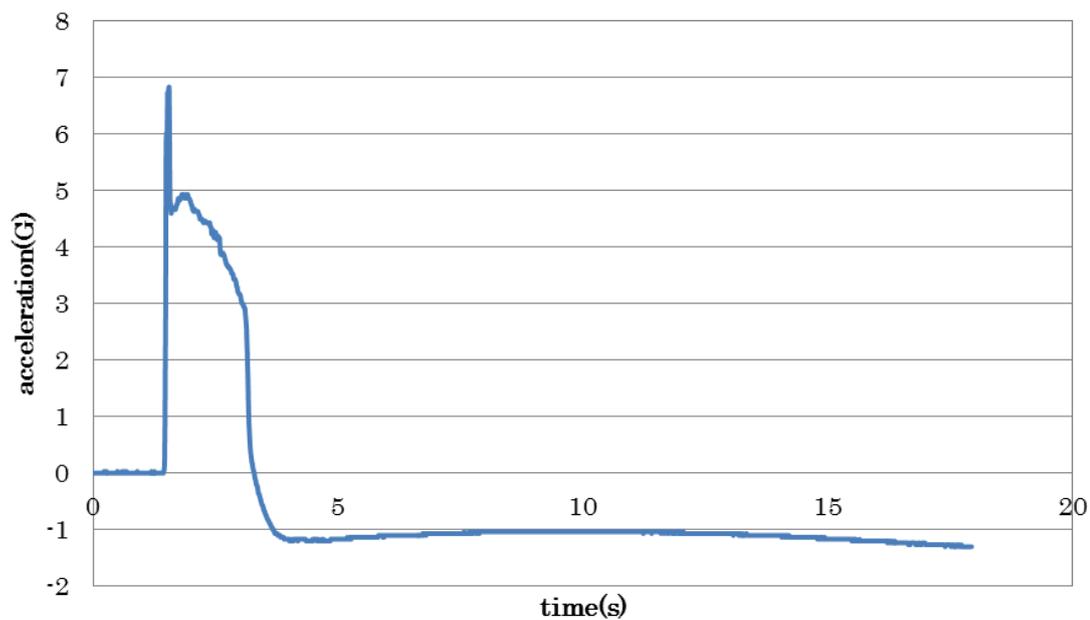


図 3.4.26 H-32 加速度データ (推進方向)

3.4.1.3. まとめと報告

今回 H-31, 32 共にパラシュートが開くことなく弾道落下した。

弾道結果の要因として H-32 から取得されたデータから発射時の 2 G 検出がされていないことがわかった。

2G 検出失敗の原因はプログラムのミスと確認ミスにあった。

具体的には加速度が付加された際、加速度センサからの出力電圧が減少するところをプログラム上で反対向きにとっており、その結果 2 G は検出されずプログラム上では落下後までフライト前のモードが続き分離も行われなかった。

これに対する対策として、今回夏の打上実験に関して 1 人の開発者に責務が集中したことからし過ぎていた事から、今後は分離の計測制御側の担当者は他に計器を掛け持ちしたりしないようにする事と、発射検知を加速度だけでなく気圧からも行うことを検討している、H-31 についても同様の原因とほぼ確信している。

3.4.2. テレメータ H-31

テレメータはロケットの回収用の計器として H-31 に搭載した。GPS モジュールと無線機を搭載しており、常にロケットの GPS 座標を地上局にダウンリンクしている。

H-31 の打上実験結果は前項でも述べた通り弾道落下し計器は回収に至らなかった、テレメータは落下直前まで GPS データをダウンリンクしていたが、着水以降はデータを送信することは無かった。

ここでロケットの回収位置と最後に送信された GPS 座標のデータを以下に示す。



図 3.4.27 テレメータログ

また、この最終取得地点は事前の弾道落下時のシミュレーション落下位置とほぼ同じ場所を示していた。

打上実験の結果テレメータは飛行中にはダウンリンクを行っていたが、着水後は動作が停止したと思われる。

3.4.3. 共通計器+テレメータ H-32

共通計器・テレメータは、ロケットの飛行中の基礎データの取得と GPS 座標の無線送信を行う従来の共通計器とテレメータの機能を複合した計器である。

共通計器部はデジタル加速度計、デジタル気圧計を搭載しており計測を行う。計測データは内蔵メモリに記録され、テレメータ部は機体位置座標を地上にダウンリンクを行う。

基板は $\phi 110$ mm の円の両端を切り落としたものを 2 段重ねにし、リチウムイオン電池 2 個を搭載している。

表 3.4.12 に計測に関する仕様を示す。加速度計は 3 軸で、計測範囲は ± 12 g である。気圧計は高度約 9 km までの計測に対応する。データ記録時間は打ち上げ前約 64 秒から発射後約 128 秒までである。次に表 3.4.13 にテレメータに関する仕様を示す。

表 3.4.12 共通計器部仕様

| | |
|-----------|------------|
| 加速度計測範囲 | ± 12 g |
| 気圧計測範囲 | 30~110 kPa |
| サンプリングレート | 100 Hz |
| 記録時間 | 約 128 秒 |

表 3.4.13 テレメータ部仕様

| | |
|----------------|----------------|
| GPS | GM316 |
| 特定小電力データ伝送モデム | TWE-001 Strong |
| SD カードロガー | Open-log |
| データ取得サンプリングレート | 1 Hz |
| データ記録時間 (2GB) | 24 時間以上 |

