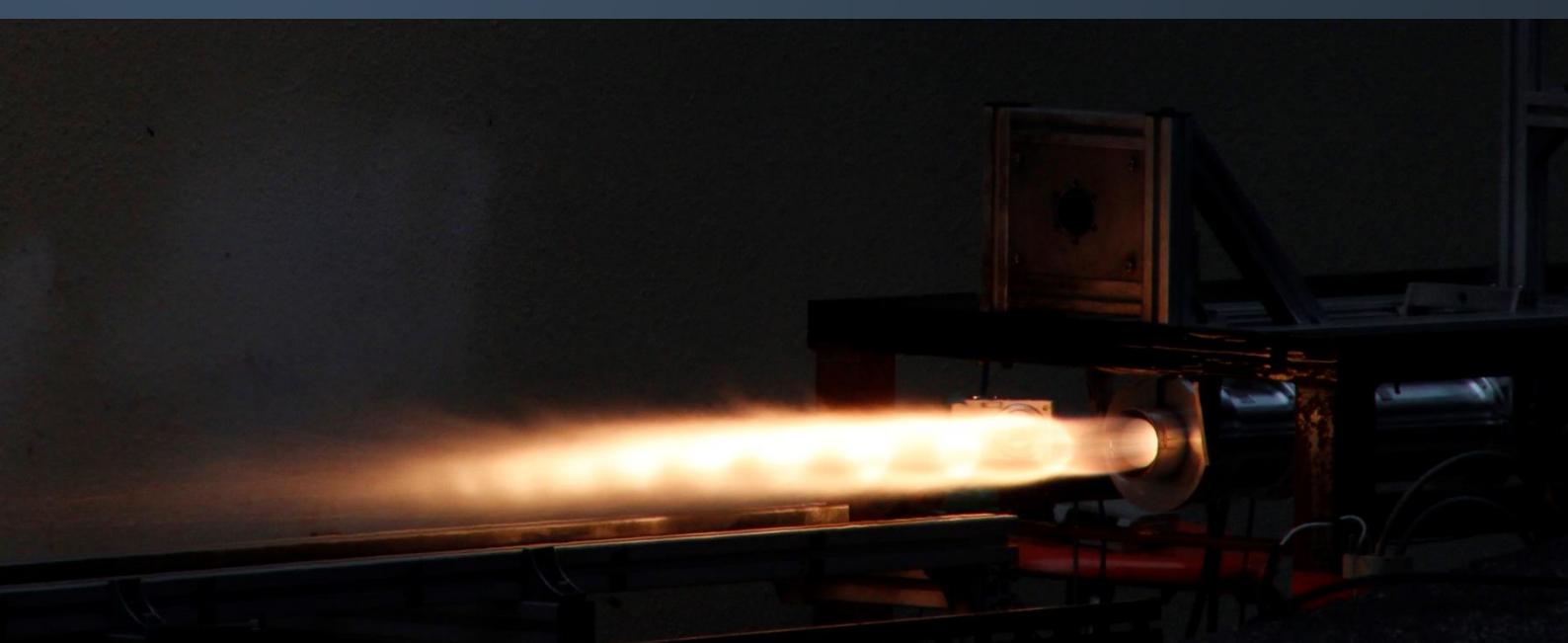


Annual Report

TSRP 年次報告書

Tokai University Student Rocket Project



2013

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チーム

編集責任者 那賀川 一郎（東海大学工学部航空宇宙学科 教授）

学生代表 川井 寛量（東海大学大学院工学研究科航空宇宙学専攻）



巻頭のあいさつ

学生ロケットプロジェクト
代表責任者 那賀川 一郎

「東海大学学生ロケットプロジェクト（TSRP）」は今年19年目を迎え、先輩から後輩へ、知識や技能の繋をつなげながら活発な活動を続けてきています。

独自設計のハイブリッドロケットは、従来のプラスチックやゴムに対し格段に優れた性能が期待できるワックスを燃料として使用するエンジンを搭載し、後退速度の最適化や、燃焼効率向上に取り組み、さらなる高性能化を実現してきており、現在では、最高到達高度をこれまでの約1kmから2km~5km以上へ伸ばすことに挑戦しようとしています。

そのためにまず、これまでの射場では制限範囲を越えるため、秋田県能代市の海岸から海上に向けて発射ができる新しい射場の使用を検討し、12年度夏にこの射場で初めての打ち上げに成功し、13年度夏にも打ち上げを行い実績を重ねています。また、北海道大樹町での海に向けての打ち上げも検討しています。次に、高高度に打ち上げると、落下地点のばらつきが大きくなるため、頂点近くでは小さなパラシュートを開き、ある程度高度が落ちてから大きなパラシュートを開く2段分離機構を開発し、2014年3月に大樹町で打ち上げ実験を行い、良好な作動の確認を行うことができました。また、海上回収のためのフロートの開発やビーコンの開発・回収実験等も行ってきており、今後の打ち上げには開発されたこれらの装置の活躍が期待されています。

このプロジェクト活動の成果はAIAA JPC（'13年7月、米国カリフォルニア州サンノゼ）での学会発表を初め、東京国際航空宇宙産業展での外部展示や学内での展示、ホームページへのアップロードなどで広く公開しています。

このような活動は多方面からのご理解、ご支援があればこそ実施できているものであり、宇宙航空研究開発機構、社団法人・日本航空宇宙学会、NPO法人・大学宇宙コンソーシアム、東海大学チャレンジセンター他関係者の皆さんはじめ多くのご支援をいただいた方々に深く感謝いたします。

今後ともこの宇宙工学教育プログラムにご理解いただけるよう努力してまいりますので、ご支援のほどよろしくお願ひ申し上げます。

2014年3月

目次

1. TSRPについて	
1.1. TSRP 概要.....	1
1.2. 2013年度組織体制	1
1.3. 2013年度打上計画概要	2
2. 打上計画 (H-31, H-32)	
2.1. 実験目的	4
2.2. 機体概要	5
2.2.1. H-31.....	5
2.2.2. H-32.....	9
2.3. 空力	11
2.3.1. H-31.....	11
2.3.2. H-32.....	12
2.4. 分離機構 (パラシュート放出機構)	13
2.4.1. 安全ナット	13
2.4.2. 安全ボルト	14
2.4.3. エアシリンダ内の内圧	14
2.4.4. 電磁弁	14
2.4.5. 結論.....	15
2.5. 展開式フロート・浮力	15
2.6. ハイブリッドロケットモータ	16
2.6.1. H-31.....	16
2.6.2. H-32.....	20
2.7. GSE.....	22
2.8. 搭載計器	24
2.8.1. 共通計器 (小型ロケット用バス計器)	24
2.8.2. H-31用テレメータ	27
2.8.3. H-32用共通計器およびテレメータ	27
2.8.4. 展開式フロート制御回路	28
2.9. CanSat.....	29
2.9.1. CanSat 概要	29
2.9.2. 磁力計	30

2.9.3.	加速度計	31
2.9.4.	温度計	32
2.9.5.	光照度計	32
2.9.6.	まとめ	32
2.10.	軌道計算	33
2.10.1.	H-31	33
2.10.2.	H-32	35
2.11.	その他	38

3. 打上計画 (H-33)

3.1.	H-33 概要	39
3.2.	実験結果	40

4. その他の活動報告

4.1.	構造機構班	42
4.1.1.	能代宇宙イベントまでの活動	42
4.1.2.	能代宇宙イベント後の活動	43
4.1.3.	プレゼンテーション講習	43
4.1.4.	CAD・製作講習	43
4.1.5.	引張試験	43
4.2.	燃焼班	44
4.2.1.	推力 1 kN 級ハイブリッドロケットモータ開発	44
4.2.2.	その他の活動	47
4.3.	計測制御班	47
4.4.	地上設備班	48
4.4.1.	UNISON ランチャ運用	48
4.4.2.	TSRP ランチャ	48
4.4.3.	地上風向風速計	49
4.5.	広報班	50
4.5.1.	29 th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)	50
4.5.2.	UNISON 母校訪問プロジェクト	50
4.5.3.	49 th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	51
4.5.4.	能代宇宙イベントにおける広報活動	51
4.5.5.	国際航空宇宙産業展 2014	51
4.5.6.	建学祭	52
4.5.7.	ロケット交流会	53
4.5.8.	松前重義賞	53

4.5.9. 科学技術教室	54
4.5.10. 公式 Web サイト更新	54
5. 会計報告	56
6. 写真集	57
謝辞	59
最後に	60

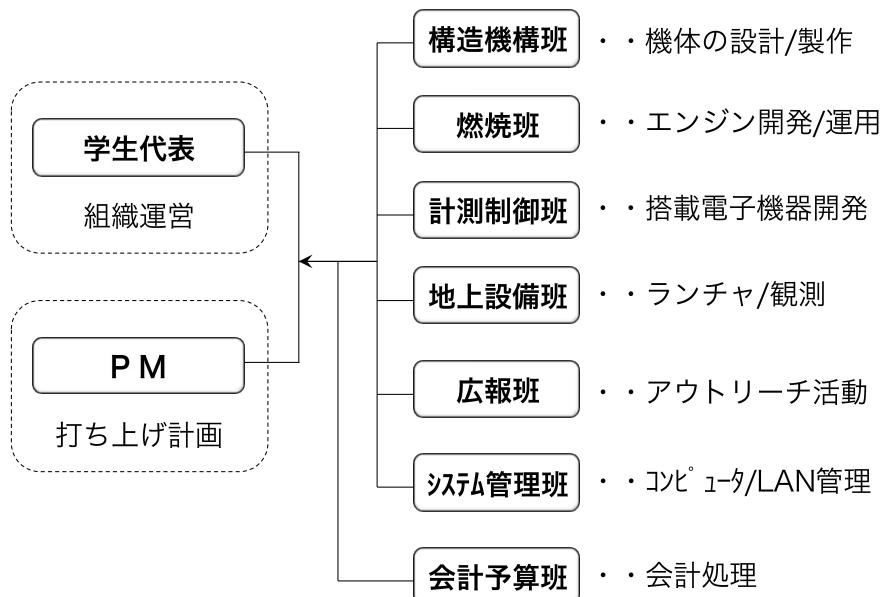
1. TSRPについて

1.1. TSRP概要

東海大学学生ロケットプロジェクト（TSRP）は1995年に宇宙工学教育を目的に設立された、東海大学工学部航空宇宙学科公認の学生組織である。また、学内の学生活動を支援する“チャレンジセンター”とよばれる組織から活動資金提供を受けている。大学外では、UNISEC（大学宇宙工学コンソーシアム）に加盟している。2013年度現在は、約60人の学生が活動しており、4人の指導教員が安全管理を始めとした技術的指導を行なっている。開発方針の決定や製作作業、会計業務や広報活動も含めて学生が主体となって活動している。また、ロケット発射台（ランチャ）や風向風速計などの地上設備やロケットの飛翔シミュレーションの開発と運用を実施していることもTSRPの特徴であり、ロケットシステムの包括的な開発を行なっている。

1.2. 2013年度組織体制

TSRPはロケットの開発、広報活動、資金管理などについて班ごとに分かれて活動を行っている。2013年度の組織体制について図1.1に示す。



1.3. 2013 年度打上計画概要

TSRP は 2013 年度に長期的な到達高度目標を 10 km と設定し、そこへ到達するまでの中期的目標（2015 年夏季まで）を設定したうえで 2013 年度内の開発計画を策定した。

2013年度 冬	2014年度 夏 2km	2014年度 冬 4km	2015年度 夏
L型モータ _{1680cc} エアブレーキ 共通計器 デジタルセンサ回路 (テレメ)	M型モータ _{3500cc} エアブレーキ テレメ バルブ IMU CFRP(一部)	M型モータ エアブレーキ テレメ _{すべて} IMU CFRP	N型モータ エアブレーキ IMU テレメ 音速向ノーズ・フィン
CFRP エアブレーキ バルブ M型モータ IMU	CFRP予備 N型タンク 射場交渉 音速突破による 回収技術	N型モータ ノーズ・フィン	

図 1.2 中期成長計画

2013 年度には第 12 期ハイブリッドロケットプロジェクトが実施され、夏季（能代宇宙イベント）で H-31 と H-32 を、冬季（独自ロケット打上げ）では H-33 を打上げた。

H-31 は 2012 年度に打上げ／海上回収が成功した H-28 を母体として更に発展を加えた海上回収用機体である。H-28 で 1 度成功した海上回収を再度実施し、新規に開発された展開式フロートの実証試験を行うことを目的に打上げられた。ロケットは飛翔したものの、分離指令回路に不具合があったため、海上に墜落し完全な回収には至らなかった。H-32 は 350 mL 缶サイズの CanSat[†] と比較して大型な、直径 150 mm サイズのオープンクラス CanSat の搭載を目的とし、開発された機体である。CanSat の放出にはキャリアと呼ばれるカップ状の部品が用いられ、アメリカ合衆国ネバダ州ブラックロック砂漠で行われている CanSat の国際大会“ARLISS”に準拠した放出方法となっている点が既存の TSRP 製 CanSat 搭載ロケットと異なる点である。また H-32 の開発チームは学部 2 年以下を中心としており、開発自体が低学年生への教育プログラムの一環となっている。ロケットには東海大学衛星プロジェクト（TSP）が開発した BOSS-0T が搭載された。これは TSP で開発予定の人工衛星のバス機器の試験用として開発されたもので、自律制

[†] CanSat：小型模擬人工衛星。様々な大学などで盛んに開発されている

御と定点着地を目的としていたため、厳密には CanSat ではない。ロケットは飛翔したものの、分離指令回路に不具合があったため、地上に墜落し完全な回収には至らなかった。不具合の原因は H-31 と同様のものであると考えられる。破片の多くが水没し、回収された部品が少なかった H-31 と比較して H-32 は多くの部品が回収されたため、H-31 と H-32 で発生したと思われる不具合の特定に役立てられることとなった。