H-32 はフライト時パラシュートが展開せず、弾道落下したため、内蔵メモリ、SD カードが破損しデータの取得出来なかった。

3.4.4. 展開式フロート制御回路

展開フロート制御回路は、フロートの放出指令とガス圧の制御、データの取得を行う。加速度計、圧力計、温度計、着水検知回路を搭載し計測を行うとともに着水検知回路によりロケットの着水を検知しフロート放出のため電磁弁を駆動する。フロート放出後、フロート内部のガス圧が一定範囲内に収まるよう電磁弁の開閉を行う。計測データは内部メモリに記録する。

図 3.4.28 に展開フロート制御回路の外観を示す。基板は $\phi 110$ mm の円の両側を切り落とした形状のものを 2 段重ねにしたもので、電源として CR123A を 2 個搭載する。

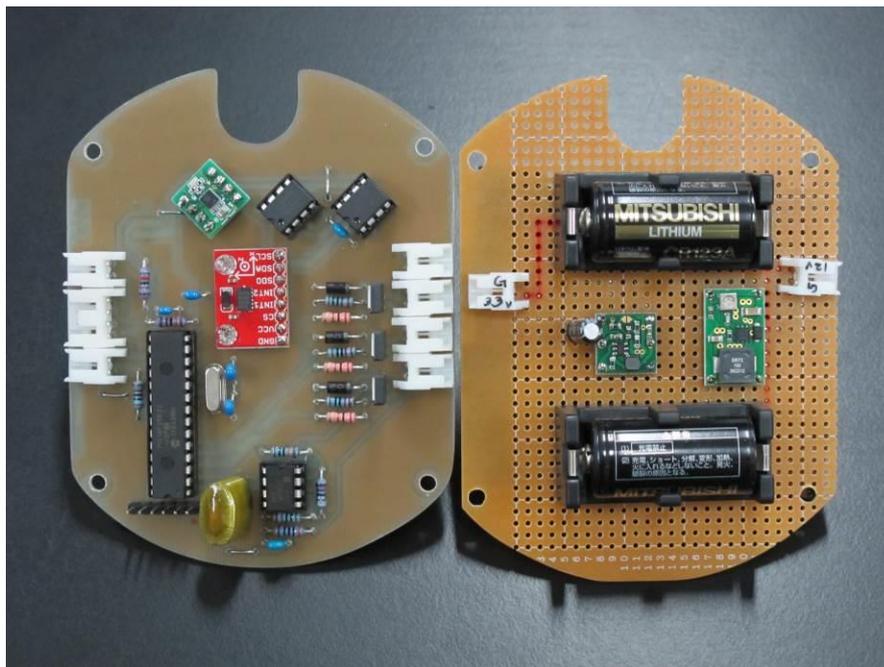


図 3.4.28 展開フロート制御回路外観

表 3.4.14 に計測に関する仕様を示す。加速度は 3 軸で、計測範囲は ± 16 g である。圧力計の計測範囲は約 0~150 PSI[abs]である。

表 3.4.14 計測機能

| | |
|---------|-------------------------------|
| 加速度計測範囲 | ± 16 g |
| 圧力計計測範囲 | 0~150 PSI[abs] |
| 温度計測範囲 | 79~105 kPa |
| 温度計測範囲 | 約 -25~+110 $^{\circ}\text{C}$ |

H-31 に搭載された展開フロート制御回路が回収されなかったためデータの所得ができなかった。

3.4.5. 缶サット

缶サットは飛行中および放出後の落下中に衛星に必要な HK (House Keeping) データを取得、保存、地上局に無線送信するものである。HK データとは、磁力計、加速度計、温度計、光照度計によって得られた衛星の状態を把握するために用いるデータである。表 3.4.15 に搭載した機器を示す。

表 3.4.15 仕様表

| 用途 | 名称 |
|--------|-------------------------|
| 磁力計 | 3 軸磁力センサ |
| 加速度計 | 1 軸加速度センサ (機軸方向) |
| 温度計 | サーミスタ |
| 光照度計 | リニア光センサ |
| 通信機 | XBee PRO |
| データロガー | SD カード |
| バッテリー | Panasonic eneloop バッテリー |
| 計算機 | Arduino UNO R3 |
| | Arduino Mega 2560 |

打上実験時、ロケットの発射とともに無線送信でのデータダウンリンクが止まり、回収された SD カードも破損していたため、飛行中の HK データは取得できなかった。そのため本報告書では、ロケット発射までに得られたデータの解析結果を述べる。

図 3.4.29 に缶サットの外観を示す。98 mm×98 mm×200 mm の 2U キューブサイズである。



図 3.4.29 缶サット外観

3.4.5.1. 磁力計

ロケットの発射前までの無線通信によって得られたデータを Excel に取り込みグラフ化した(図 3.4.30). 図 3.4.30 のシーケンスの各イベントは, 打上実験の実績時刻より記述した.

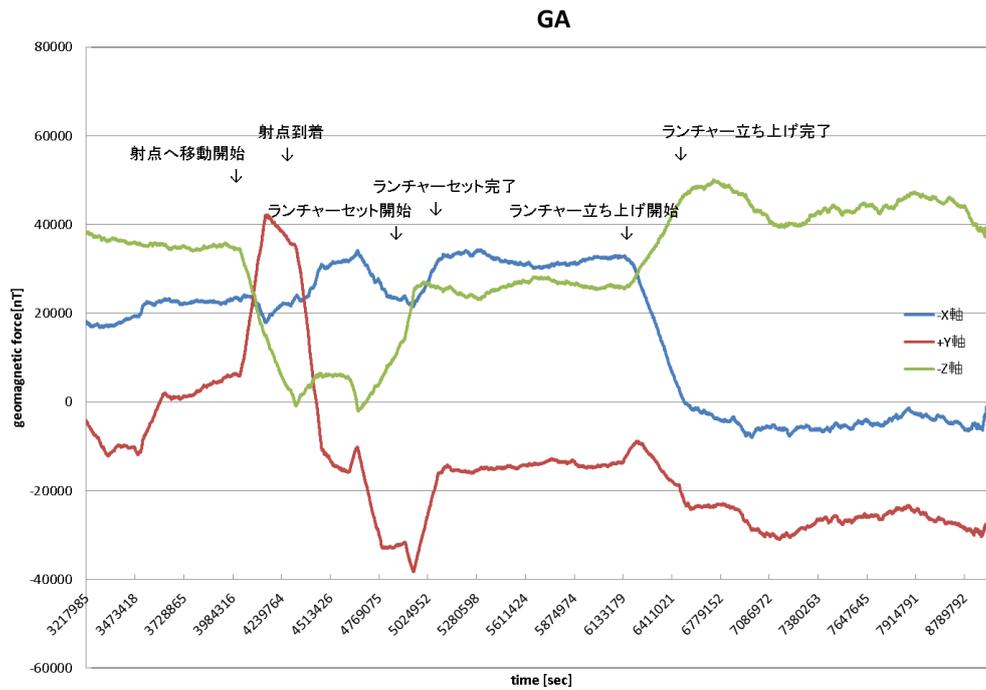


図 3.4.30 磁力計データ

図 3.4.30 よりロケットの磁気姿勢角を算出したが、今回は割愛させていただく。

3.4.5.2. 加速度計

ロケットの発射前までの無線通信によって得られたデータを Excel に取り込みグラフ化した(図 3.4.31)。

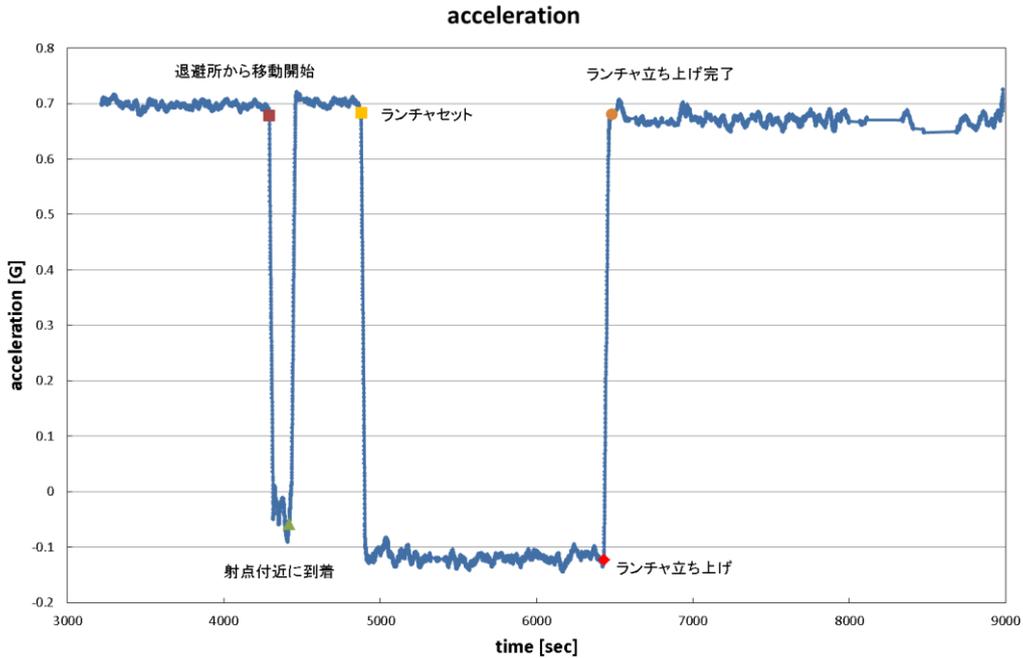


図 3.4.31 加速度計データ

図 3.4.31 のグラフよりロケットの機軸方向がシーケンスの各イベント時に変わっていることから、機器は正常に動作したと考えられる。

3.4.5.3. 温度計

ロケットの発射前までの無線通信によって得られたデータを Excel に取り込みグラフ化した(図 3.4.32)。

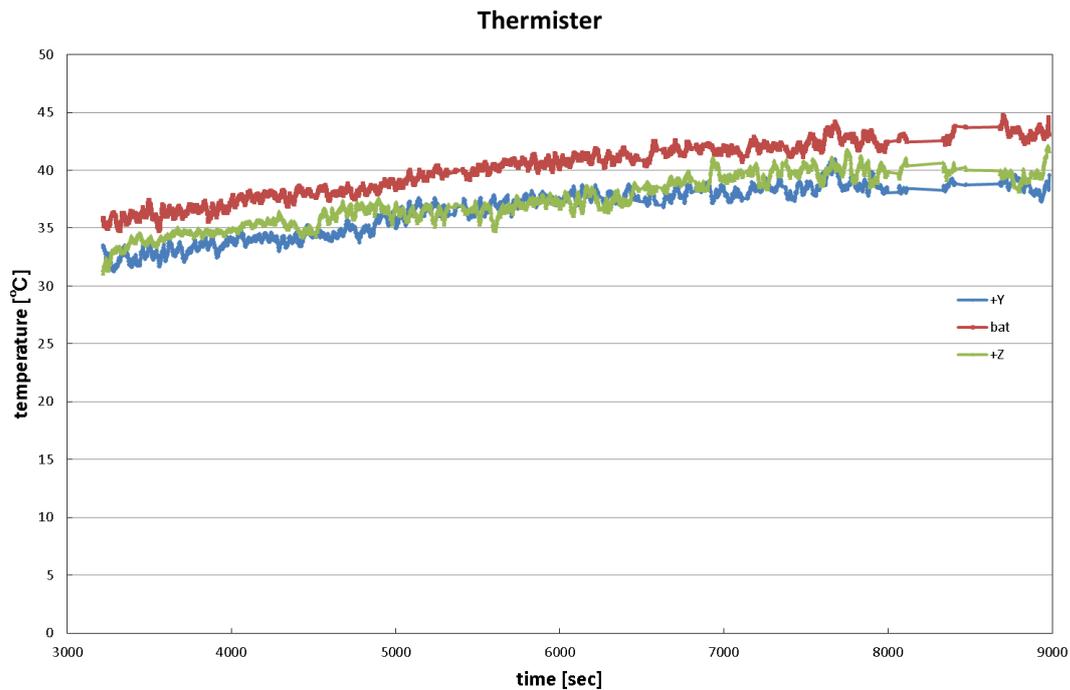


図 3.4.32 温度データ

構体内の温度推移は図 3.4.32 より分かるが、シーケンスが進むに連れて上昇することがわかった。また、バッテリー温度が一番高いことも分かる。

3.4.5.4. 光照度計

ロケットから衛星が分離されなかったため、意味のある光照度計のデータは取得できなかった。

3.4.5.5. まとめ