図 1.3 飛翔する H-31

H-33 は 2014 年 8 月に打上げられる予定の機体のプロトタイプとして開発された。新規に開発された 1 kN 級ハイブリッドロケットモータを搭載している。ロケットは飛翔し、最高到達高度での 1 段目パラシュートの開傘に成功、その後 2 段目パラシュートの開傘にも成功し、機体はほぼ完全な形で回収された。現在搭載計器などの解析を実施している。

2. 打上計画 (H-31, H-32)

2.1. 実験目的

東海大学学生ロケットプロジェクト（以下 TSRP）は、第 9 回能代宇宙イベントにおいて H-31 および H-32 の打上実験を行った。以下に実験目的を示す。

- ・ H-31 (ハイブリッドロケット 31 号機)
 - 展開式フロートの海上実証
 - $\varnothing 150$ の機体による大型化する海打機体の技術確立
- ・ H-32 (ハイブリッドロケット 32 号機)
 - 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

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。打ち上げは成功したもの、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、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。



図 2.1 ランチャから離脱する H-32

2.2. 機体概要

2.2.1. 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 2.1 および図 2.2 をそれぞれ参照のこと。

表 2.1 H-31 の機体概要

機体名称	H-31
機体全長	2076 mm
胴体直径	154 mm
乾燥質量	10.5 kg
搭載ロケットモータ	THR-F006K (推力 600 N 級)
回収方法	二段階開傘するパラシュートによる減速落下
主な搭載物	<ul style="list-style-type: none">・ 共通計器 (加速度計, 気圧計, 角速度計)・ デジタルセンサ回路 (加速度計, 地磁気計, 角速度計, 気圧計)・ テレメータ・ 無火薬式分離機構 (不知火 III, 不知火 IV)・ 1段目パラシュート (高速落下用)・ 2段目パラシュート (低速落下用)・ 小型 Full HD カメラ・ 展開式フロート・ 固体フロート

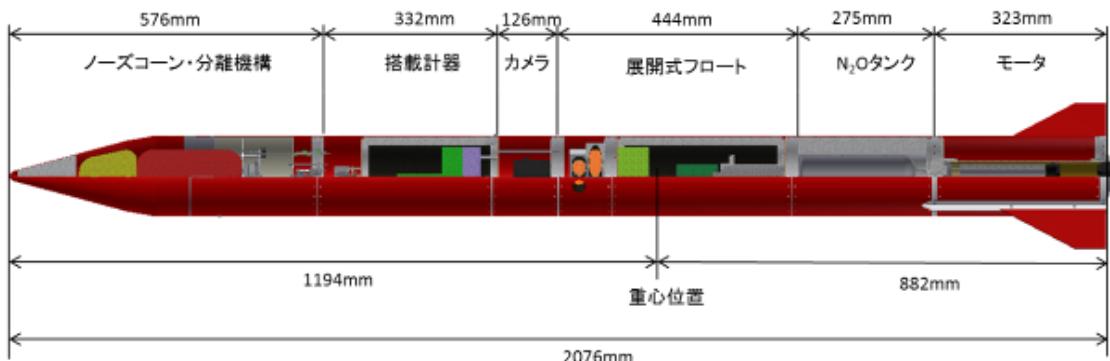


図 2.2 H-31 概要図

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

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 2.3 と図 2.4 に機体構造の概要を示す。

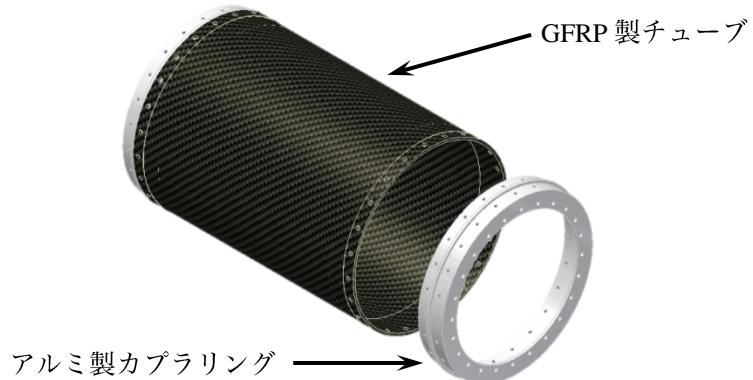


図 2.3 チューブとカプラリング

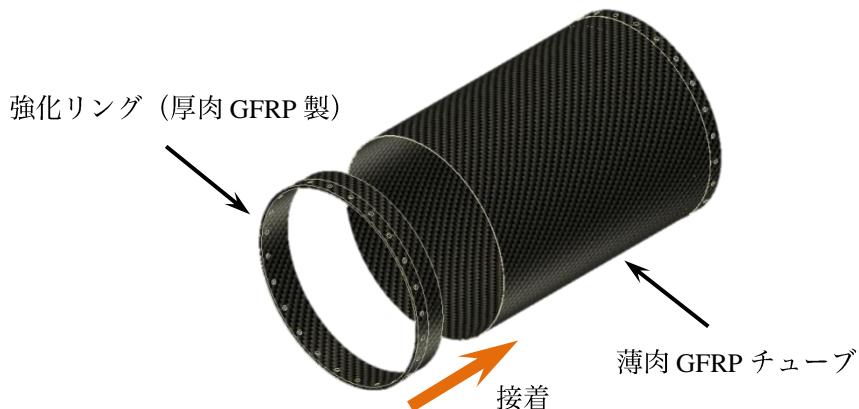


図 2.4 強化リングと薄肉 GFRP チューブ

今回打上げを行った Ø150 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つている。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ニウム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 2.5 に示す。

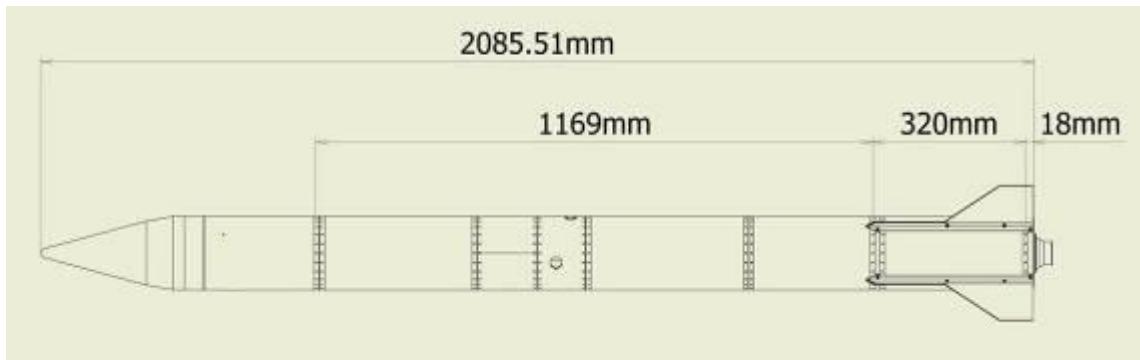


図 2.5 ランチラグ取付け位置

本機に搭載されるハイブリッドロケットモータであるTHRシリーズはN₂Oタンク付け根の位置でモータマウントカプラに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プ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2.6は、モータ接続部の概念図である。

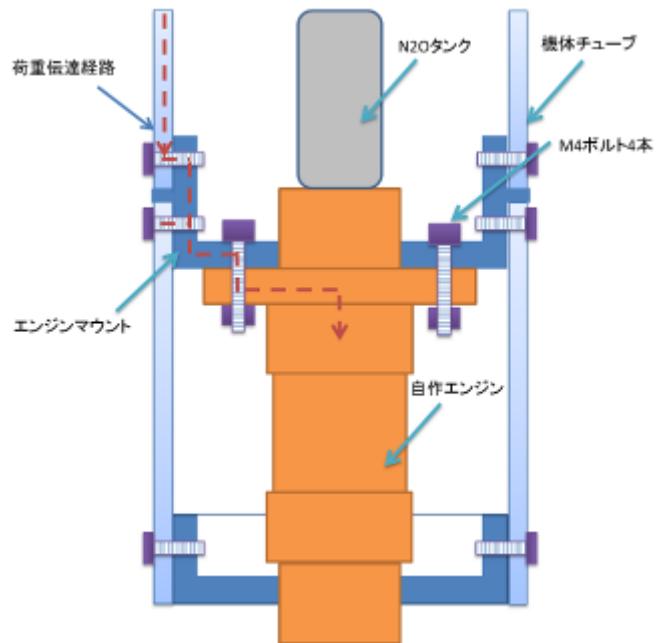


図 2.6 ロケットモータ接続部概略図

本機のフィンはアルミ合金（A6063O）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2mmの自作GFRP板をした。フィンの固定方法の図を図2.7に示す。

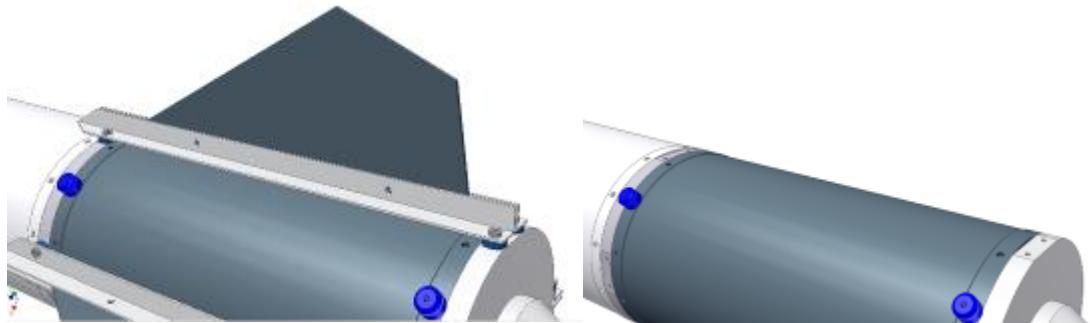


図2.7 フィンの固定方法

機体は弾道落下して着水した際にN₂Oタンクの上部で機体が二つ以上に分割する形で破損していた。N₂Oタンクの上部より下のモータ部分は回収することができたが、N₂Oタンクより上部は海中に沈んでしまい回収できなかつた。そのため、N₂Oタンクより上部の機体構造の破損状況は不明である。N₂Oタンク上部の機体の破損状況を図2.8に示す。



図2.8 N₂Oタンク上部から見た機体の破損状況

回収されたモータ部分はN₂O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2.9に示す。



図 2.9 モータチューブ部分の損傷状況

2.2.2. H-32

H-32 は H-31 と同様のモジュール式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) 製のカプラリングで構成されている。

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 CanSat 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、CanSat 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。

表 2.2 H-32 の機体概要

機体名称	H-32
機体全長	1800 mm
胴体直径	154 mm
乾燥質量	7.2 kg
搭載ロケットモータ	THR-F003J (推力 300 N 級)
回収方法	一段階開傘するパラシュートによる減速落下
主な搭載物	<ul style="list-style-type: none"> ・ 共通計器 (加速度計、気圧計、角速度計) ・ テレメータ ・ 無火薬式分離機構 (不知火 III) ・ パラシュート ・ 小型カメラ ・ CanSat + キャリア

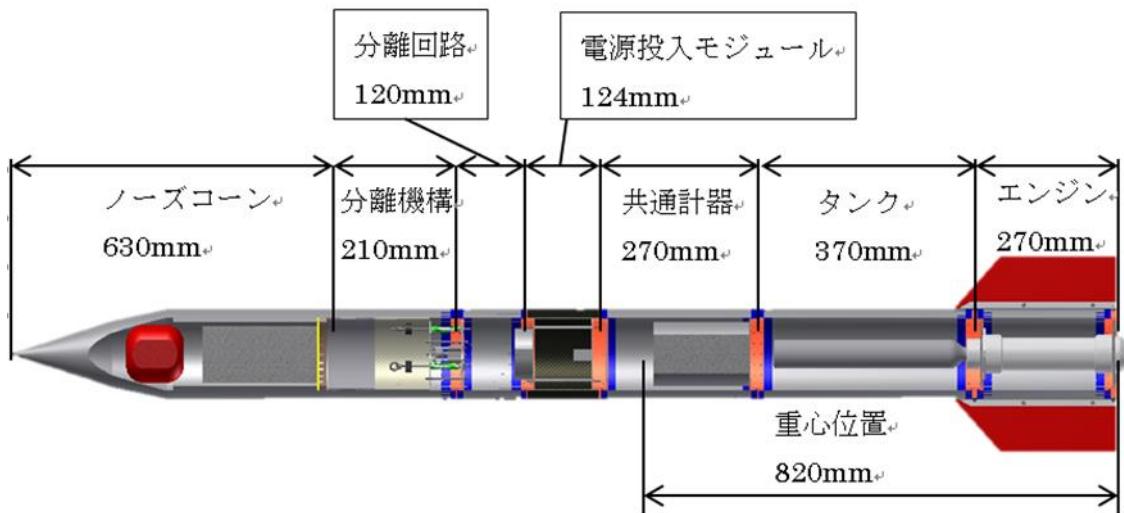


図 2.10 H-32 概要図

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 3.1.3.7-12 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つた。落下の衝撃で細かく砕けたことにより回収しきれなかつたと思われる。



図 2.11 墜落地点の様子



図 2.12 回収した破片を組立てた状態

2.3. 空力

2.3.1. H-31

今回打上げた機体の空力計算はすべて“久下洋一著：アマチュア・ロケットティ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各種パラメータを以下の表 2.3 に示す。