ロケットから缶サットが放出されなかったため、ミッションのサクセスレベルは落ちるが、それまでの製作段階の経験を今後活かすことが出来ると考える。

ロケットの発射時にデータの無線送信が止まった原因は現在、調査中である。
ロケットの発射までに温度が上昇するので、今後何かしらの熱対策が必要だと考える。

3.5. 軌道計算

今回使用した軌道計算では過去6年間使用した2006年修士論文「小型ハイブリットロケットの飛翔特性の解析」の手法を用い、事前に必要な機体のデータ及び、環境データによって軌道計算を行った。

計算値の出力として弾道落下予想範囲とパラシュート落下予想範囲の2つを挙げる。また以下の全ての図において方位は磁北を 0° とし時計回りに 360° 表記としている。

3.5.1 H-31

3.5.1.1. 落下予想範囲

ロケットの弾道落下時の落下予想範囲を図3.5.33に示す。落下予想範囲は、ランチャから方位約 150° 方向に約580mの地点を中心とした半径約100mの青い円内である。

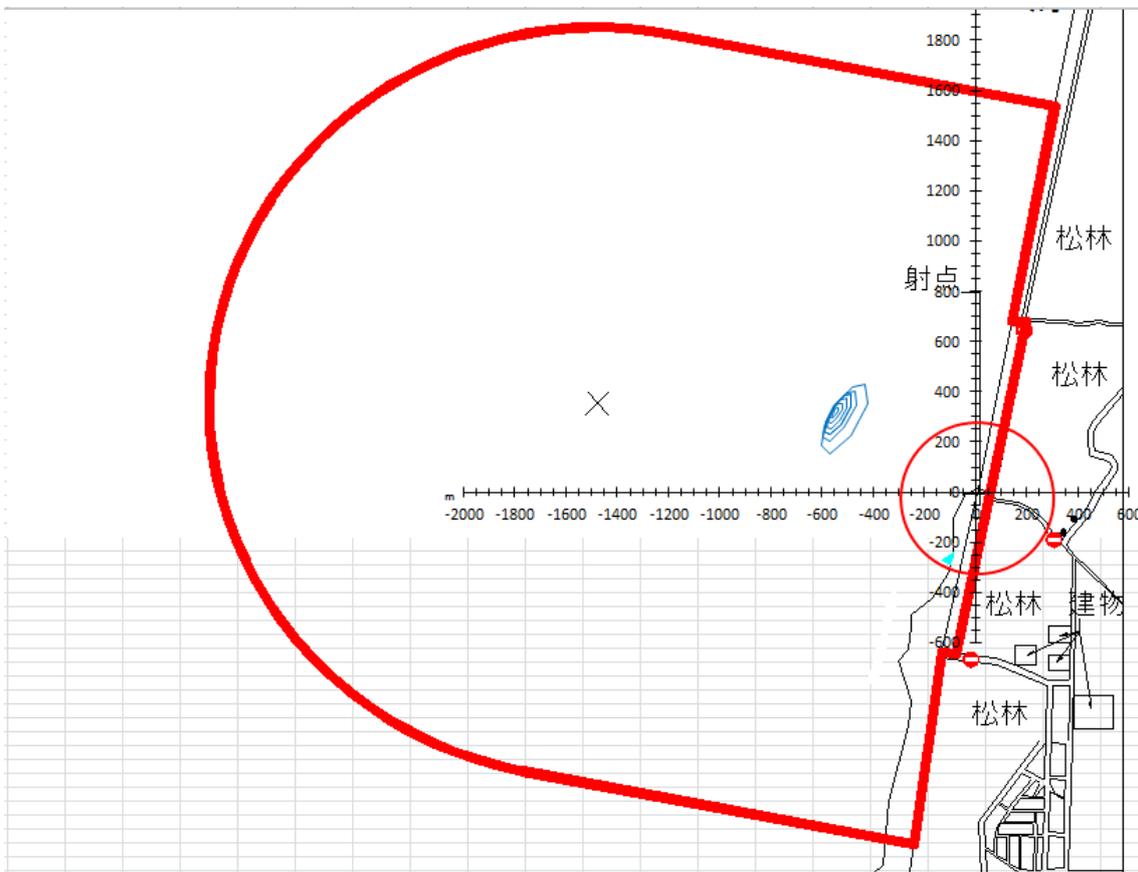


図 3.5.33 ロケット弾道落下範囲
打ち上げ方位 150° 打上げ仰角 70° 風速 $0\sim 7$ m/s

ロケットのパラシュート展開時の落下予想範囲を図 3.5.34 に示す。落下予想範囲は、ランチャから方位約 150° に約 403 m の地点を中心とする半径約 150 m の青い円内である。

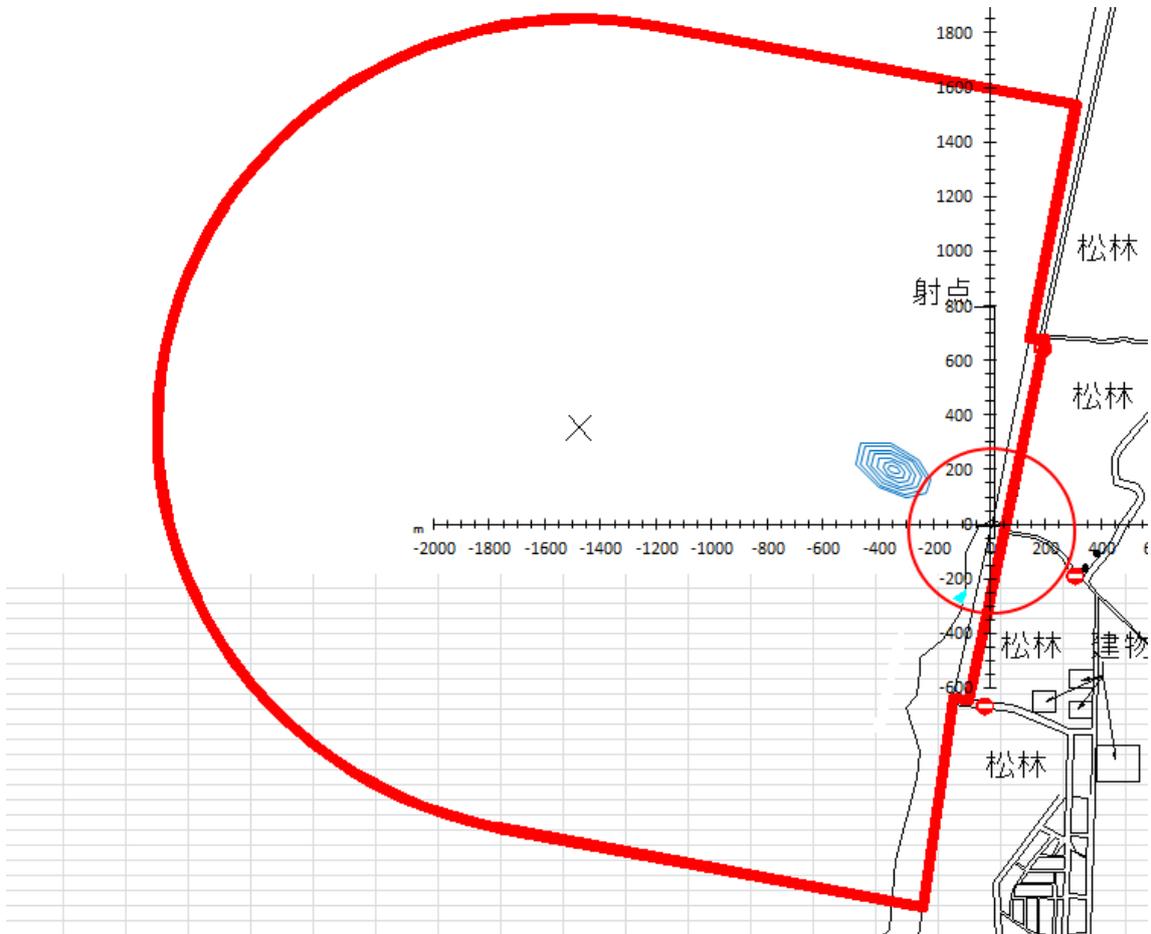


図 3.5.34 ロケットパラシュート落下範囲
打ち上げ方位 150° 打ち上げ仰角 70° 風速 0~7 m/s

3.5.1.2 実測値

実測値では、打ち上げ後のロケット落下地点、打ち上げ時の風向風速を示す。打ち上げ時の風向風速は南東 128° 1.56 m/s であった。当日は、ロケットが弾道落下し、ロケットモータ以外はロケット回収に至らず、搭載した GPS データ取得機器からデータを取得できなかった。このため、船にて回収隊が手持ちの携帯型 GPS 機器で記録したロケットモータ回収地点、ノーズコーン発見地点を実測値とした。実測値と弾道落下予想範囲の関係を図 3.8.35 に示す。ロケットモータ回収地点はランチャより方位約 227° 、約 773 m の地点、ノーズコーン発見地点はランチャより方位約 225° 、約 758m の地点である。また、ロケット全体が着水してから約 1 分後にロケットモータのみを回収した。