表 2.3 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
C _s (酸化剤充填時)	1.6
C _s (酸化剤未充填時)	1.7
F _{st} (酸化剤充填時)	12.07
F _{st} (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 2.13 に示す。

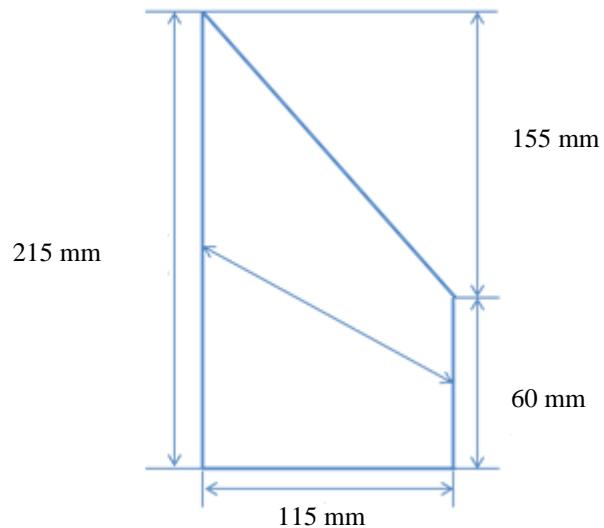


図 2.13 フィン寸法 (H-31)

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。

2.3.2. H-32

空力計算の手法は H-31 と同じである。計算によって得られた各種パラメータを以下の表 2.4 に示す。

表 2.4 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
C _s (酸化剤充填時)	1.51
C _s (酸化剤未充填時)	1.63
F _{st} (酸化剤充填時)	12.1
F _{st} (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 2.14 に示す。

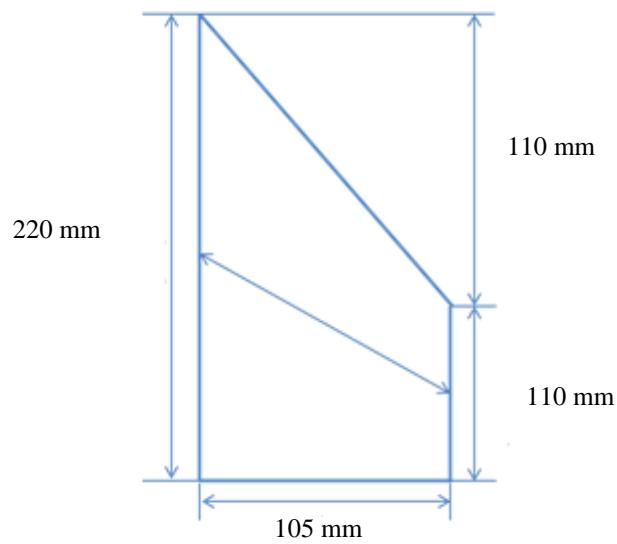


図 2.14 フィン寸法 (H-32)

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。

2.4. 分離機構（パラシュート放出機構）

H-31, H-32 ともに分離機構は動作せずに弾道落下した。分離機構に問題の原因が存在するのかどうかについて、分離機構の要素に分けて調査を行った。

2.4.1. 安全ナット

安全ナットは、分離機構が爆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。安全ナットが打上げ前に外されていなければ、分離機構は動作しない。しかし両機ともに安全ナットが取り外されているため（写真で記録あり），分離機構がフライトで動作しなかった原因としては考えられない。

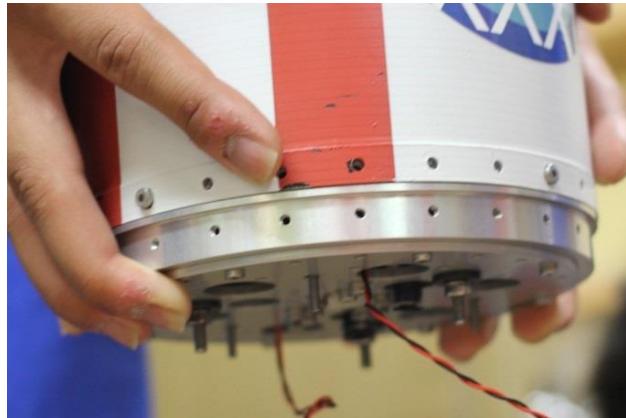


図 2.15 取り外された安全ナット

2.4.2. 安全ボルト

安全ボルトは、安全ナットと同様にノーズが飛んで行かないようつけられている安全装置である。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、今回の打上げで分離しなかった原因ではない。



図 2.16 取り外された安全ボルト

2.4.3. エアシリンダ内の内圧

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 以下であると考えられるので、この 2 つも今回の打上げで分離しなかった原因ではない。

2.4.4. 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。

2.4.5. 結論

一連の調査の結果、H-31、H-32 両機の墜落において、分離機構に問題があった可能性は低いと考えられる。

2.5. 展開式フロート・浮力

H-31 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 CO₂ 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 CO₂ 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 2.5 に、打ち上げ前の浮力試験の様子を図 2.17 に、動作試験の様子を図 2.18 にそれぞれ示す。

表 2.5 浮力計算

	展開式フロートあり	展開式フロートなし	単位
浮力	22.42	14.42	kg
機体質量	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 2.17 浮力試験結果

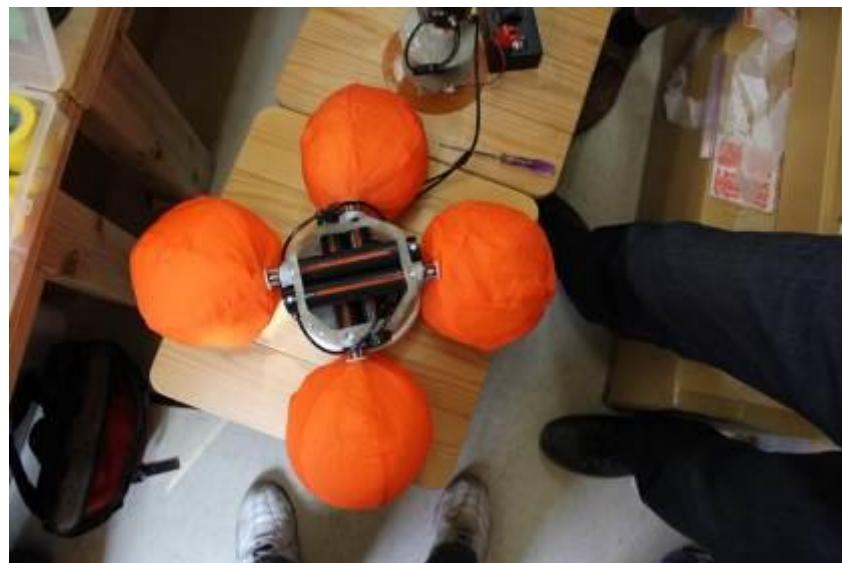


図 2.18 展開式フロート動作試験

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。

2.6. ハイブリッドロケットモータ

2.6.1. 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主開発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、液体酸化剤に液化 N_2O を、固体燃料にワックスを用いる。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 2.19 THR-F006K 改外観

本モータは酸化剤タンクに既製品である HyperTEK の K 型タンク用いる。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 2.6 に各種性能を、図 2.20 に推力時間履歴の比較図をそれぞれ示す。

表 2.6 THR-F006K 改性能諸元

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

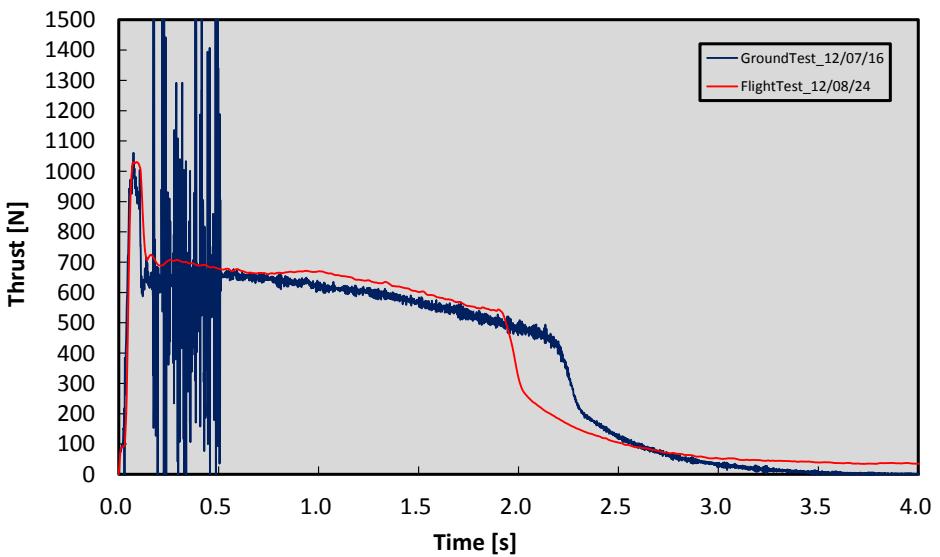


図 2.20 THR-E/F006K 推力時間履歴比較

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 80 N 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、パラシューートの展開が行えなかつ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。

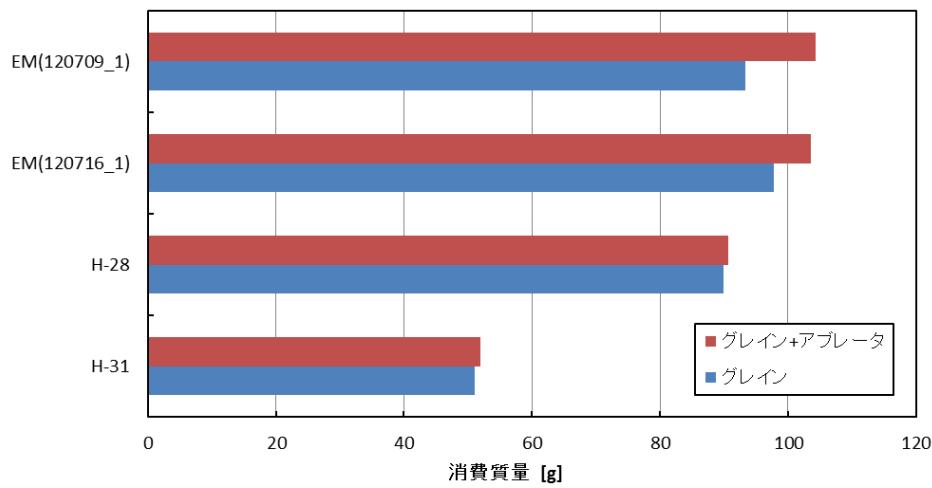


図 2.21 燃料消費率比較図

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。一つはワックス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。一般にワックス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、使用しているワックスの融点が低いほどこの特性が強くなる。この特性はワックス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N₂O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N₂O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つ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。

2.6.2. 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主開発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 2.7 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のが本モータである。また、図 2.22 に示すのが本モータの外観図である。

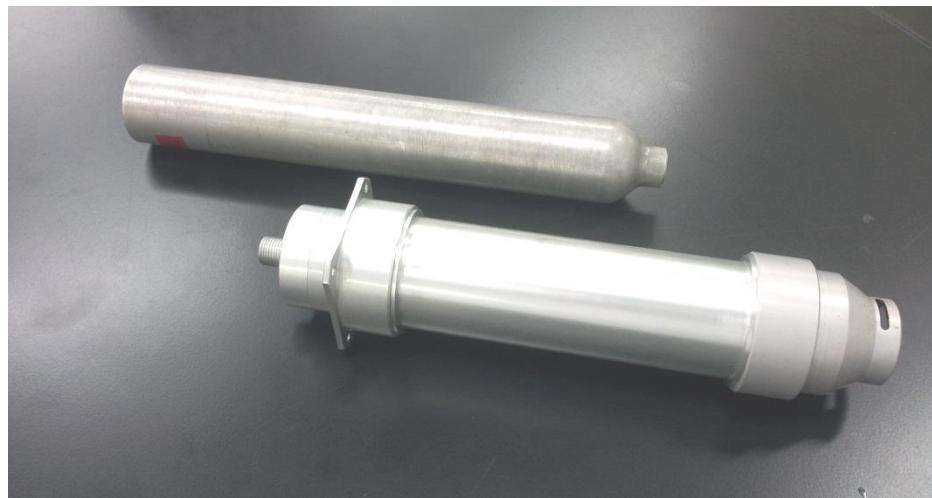


図 2.22 THR-F003J-Ex 外観図

表 2.7 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 2.23 に、各種性能を比較した表を表 2.8 に示す。

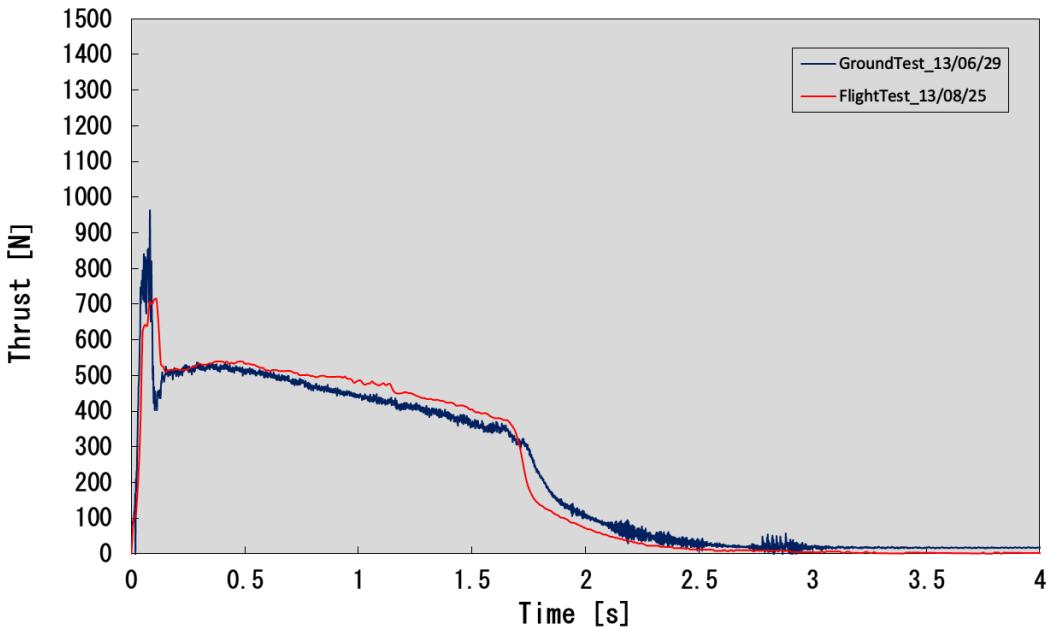


図 2.23 THR-E/F003J 推力時間履歴比較

表 2.8 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2.9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る。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 ボンベのブルドン管が示した値は 5 MPa であるのに対し、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ない酸化剤の量が多く、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。

2.7. GSE

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 2.24 に示す。

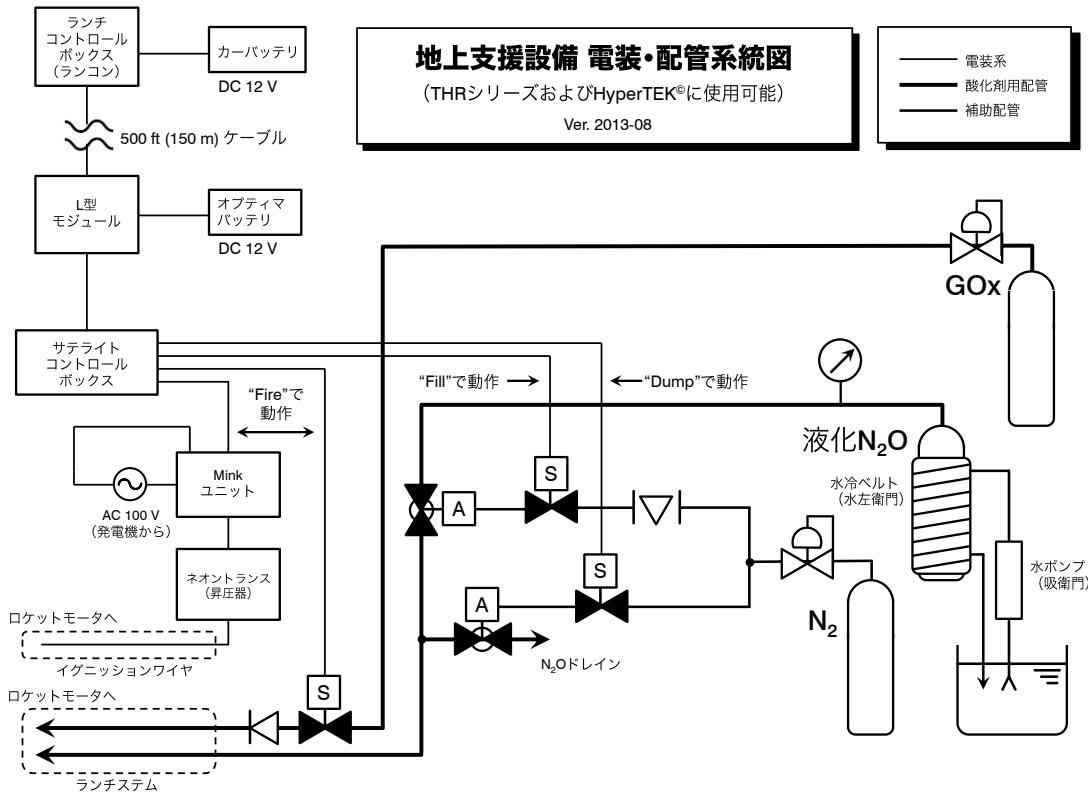


図 2.24 GSE 配管・配線図

HyperTEK®のGSEからの変更点を表2.9に示す。

表 2.9 GSE 改良点

N ₂ O ラインにブルドン管を設置
N ₂ O ボンベ冷却／加温装置の設置
N ₂ O 配管を Swagelok 製部品に変更
N ₂ O 用バルブを空压弁に変更
L型モジュールのバッテリ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

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関わらず、レギュレータの1次圧が下降する問題が生じた。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 最終確認時にテスター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。原因はテスターの所在があいまいで、今後は GSE の運用責任者がテスターを常備することやテスターの数を 2 つにすることなどを対策として検討している。

2.8. 搭載計器

2.8.1. 共通計器（小型ロケット用バス計器）

共通計器は飛翔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 2.25 H-31 共通計器（下段）テレメータ（上段）外観

表 2.10、表 2.11 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 2.10 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 2.11 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

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。

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。

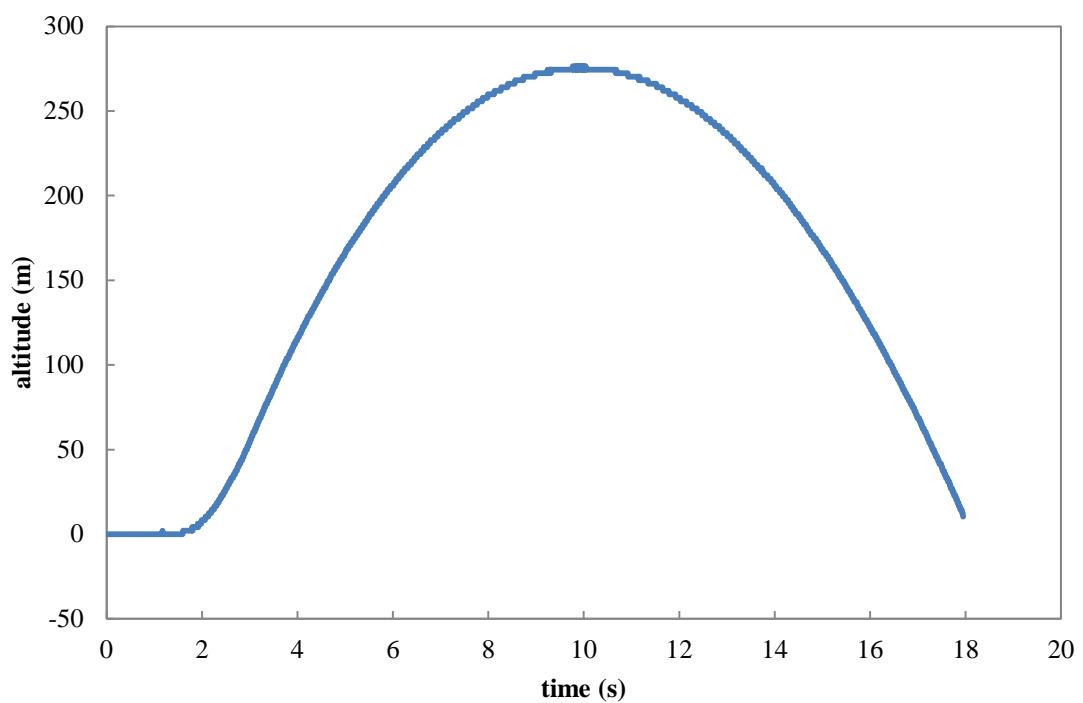


図 2.26 H-32 高度データ（気圧計より）

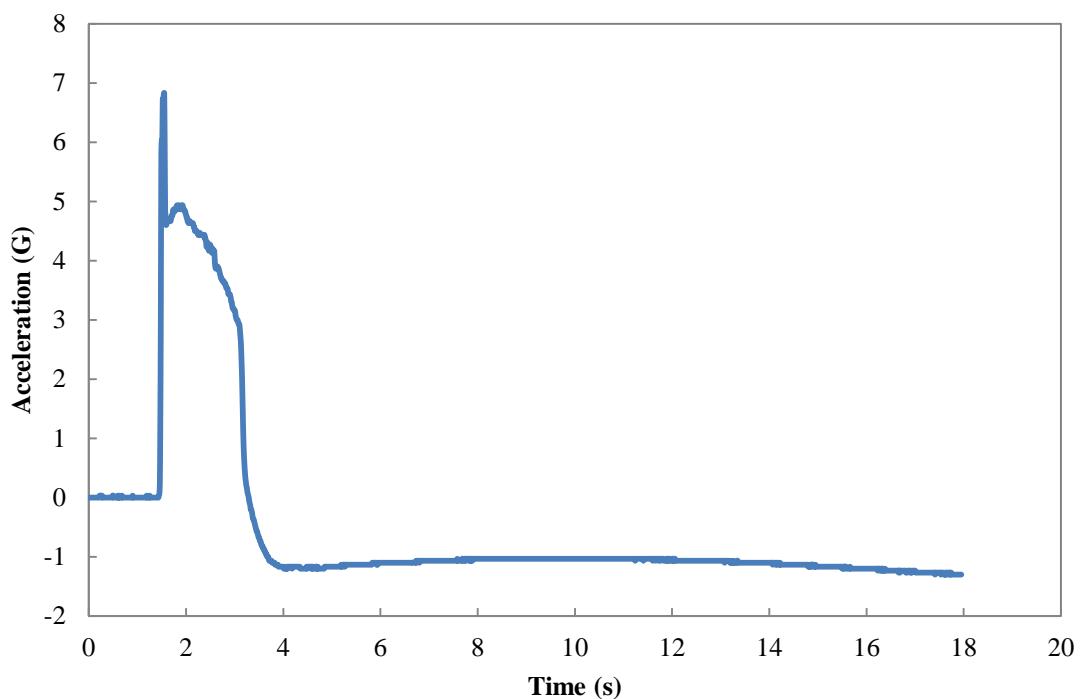


図 2.27 H-32 加速度データ（機軸方向）

運用結果としては今回 H-31, H-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 2G 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 2G は検出されずプログラム上では落下後まで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ない事と、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であると考えている。

2.8.2. H-31 用テレメータ

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つた、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つた。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 2.28 テレメタログ

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翔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。

2.8.3. H-32 用共通計器およびテレメータ

共通計器・テレメータは、ロケットの飛翔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統合した計器である。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 Ø110 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 2.12 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 2.13 にテレメータに関する仕様を示す。

表 2.12 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 2.13 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 (2 GB)	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。

2.8.4. 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 2.29 に展開フロート制御回路の外観を示す。基板は Ø110 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。

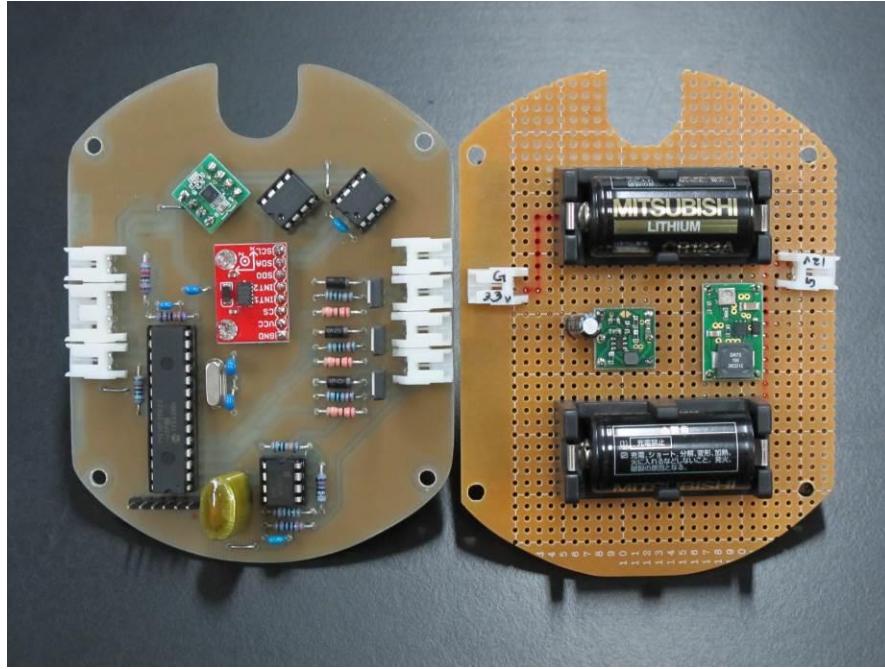


図 2.29 展開フロート制御回路外観

表 2.14 に計測に関する仕様を示す。加速度は 3 軸で、計測範囲は $\pm 16 \text{ G}$ である。圧力計の計測範囲は約 0~150 psia である。

表 2.14 計測機能

加速度計測範囲	$\pm 16 \text{ G}$
圧力計計測範囲	0~150 psia
気圧計測範囲	79~105 kPa
温度計測範囲	約 -25~+110 °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つたためデータの所得ができなかつた。

2.9. CanSat

2.9.1. CanSat 概要

CanSat は飛翔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、光強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 2.15 に搭載した機器を示す。

表 2.15 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	Panasonic eneloop バッテリ
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、飛翔中の 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 2.30 に CanSat 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 2.30 CanSat 外観

2.9.2. 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 2.31）。図 2.31 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。