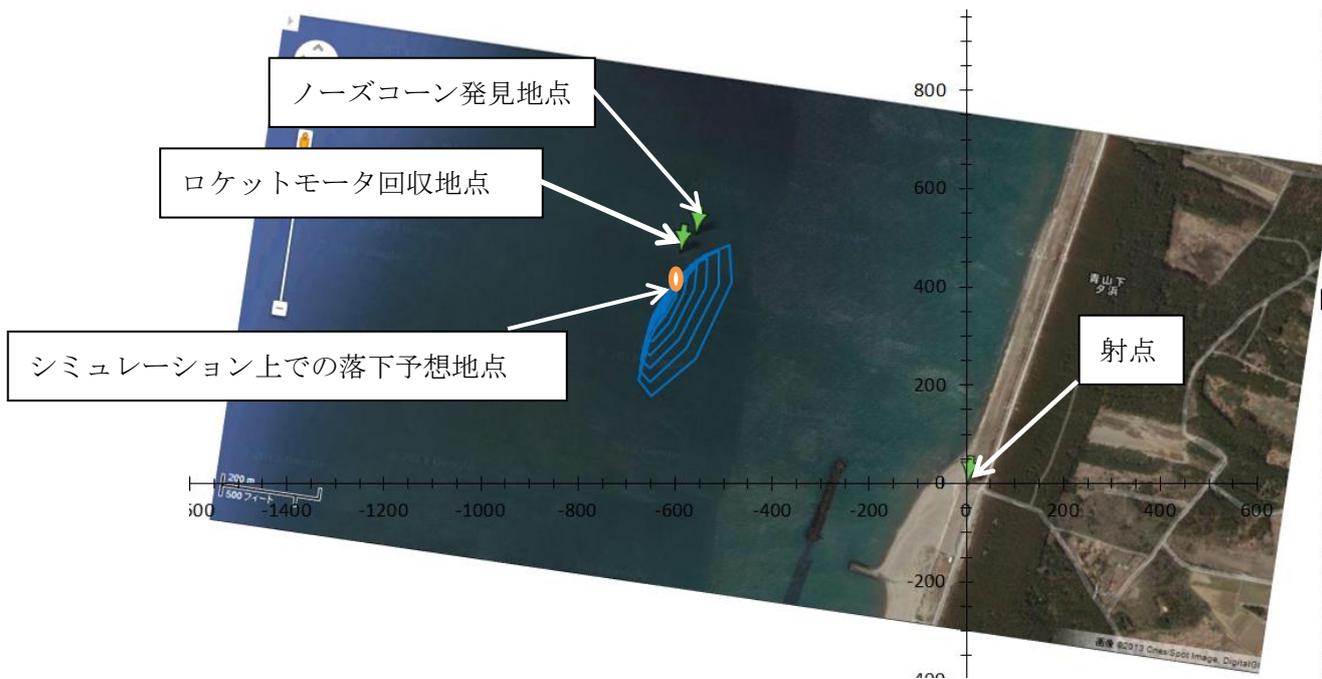


図 3.8.35 ロケットモータ落下位置

ノーズコーン発見位置：ランチャより方位 225° 距離 758 m

ロケットモータ発見位置：ランチャより方位 227° 距離 773 m

3.5.1.3 考察

弾道落下範囲について考察する。

<計算値と実測値の誤差>

図 3.5.35 ではロケットモータ回収地点とシミュレーション上での落下予想地点の間には 50m 程の距離が存在する。このロケットモータの回収地点とロケット着水予想地点のずれに関しては GPS 座標の取得精度と波の速度が原因で発生したと考えられる。能代近海の波は南から北の方向へ平均 0.4 knot の流れがあり、着水から 1~2 分間で東へ約 12~24m 流される。また、GPS 座標の取得精度は一般に約 10~15 m あり、計測時に機器が補足できていた衛星の数、衛星位置に依存する。手持ちの携帯型 GPS 機器で補足できていた衛星の記録は残っていなかったため、細かくは検証できなかった。現状ではその他の誤差を生む要因は何であるかを検討している。

3.5.1.4 今後の展望

今回は 2013 年度能代宇宙イベント打ち上げ機体「H-31 号機」のシミュレーションを行っ

た． 今後はシミュレーションの方法と精度の再検討を中心に活動を行っていく． ロケットの研究が進み高高度化， 対気速度の増加による抗力の増大や今回のような波にさらわれるといったような海打ち独自の問題が発生するものと思われる． そうした時に現状の手法では計算しきれない項目が出てくるものと思われる． 対気速度の増加にあわせて， 風洞実験設備を借りて機体にかかる正確な抗力を計算するなど， 各ロケットに合わせた計算方式を考える必要がある．

3.5.1.5 参考文献

- 1) 久下洋一：増補手作りロケット完全マニュアル. p. 98～126. 誠文堂新光社. 2007

3.5.2 H-32

3.5.2.1 落下予想範囲

ロケットの弾道落下時の予想落下範囲を下記の図 3.5.36 に示す． 落下予想範囲はランチャから方位約 225° 方向に約 200 m の地点を中心とした半径 50 m ので円内である． また， 下の全ての図にある青い円は保安範囲である．