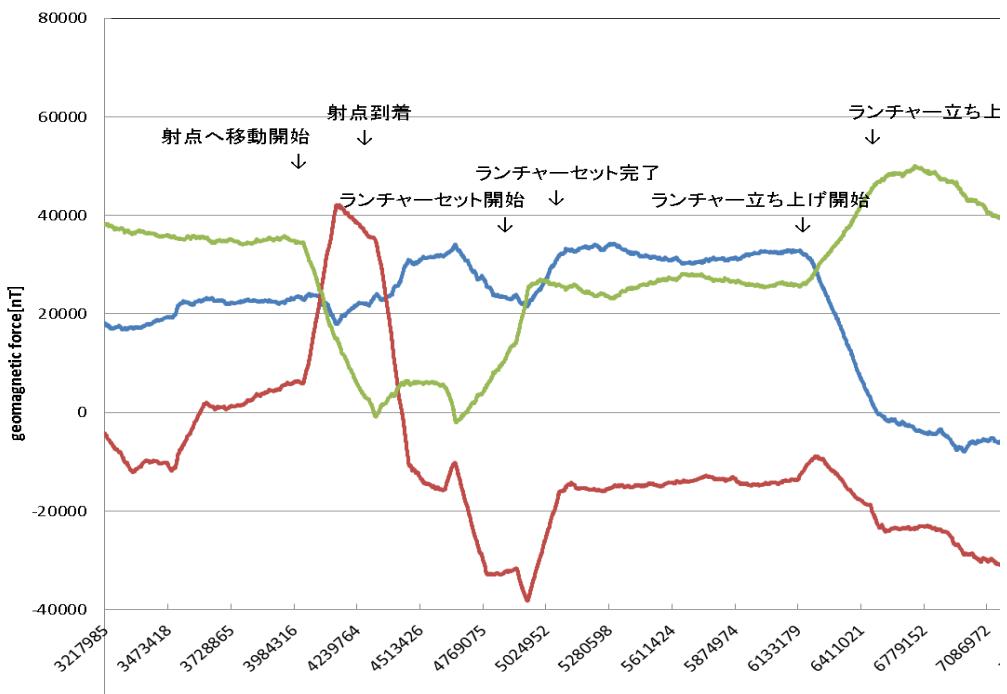


図 2.31 磁力計データ

図 2.31 よりロケットの磁気姿勢角を算出したが、今回は割愛する。

2.9.3. 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 2.32)。

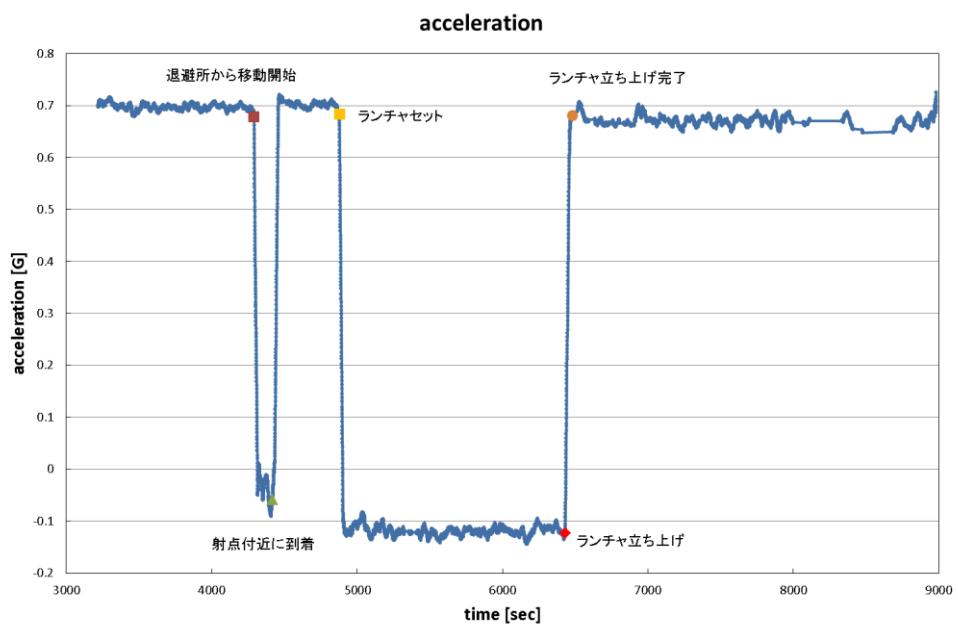


図 2.32 加速度計データ

図 2.32 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。

2.9.4. 溫度計

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 2.33)。

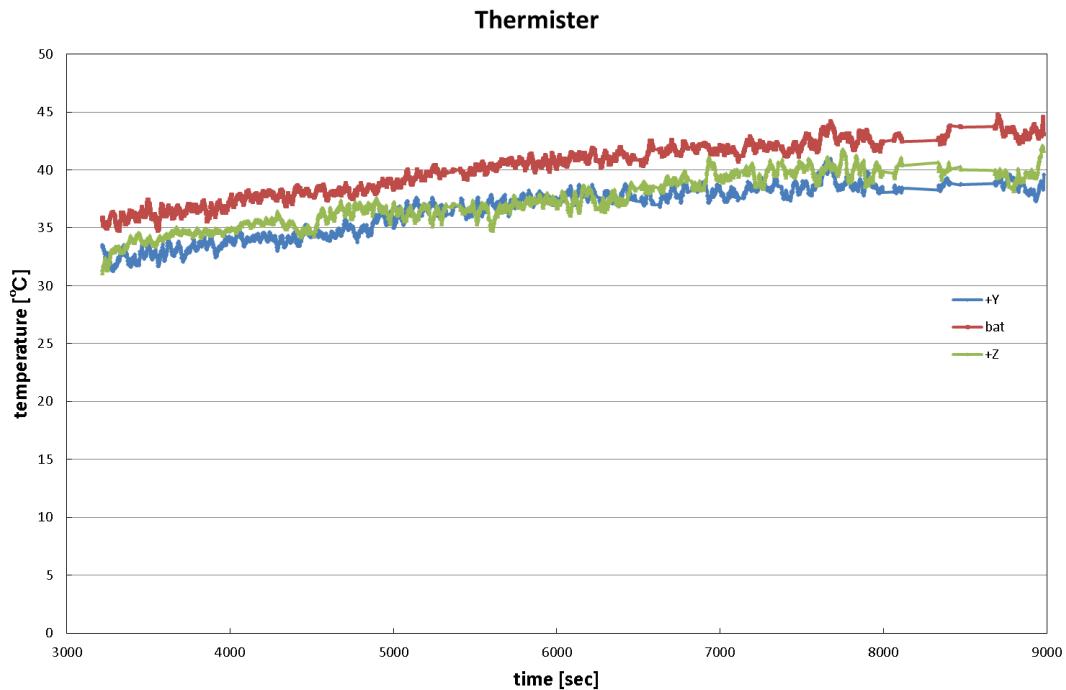


図 2.33 溫度データ

構体内的温度推移は図 2.33 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、バッテリ温度が一番高いことも分かる。

2.9.5. 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。

2.9.6. まとめ

ロケットから CanSat が放出されなかつたため、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に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、今後は何かしらの熱対策が必要だと考える。

2.10. 軌道計算

2.10.1. H-31

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”的手法を用い、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° 表記している。ロケットの弾道落下時の落下予想範囲を図2.34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の青い範囲内である。

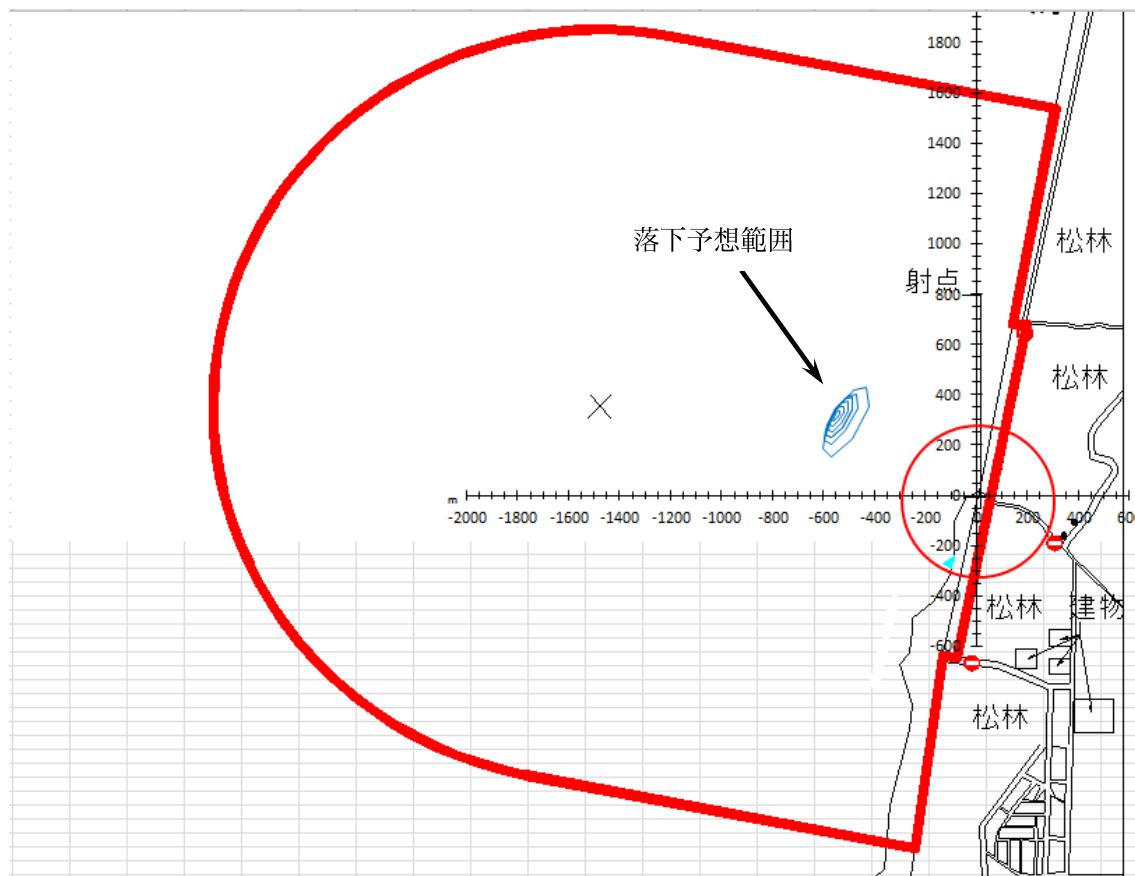


図2.34 ロケット弾道落下範囲
打ち上げ方位 150° 打上げ仰角 70° 風速 $0\sim7\text{ m/s}$

ロケットのパラシュート展開時の落下予想範囲を図2.35に示す。落下予想範囲は、ランチャから方位約 150° に約403mの地点を中心とする半径約150mの青い範囲内である。

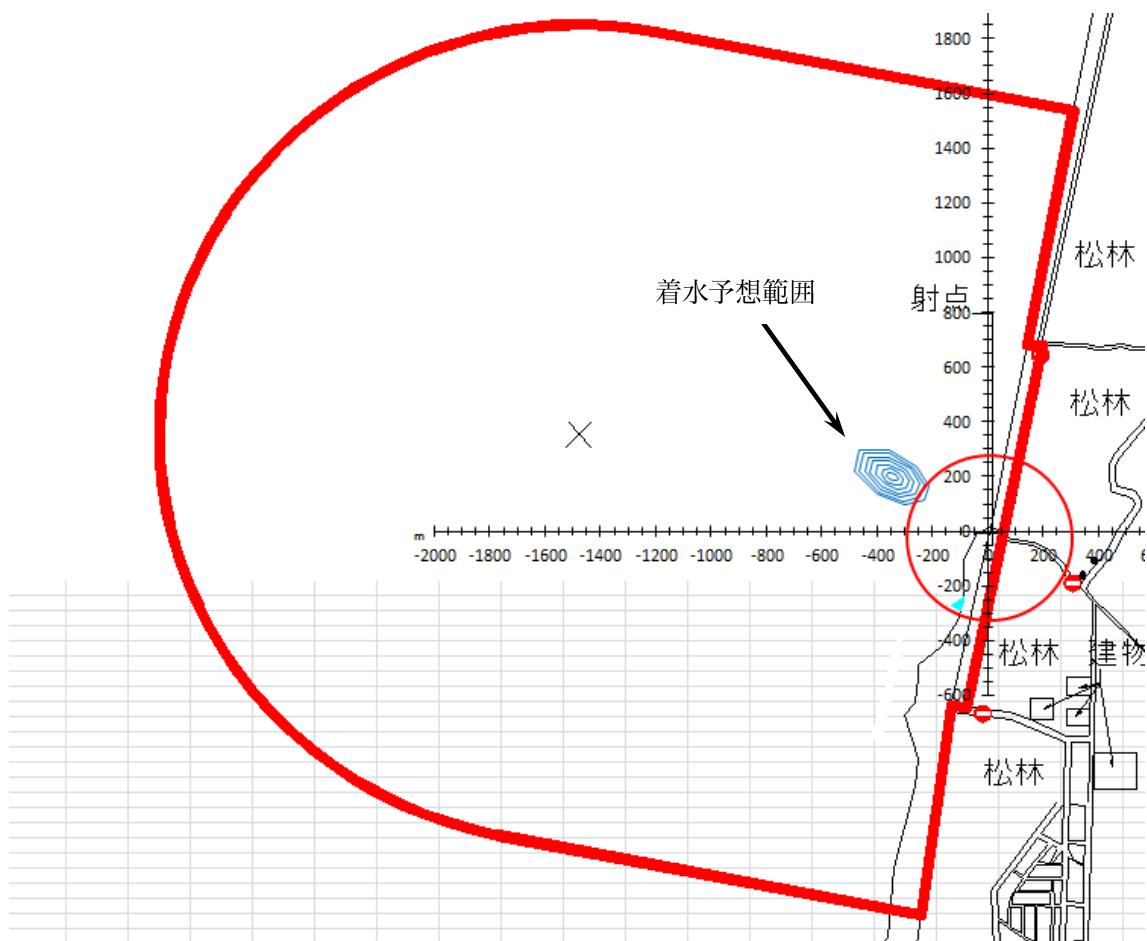


図 2.35 ロケットパラシュート落下範囲
打ち上げ方位 150° 打ち上げ仰角 70° 風速 0~7 m/s

実測値では、打上げ後のロケット落下地点、打上げ時の風向風速を示す。打上げ時の風向風速は南東 $128^\circ 1.56 \text{ m/s}$ 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、船で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 3.36 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 758 m 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。

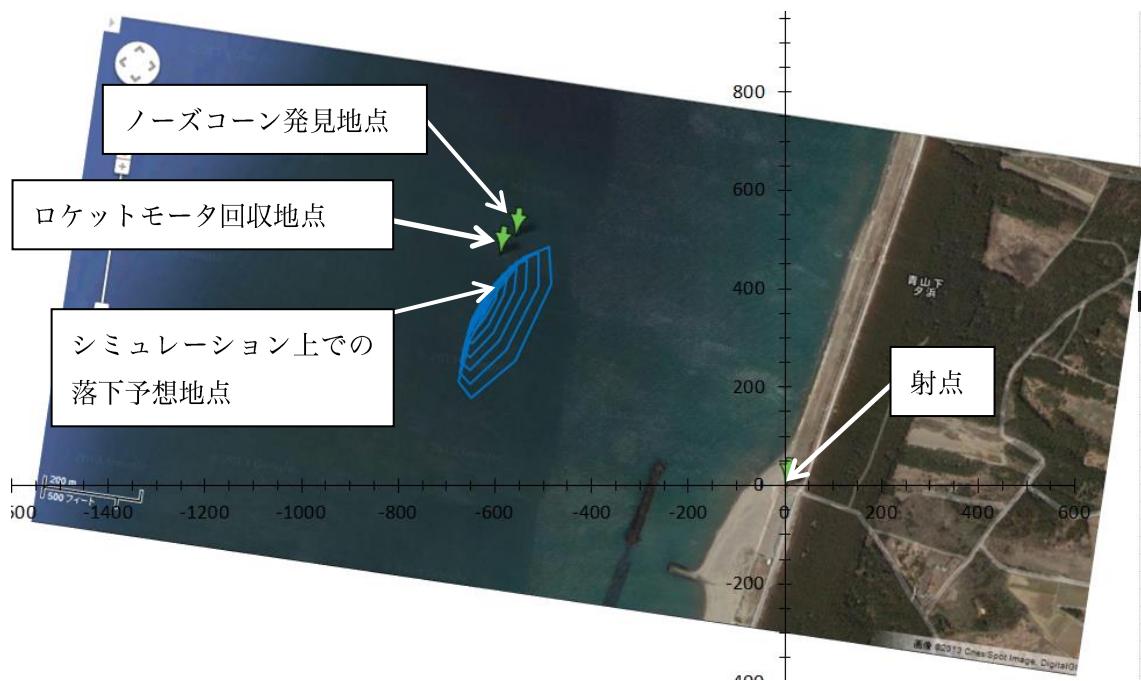


図 2.36 ロケットモータ落下位置

(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)

弾道落下範囲の計算値と実測値の誤差について考察する。図 2.34 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ズレに関しては 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。

2.10.2. H-32

ロケットの弾道落下時の予想落下範囲を下記の図 2.37 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 の橙色の範囲内である。また、下の全ての図にある青い円は保安範囲である。

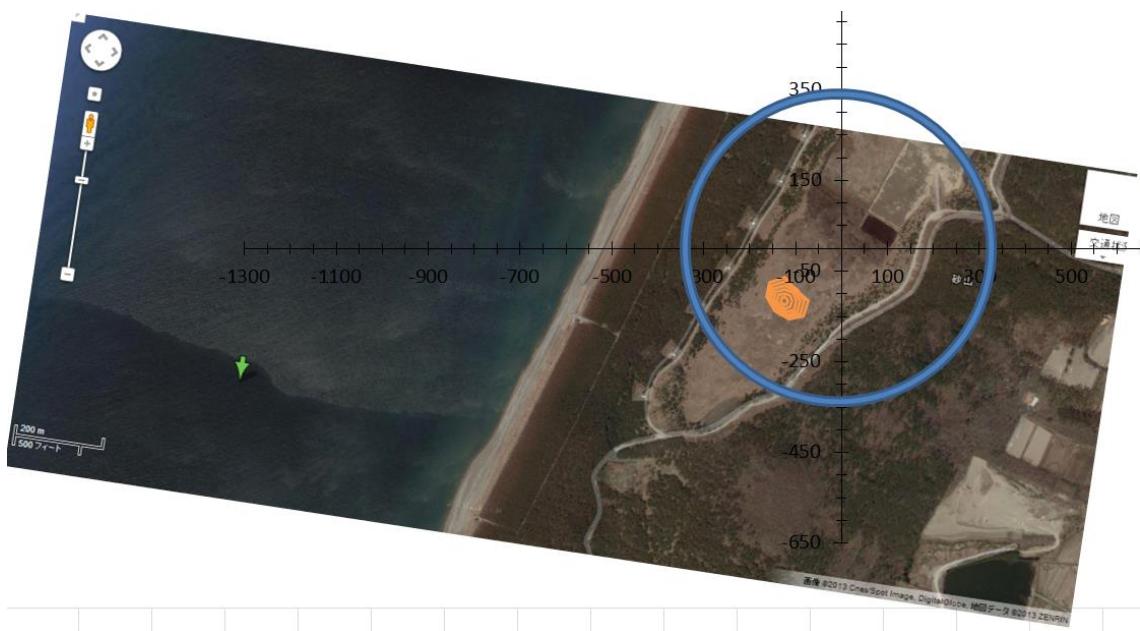


図 2.37 ロケット弾道落下予想範囲
打上げ方位 223° 打上げ仰角 78°風速 0～6 m/s

ロケットパラシュート落下予想範囲は下図の図 3.1.3.7-39 に示した。落下予想範囲は、ランチヤから方位約 135°に約 106 m の地点を中心とする半径約 175 m の橙色の範囲内である。

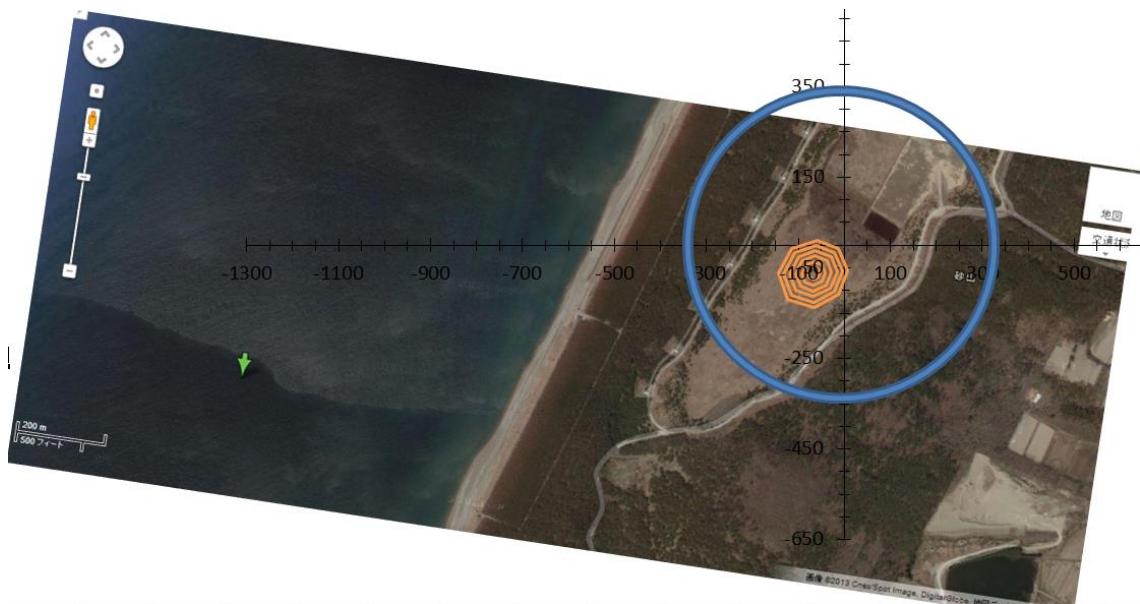


図 2.38 ロケットパラシュート落下予想範囲
打上げ方位 223° 打上げ仰角 78°風速 0～6 m/s

H-32 に搭載された CanSat のパラシュート展開時の落下予想範囲を以下の図 2.39 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 の橙色の範囲内である。



図 2.39 CanSat 落下予想範囲
打上げ方位 223° 打上げ仰角 78° 風速 $0\sim6 \text{ m/s}$

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 2.40 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。

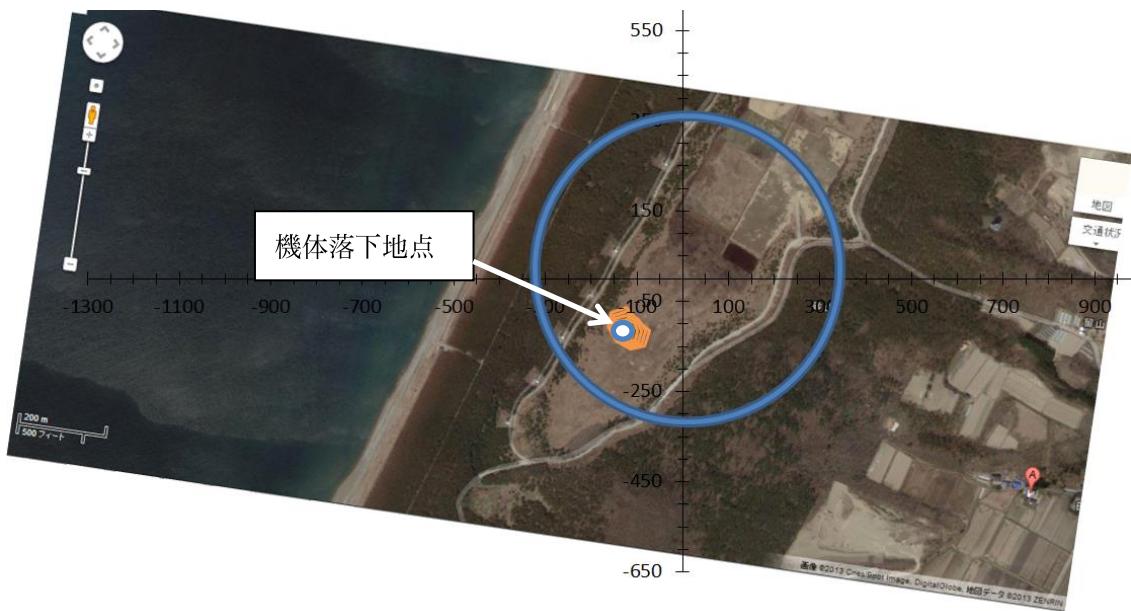


図 2.40 実際の機体落下位置
ランチャより方位 227°距離 200 m

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。図 2.40 を見ると、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。

今後の展望として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ことを検討している。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 CanSat などの搭載物を乗せることも考えられる。そうした際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。

また、今回の能代宇宙イベントの打上げでは 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、能代宇宙イベント期間中に再計算して諸元表を作成した。このミスが起き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。

2.11. その他

第 9 回能代宇宙イベントから三菱重工株式会社提供で設けられた MHI アワード 2013 では、特別賞を受賞した。

3. 打上計画 (H-33)

3.1. H-33 概要

H-33 は 2014 年 8 月に打上げられる予定の H-34（高度 1 km 以上へ到達し海上回収を予定）のプロトタイプとして開発された機体である。

胴体構造には、H-31, H-32 と同じ外径 154 mm である市販の GFRP（ガラス繊維強化プラスチック）製のモジュール構造を採用している。ハイブリッドロケットモータは、新規に開発された THR-F210L 改を使用し、この新型ロケットモータの飛行試験は H-33 打上げの主たる目的である。燃料は、ワックス燃料を主燃料とし、液化亜酸化窒素を酸化剤として使用した。共通計器が機体の位置、姿勢把握の他、分離指令用として搭載される。共通計器は H-31, H-32 で発見された不具合を修正したものが搭載されており、改良された共通計器の実証試験は H-33 の飛行目的の一つである。またデジタルセンサ回路も試験的に搭載された。分離機構は二段開傘システムが搭載されており、これは H-31 に搭載されたものと同じである。

ロケットの到達高度が高くなるにつれて、結果的に最高到達高度での水平方向速度成分が大きくなることが予想されたため、減速用のエアブレーキを当初は搭載予定であった。しかし開発の遅延とシステムの不具合から搭載は見送られ、二段階開傘システムが回収システムとして代わりに搭載されることとなった。



図 3.1 H-33 外観

打上げには、全長 5 m のロケット発射台 (UNISON ランチャ) を用いて打上げを行った。到達高度は地上から 940 m を予定していた。打上げ後、頂点付近で一段目パラシュートの開傘を行い、高度 200 m 付近まで降下後に二段目パラシュートの開傘を行う。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、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 3 m である。

表 3.1 H-33 の機体概要

機体名称	H-31
機体全長	2300 mm
胴体直径	154 mm
乾燥質量	13.39 kg
搭載ロケットモータ	THR-F210L 改 (推力 1 kN 級)
回収方法	二段階開傘するパラシュートによる減速落下
主な搭載物	<ul style="list-style-type: none"> ・ 共通計器 (加速度計、気圧計、角速度計) ・ デジタルセンサ回路 (加速度計、地磁気計、角速度計、気圧計) ・ 無火薬式分離機構 (不知火 III, 不知火 IV) ・ 1 段目パラシュート (高速落下用) ・ 2 段目パラシュート (低速落下用) ・ 小型カメラ