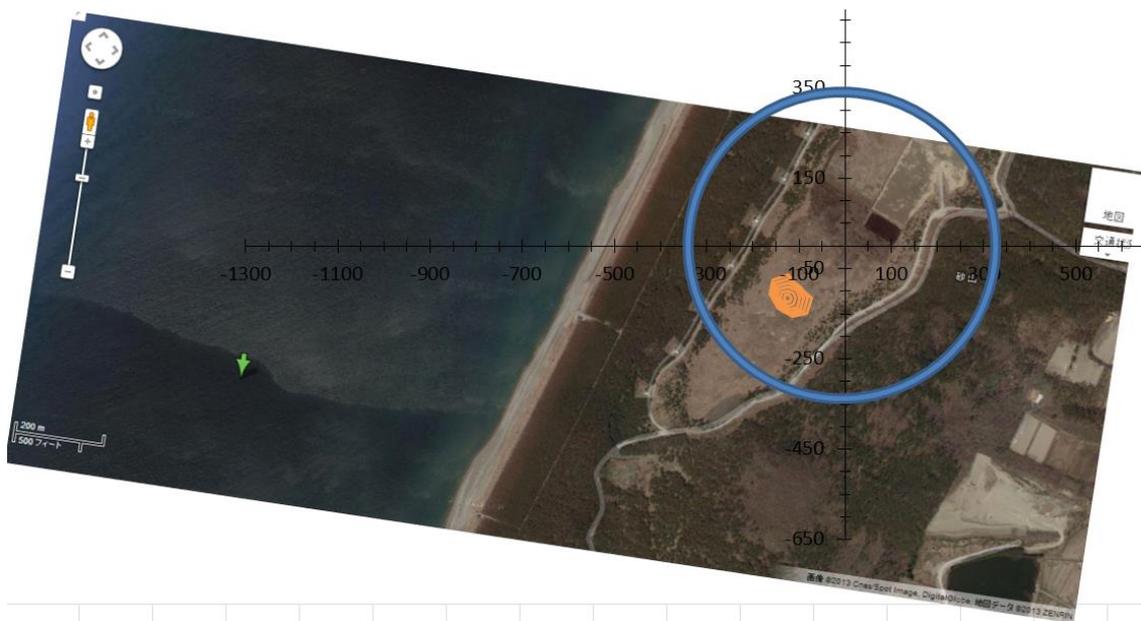


図 3.5.36 ロケット弾道落下予想範囲
打上げ方位 223° 打上げ仰角 78° 風速 $0\sim 6$ m/s

ロケットパラシュート落下予想範囲は下図の図 3. 5. 37 に示した。落下予想範囲は、ランチャから方位約 135° に約 106 m の地点を中心とする半径約 175 m の橙の円内である。

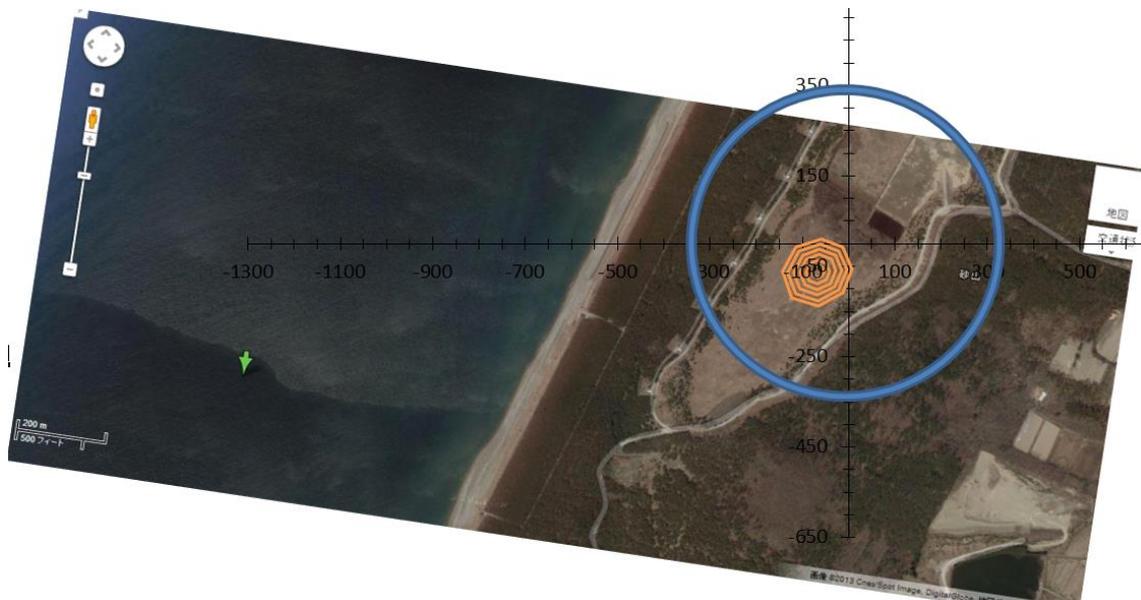


図 3. 5. 37 ロケットパラシュート落下予想範囲
打上げ方位 223° 打上げ仰角 78° 風速 $0\sim 6$ m/s

3. 5. 2. 2 搭載物の落下予想範囲

H-32 に搭載された缶サットのパラシュート展開時の落下予想範囲を以下の図 3. 5. 38 に示す。落下予想範囲はランチャから方位約 135° の方向に約 106 m の地点を中心とする半径約 220 m の橙の円内である。



図 3.5.38 缶サット落下予想範囲
 打上げ方位 223° 打上げ仰角 78° 風速 0~6 m/s

3.5.2.3 実測値

実測値はロケットの落下地点を示したものであり，回収隊が回収地点で記録した GPS 座標を落下地点とした．実際の落下地点配置図を図 3.5.39 に示す．ロケットの落下地点は，ランチャより方位 227°，距離 200 m の地点である．また，打ち上げ時の風向風速は 1.26 m/s，西北西 290°，1.26 m/s であった．