3.2. 実験結果

打上予定日であった 2014 年 3 月 13 日は降雪があり視界が悪く、作業にも支障をきたす恐れがあつたため打上げは見送られ、翌日の 3 月 14 日 16:10 に打上げが実施された。

ロケットは飛翔し、最高到達高度付近での 1 段目パラシュートの開傘に成功、その後 2 段目パラシュートの開傘にも成功し、機体はほぼ完全な形で回収された。現在搭載計器などの解析を実施している。



図 3.1 ランチャから離脱した H-33



図 3.2 機体落下地点の様子

4. その他の活動報告

前章では第 12 期ハイブリッドロケットプロジェクトに関する活動内容について記述したが、本章では班ごとに 2013 年度の活動について報告する。また、北海道大樹町での H-33 運用に伴う活動については解析会議が終了していないため記載していない。

4.1. 構造機構班

構造機構班はロケットの構造や回収機構（パラシュートや着水時に機体を浮かせるためのフロート、ロケットのノーズを分離するための分離機構など）を開発、製作、運用を行う班である。

4.1.1. 能代宇宙イベントまでの活動

今年度初めての構造機構班会議で今年度の方針について話し合った。そこでは、構造機構班内で新しく開発するミッションの検討、サクセスレベルの決定、機構や試験の担当者の決定、予算案の作成を行った。5月には昨年度の3月に打ち上げた H-30 を回収して、その解析を行った。



図 4.1 H-30 回収の様子

8月3日に能代宇宙イベントの前に親睦を深めることを目的とした構造機構班の新入生歓迎会を行った。そして、能代宇宙イベントで8月20日に H-31, 8月25日に H-32 の打上げを行った。



図 4.2 能代宇宙イベントの様子

4.1.2. 能代宇宙イベント後の活動

能代宇宙イベント後には構造機構班で反省会を開き、スケジュールの管理等について話し合った。また、前期のサクセスレベルの評価、後期のサクセスレベルの決定、冬季打ち上げのミッションの決定も行った。

4.1.3. プレゼンテーション講習

新入生がプレゼンテーションを行い、それについて上級生がアドバイスをする講習を開いた。6月20日と6月27日はテーマを「宇宙構造物について」として行った。また、2回目のプレゼンテーションは10月1日にテーマを「ロケットについて」として行った。

4.1.4. CAD・製作講習

CAD講習を10月22日、11月12日、11月19日に行った。最初はCADの使い方から始め、部品の製図を行った。そして、その部品を実際に加工することで製作についても学ばせることができた。

4.1.5. 引張試験

接着をしたチューブの引張強度と湿度や温度の関係性を調べる試験を行った。季節による湿度等の変化を計測して、5月、6月、9月、11月に引張試験を行った。



図 4.3 引張試験の様子

4.2. 燃焼班

4.2.1. 推力 1 kN 級ハイブリッドロケットモータ開発

2013 年度の TSRP 燃焼班における研究開発では推力 1 kN 級の自主開発ハイブリッドロケットモータである THR-X210L を中心とした各種要素技術開発を行った。この要素技術開発の中にはモータ（燃焼室）を中心とするハードウェア開発の他に、性能設計に関する設計手法の確立やそれに基づく設計ツールの開発をなどのソフトウェア開発も同時に行われた。本項では特にハードウェア開発の中心に位置する THR-X210L の開発に関してその概要を報告する。

THR-X210L とは N₂O/ワックスを推進剤とする自主開発ハイブリッドロケットモータである。本モータの設計指針は限られた時間内で既存設備を可能な限り流用することを前提としていることから、従来型 THR シリーズのシステムをそのまま踏襲しており、各要素部品やインターフェイスの設計においてはある程度の互換性が保たれている。これにより酸化剤タンクは従来型 THR シリーズと同様に HyperTEK 純正タンクの使用を前提としている。したがって本モータで自主開発した部分はタンクを除くすべてのコンポーネントということになる。これは過去の THR シリーズと全く同様である。ただし製造設備や予算の問題等により、従来型 THR シリーズで行われていた EM/FM コンポーネントの区分けを廃止し、本モータでは EM/FM を共通のコンポーネントで運用することとした。これは特にシリンダの製造に大きな予算と時間が消費される可能性が指摘されていたことに加え、従来型 THR シリーズとは異なり燃焼試験による検討回数を最小限に抑える開発を行うことを当初から定めていたためである。したがってモータハードウェアの設計は燃焼圧計測孔を除き EM/FM ともにすべて共通規格で設計を行っている。

本モータの開発期間は 2013 年度の上半期と下半期に大別される。当初の予定では 2013 年度上半期中にモータの開発を終了させ、8 月に能代宇宙イベントで打上げる機体“H-31”に搭載予定であった。しかし上半期の開発の過程で生じた技術的なトラブルによって開発遅延が生じ、H-31 への搭載を見送った。生じた開発の遅延は下半期の半年間ですべて回収することとなり、フライト試験も半年間延期することとなった。2013 年度 1 月現在、上半期で生じていた開発の遅延はすべて回収されており、2014 年 3 月に北海道大樹町で打上げ予定のロケット“H-33”に搭載して打上げをするための各種要素技術を実証するに至っている。現在は 2 月に予定されているフライ

トモデルの領収試験を残すのみとなっており、本年度における開発は事実上終了している。本モータを開発する上で行ったハードウェアに関する検討は次の2つである。

- a. モータにおけるバルクヘッドおよびシリンダを含む圧力容器系の検討
- b. 燃料カートリッジやアブレーティングを含む燃焼室内部コンポーネントの検討

この中で、特に開発遅延を招いたのはa.におけるモータシリンダの検討であった。本モータにおけるシリンダの設計は軽量化を図るためにFRPとアルミによる2種類の材料による複合的な構造を設計に取り入れた。この構造はTSRP燃焼班が2009年度に行った本モータと同クラスの自主開発ハイブリッドロケットモータ開発すでに実証していた構造であった。図4.4にTHR-X210Lの外観図を、図4.5に上半期に行われた燃焼試験におけるTHR-X210Lの運転中の様子をそれぞれ示す。



図4.4 テストセルに懸架されたTHR-X210Lの外観図



図4.5 THR-X210L運転中の様子

上半期に行われた燃焼試験の結果、本モータが採用しているFRPとアルミによる複合的なシリンダ構造がモータシリンダの構造として不適当であるということが判明したため、この時点でのTHR-X210Lの開発を凍結した。この結果を受けて本モータの設計の見直しと同時に開発計画の見直しを行い、開発期間を半年間伸ばすことを決定した。THR-X210Lで問題となったモータシ

リングの構造は FRP とアルミによる複合構造からアルミのみの一体構造とする設計変更を行い、設計変更を行った本モータの型式を従来の THR-X210L から THR-E/F210L 改と新たに定めた。このTHR-E/F210L 改の開発は9月より行われ12月中旬には初回の燃焼試験を成功裏に終えている。図 4.6 に設計変更を行った THR-E/F210L 改の外観図を、図 4.7 に下半期に行われた燃焼試験における THR-E/F210L 改の運転中の様子をそれぞれ示す。

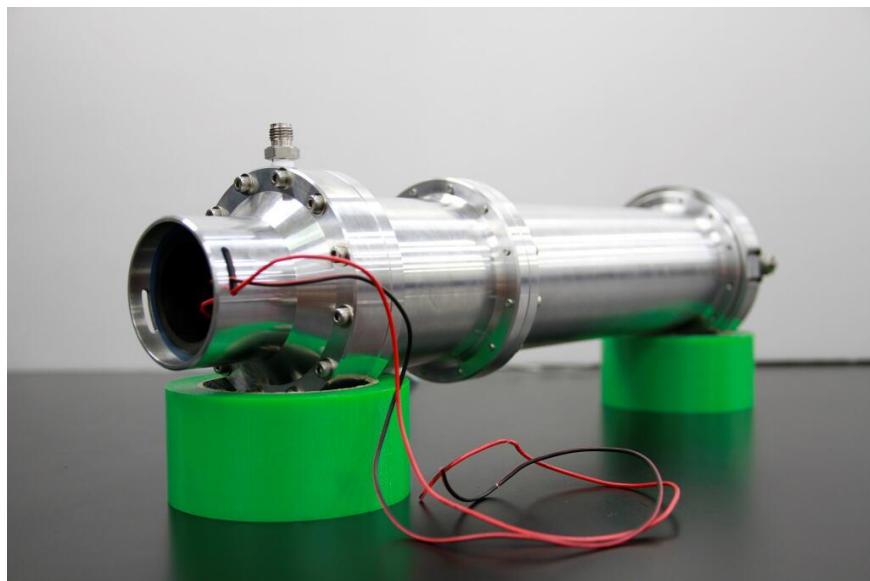


図 4.6 THR-E/F210L 改の外観図



図 4.7 THR-E/F210L 改運転中の様子

下半期に行われた燃焼試験において THR-X210L 改で新たに採用したアルミ一体構造のシリンドの設計に問題ないことを確認した。これ以外にもハードウェア開発項目 b. に関しても上半期および下半期にてそれぞれ検討を行い、各コンポーネントレベルにおいてそれぞれの設計に問題がないことを確認している。

4.2.2. その他の活動

H-31, H-32 に搭載された推力 600 N 級, 300 N 級ハイブリッドロケットモータの運用を行った。その他には地上支援設備 (GSE) の改良、前述の THR-E/F210L 改用の燃料製造技術の確立などを実施した。また、現在ハイブリッドロケットモータの酸化剤タンクへの酸化剤充填は HyperTEK のランチシステムを使用しているが、この方式はモータの設計において様々な制約が発生する。そのため、ランチシステム方式からの脱却を目指した“バルブシステム”的開発を行っている。2013 年度中に地上燃焼実験までの動作テストを完了させる予定である。

4.3. 計測制御班

計測制御班は飛翔中のデータ計測、ロケットの分離制御を担当している班であり、今年度は計器の小型化、低電力消費に取り組んだ。昨年度の冬にはテレメータの小型化、低電力消費に取り組んだ。

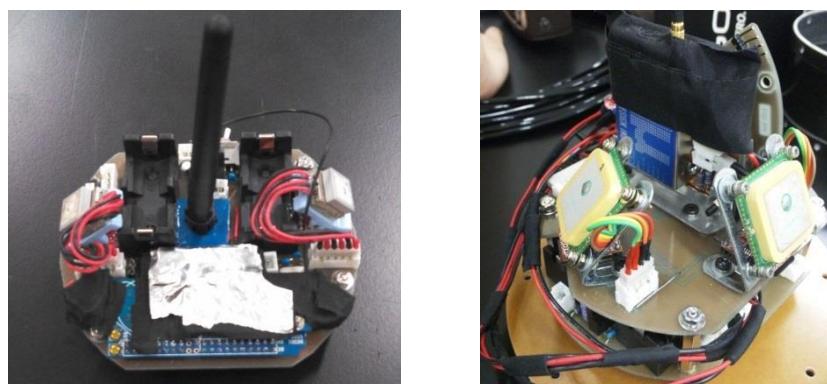


図 4.8 テレメータ (左:新規開発版 右:以前のもの)

また、計器の設計では、これまでのDIP版のICや素子を表面実装用にする取り組みを行っており、これは現在も継続して行っている。来年夏に表面実装で製作した計測計器をロケットに搭載する予定である。

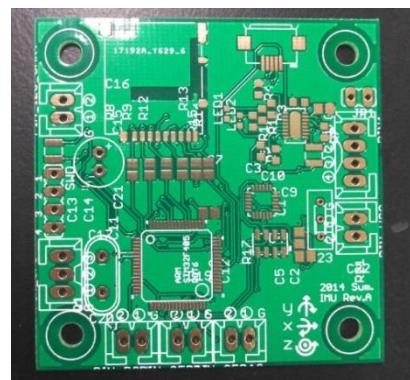


図4.9 表面実装基板

夏の能代打上では、計器の分離制御プログラムに間違いがあり H-31, H-32 共に弾道落下に終わった。この問題の原因は 1 人の開発者が多くの作業を掛け持ちしていた事から生じたミスであると考え、今後は 1 人が開発する計器を 1 個までと決めた。

4.4. 地上設備班

4.4.1. UNISON ランチャ運用

今年も例年と同様、8 月に開催された能代宇宙イベントにおいてハイブリットロケットの打ち上げの為に UNISON ランチャの運用を行った。今年は TSRP と CORE の陸打ちに UNISON ランチャが使われた。

TSRP (H-32) の打ち上げにおいては、イベント前にリハーサルを行っていたこともあり、ランチャの運用面で特にトラブルは起こらなかった。

CORE の打ち上げでは、リハーサル時にランチラグが上手くランチャレールに通らないトラブルがあった。この問題に関してはランチラグやランチャレールの情報を積極的に公開していくと共に、ランチラグの統一規格の導入などによって対応していく。また、実際の打ち上げ時にも機体構造による問題が発生したが、ASSP ランチャを参考に機体支持棒（図 4.10）を取り付けることで解決した。



図 4.10 UNISON ランチャ機体支持棒

この方式は UNISON ランチャを含め、今後 TSRP で運用するランチャの基本仕様とする予定である。

4.4.2. TSRP ランチャ

TSRP では 2010 年度から UNISON ランチャに代わる新たなランチャの開発を行っている。このランチャの規模は現在の UNISON ランチャと同程度 (5m 級) であり、UNISON ランチャの後継としての運用を目指している。このランチャはこれまで新ランチャと呼称されていたが、本年

度後期の設計審査会において正式名称が“TSRP ランチャ”に決定した。現在、開発は最終段階であり、2013 年度中に完成する見込みである。2014 年の第 9 回能代宇宙イベントにおける TSRP の陸打ち（第 4 鉱滓堆積場での打上実験）で初運用し、その後 UNISON ランチャに代わるランチャとして他団体の使用を含めて本格運用を開始する予定である。

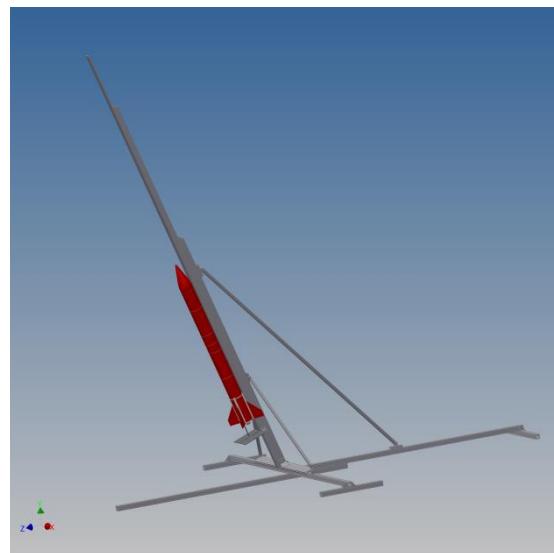


図 4.11 開発中の TSRP ランチャ

4.4.3. 地上風向風速計

2012 年度まで TSRP ではロケットの安全な打上げのためにロケット飛翔経路の光学観測用機器を用いた射点上空の風向風速測定を行ってきた。しかし光学観測隊の運用は人的・金銭的な負担が大きいため、第 8 回能代宇宙イベントでの運用を最後に、光学観測隊を閉隊した。そのため光学観測に代わる、射点付近の風向風速を安定して測定する方法が必要となり、地上から高さ 5 m の風向風速を測定する地上風向風速計の開発を行っている。今年の能代宇宙イベントでは試作型として、地上から高さ 2 m の風向風速を測定する地上風向風速計の運用を行った（図 4.12）。5 m 級の運用は本年度 4 月に予定している打ち上げ実験から開始する予定である。

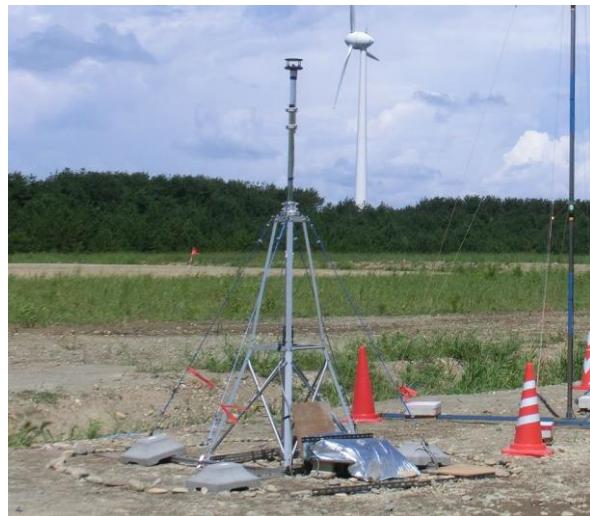


図 4.12 試作型地上風向風速計

4.5. 広報班

4.5.1. 29th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)

6月2日から9日にかけて愛知県名古屋市の名古屋国際会議場で開催された29th ISTSにおいてUNISEC ブース枠で展示を行った。ロケット実機（H-29）とポスターを中心に、TSRPのロケットや活動内容について展示を行った。

4.5.2. UNISON 母校訪問プロジェクト

UNISON 広報 WG が行っている母校訪問プロジェクトとして、神奈川県立秦野曾屋高校で講演を行った。高校生の進路選びの参考に成ることを目的とし、宇宙工学を学ぶ大学生をテーマに創価大学衛星開発プロジェクト、東海大学衛星プロジェクトと共同で講演を行った。アンケート結果では“受講してよかったです”という回答が9割を超え、“文系理系の決定の参考になった”，“宇宙工学を学びたい”などのコメントを頂いた。今後も継続的に高校生向けの講演・企画を行っていく予定である。



図 4.13 秦野曾屋高校における講演

4.5.3. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit

アメリカ合衆国カリフォルニア州サンノゼで 7 月 14 日から 18 日にかけて開催された 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit で、TSRP で開発しているハイブリッドロケットについて発表を行った。

表 4.1 発表情報

発表者	川井寛量（東海大院・工）
共著者	原田潤一（東海大院・工），小黒純平（東海大院・工），坂野文菜（東海大・工），那賀川一郎（東海大・工）
発表日	2013年7月20日
講演番号	AIAA-2013-4138
題目	Launches of Hybrid Rockets with Wax Fuel
形式	スライド発表
発表内容	TSRP の紹介，ハイブリッドロケットモータについて，H-28 の打上実験について

4.5.4. 能代宇宙イベントにおける広報活動

能代宇宙イベントと併せて行われた日本航空宇宙学会北部支部学生ポスター展でのポスター展示と、能代宇宙イベント一般公開日での T シャツコンテスト、ブースでの展示、技術交流会での展示などを実施した。ポスター展ではコンテストが行われ、TSRP は優秀賞を受賞した。



図 4.14 一般公開日の TSRP ブースの様子

4.5.5. 国際航空宇宙産業展 2014.

航空宇宙産業における様々な企業や研究機関が出展している国際航空宇宙産業展 (ASET2014.)

に東海大学工学部航空宇宙学科の所属として展示を行った。H-29 やハイブリッドロケットモータなど各種要素技術の紹介と説明を来場者に対して実施した。様々な企業の方から質問をいただき、TSRP が進めている打上計画や計画を進めるためのマネジメントなど多くの点で高評価を頂けた。今後も各種展示会に出展を行い、様々な業界に向けた広報活動を行っていく。

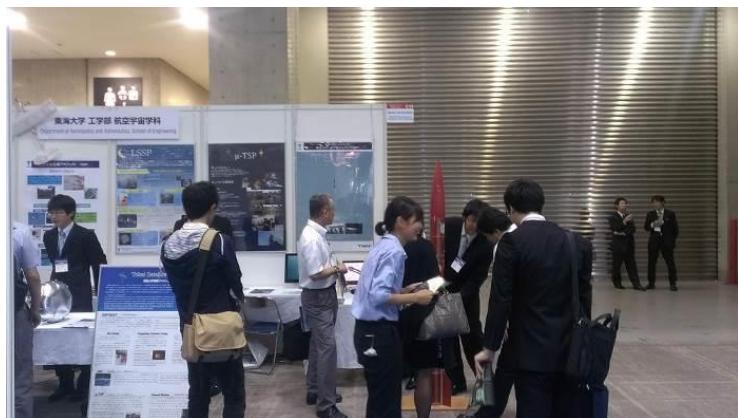


図 4.15 展示ブースと展示対応

4.5.6. 建学祭

東海大学湘南キャンパスで 11 月 1 日から 3 日にかけて行われた建学祭で各種展示活動を行った。主な展示・企画内容としては、

- ・ 教室展示：11 月 1 日～3 日
(ロケット実機・部品展示、パネル展示、映像上映、マネジメント用資料展示)
- ・ モデルロケット教室：11 月 3 日
(ホームカミングデイとの連動企画、モデルロケットの打上げ体験)
- ・ 公開燃焼実験：11 月 3 日
(ハイブリッドロケットモータの公開燃焼実験)

教室展示については従来通りの活動紹介、ロケットの紹介のほかに、墜落したロケットの残骸、ロケット打上げ失敗原因の調査手法 (FTA) についての展示、マネジメント関連の資料などを展示了。TSRP の教室展示には 3 日間に 580 名の来場があり盛況であった。



図 4.16 教室展示の様子



図 4.17 モデルロケット教室の様子

4.5.7. ロケット交流会

特定非営利活動法人有人ロケット研究会(MRP)の主催するロケット交流会に本年度も参加した。ロケット実機（H-29）やハイブリッドロケットモータの展示説明を行った。本交流会では一般向けの展示説明のほか、展示者同士の交流・ディスカッションが活発に行われ、非常に有意義な交流会となった。



図 4.18 ロケット交流会における展示説明

4.5.8. 松前重義賞

前述した能代宇宙イベントの市民ポスター展での優秀賞受賞を理由として東海大学創設者の名を冠した松前重義賞の文化部門奨励団体賞を受賞した。図 4.19 は賞状とトロフィー、受賞理由となった日本航空宇宙学会北部支部学生ポスター展で展示したポスター（iPad で表示）である。



図 4.19 賞状とトロフィ

4.5.9. 科学技術教室

チャレンジセンターに所属するライトパワープロジェクトが主催する科学技術教室で子どもを対象としたロケット教室を行った。当初の予定ではカメラのフィルムケースと発泡入浴剤を使用したロケットを教材とする予定であったが、当日の天候不良により屋内でも実施可能なストロー ロケットを教材として使用した。当日は多くの子ども（未就学児童から小学生）が訪れ、ロケットが飛行するしくみや、実験と分析、改良を施すことによってロケットの性能が向上することを体験してもらうことができた。

4.5.10. 公式 Web サイト更新

TSRP の公式 Web サイト (<http://www.ea.u-tokai.ac.jp/srp/index.html>) を全面的に更新した。

図 4.20 新公式 Web サイトトップページ

新しい公式 Web サイトでは TSRP の組織に関する紹介, TSRP が打上げているロケットについて, TSRP が持っている技術が紹介されている他, 過去の機体紹介, 最近の活動状況 (ブログ), 写真集 (Picasa) , 映像 (YouTube) を閲覧することができる.

5. 会計報告

2013年4月1日～2014年3月31日

支出金および自己負担金

勘定科目	予算額 (a)	決算額 (b)	差異(a) - (b)
チャレンジセンター支援金	3,800,000	3,800,000	0
自己負担金	3,566,500	799,386	2,767,114
UNISEC 支援金	310,000	142,343	167,657
合計	7,676,500	4,741,729	2,934,771

支出内訳

勘定科目	予算額 (a)	決算額 (b)	差異(a) - (b)
設備備品費	0	159,600	-159,600
消耗品費	3,272,000	2,512,604	759,396
図書資料費	0	0	0
旅費交通費	2,037,500	802,062	1,235,438
印刷製本費	118,000	39,703	78,297
通信運搬費	700,000	1,032,672	-332,672
保険費	0	0	0
賃借費	670,000	195,088	474,912
諸会費	459,000	0	459,000
報酬・委託費	300,000	0	300,000
雑費	120,000	0	120,000
支出合計	7,676,500	4,741,729	2,934,771

6. 写真集



大学構内での H-31 打上げリハーサル（8月）



ランチャ上の H-31（8月，能代）



市民ポスター展授賞式（8月，能代）



商店街でのかき氷懇親会（8月，能代）



宿でのミーティング（8月，能代）



集合写真（8月，能代）



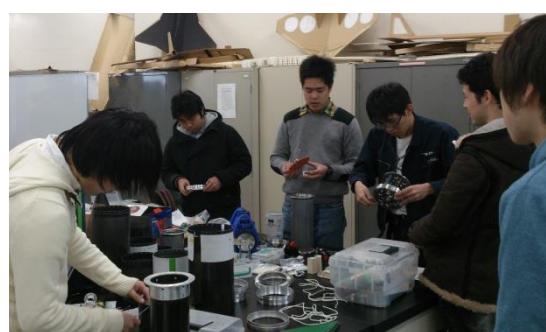
OB/OG 会での OB 講演（11月，大学）



OB/OG 会での集合写真（11月，大学）



松前重義賞受賞式（2月，大学）



H-33 インテグレーション試験（2月，大学）



大学構内での H-33 リハーサル（3月，大学）



集合写真（3月，大樹）

謝辞

本プロジェクトの活動は工学部航空宇宙学科、東海大学チャレンジセンター、大学宇宙工学コソーシアム（UNISEC）、民宿柏莊からの支援金によるものです。深く御礼申し上げます。

また、宇宙航空研究開発機構（JAXA）、北海道大樹町役場企画課、国土交通省東京航空局帯広空港出張所、国土交通省札幌航空交通管制部、国土交通省東京航空局釧路空港事務所、国土交通省航空交通管理センター、北海道釧路方面広尾警察署、航空大学校帯広分校運用課、株式会社マルマツ建設、ニッポンレンタカー帯広空港前営業所、ニッポンレンタカー秋田駅東口営業所、能代宇宙イベント協議会、上町すみれ会、夢工房咲く・咲く、特定非営利活動法人有人ロケット研究会、株式会社ホーベック、有限会社スリーホープ、GEOSPORTS、UNISEC 加盟団体の皆様の皆様にお世話になりました。感謝申し上げます。

5号館機械工作室の平賀清様にはロケット部品の製作だけでなく、TSRP 所属学生への機械設計、機械工作に関する指導をしていただきました。心から感謝の意を表します。

最後に

2013 年度は高度 10 km 到達へ向けた複数年度に渡る開発計画を策定しました。そして 3 月には念願だった推力 1 kN 級ハイブリッドロケットモータの打上げと機体回収に成功することができました。開発の過程では技術の面や開発管理の面で様々な問題が発生し、精神的にハードな道のりの 1 年間でしたが、個々の問題について原因を見極め、対処法を考え、次の開発へ何としても反映させるという作業を精力的に行うことができたと感じています。

今年度得ることができた様々な成果を足掛かりとして来年度も大きく飛躍し、TSRP が学生にとって学びの場で在り続けるよう一層の努力をしていきたいと考えています。

2013 年度学生代表
川井寛量 (2BMJM006)



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

〒259-1292

神奈川県平塚市北金目 4-1-1 東海大学湘南校舎 実験六棟 電気推進室

<http://www.ea.u-tokai.ac.jp/srp/index.html>

【禁無断複写転載】