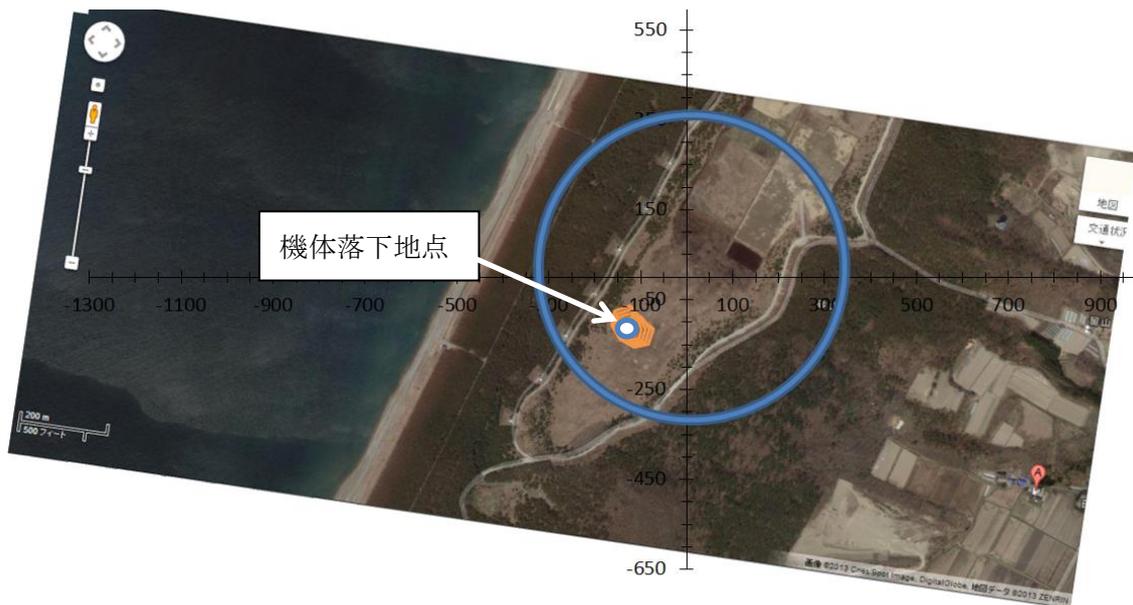


図 3.5.39 実際の機体落下位置
ランチャより方位 227° 距離 200 m

3.5.2.4 考察

打ち上げたロケットは弾道落下したため、弾道落下予想範囲について考察する。

<ロケットの弾道落下予想範囲>

ロケットの弾道落下予想範囲について考える。図 3.5.39 を見てみると、落下予想範囲内に落下位置が収まっているため、安全に打ち上げられたと考えられる。実際の落下地点と予測値を比較してみると、実際の落下地点は落下予想範囲における風向風速は 2 m/s、西北西 300° の地点に落下しているため、計算通りに落下したと考えられる。

3.5.2.5 今後の展望

今年度は 2013 年度能代宇宙イベント打ち上げ機体「H-32 号機」に合わせてシミュレーションを行った。今後はシミュレーションの方法と精度の再検討を中心に活動を行っていく。ロケットの研究が進み高高度化、対気速度の増加による抗力の増大やロケットとは別に缶サットなどの搭載物を乗せることも考えられる。そうした時に現状の手法では計算しきれない項目が出てくるものと思われる。今後はシミュレーション方法を検討し、各ロケットに合わせた計算方式を考える必要がある。

3.5.2.6 今回起こった諸元表の記載ミスについて

今回の能代宇宙イベントでは H-32 の諸元表を書く際に H-32 の固体燃料質量を入れなければいけないところに誤って H-31 の固体燃料質量を入れてしまった。他にも、ロケットの全長と燃料重心位置が間違っていたため、能代宇宙イベント中に再計算して諸元表を再作成した。このミスが起こった原因としては担当者との意思疎通が不足していたため、担当者と軌道計算で使用する各数値を確認する事を対策とした。

3.5.2.7 参考文献

- 1) 久下洋一：増補手作りロケット完全マニュアル. p. 98～126. 誠文堂新光社. 2007

4. 今後の課題と展望

今回の打上実験では、分離機構を動かす回路のプログラムに不具合が生じたことがわかった。第 3 章 4 節で記載されている通り、原因は技術的な問題よりもヒューマンエラーに因るものが大きいといえる。また、今期の開発では生産管理や製作の優先順位づけなどを疎かにしたことによる、開発のスケジュール管理の甘さが目立った。後期は就職活動によって開発や製作に携わることのできる人員が少なくなるため、そのような状況で開発を進めていくには、マネジメントを改善していくことが必要と考える。したがって、今後は当団体の技術的進歩だけではなく、時間や人などのリソースをより意識したマネジメントを目指したい。

一方で技術的な取り組みとしては、分離を確実にを行うための回路作成とその試験設備の製作を進めるとともに、到達高度が 2 km を超えるロケットの開発を、来年度夏の打上げを目指して行う。また後期は開発の人的リソースが減少するため、それを補う開発管理の充実を行うことを上で述べたが、それだけではなく新規開発を抑えた既存設計活用などにも取り組むことを検討している。

5. その他

- ・ イベント期間中に各団体の PM が集まって翌日の予定を確認する定例会議の方法を運営の方と検討していきたい
- ・ 打上りハーサルの際に、運営陣トランシーバとのチャンネル確認を行いたい

(運営陣と当団体は KENWOOD のトランシーバを使用していたにも関わらず，チャンネルの周波数が合わなかったために海打実験では当団体の連絡が運営陣に行き届かなかった)

- ・ イベント期間中に当団体が撮影をした，他団体様の写真はイベント Dropbox にアップロードした

以上