

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

ハイブリッドロケット 34 号機(以下 H-34 とする)打上げの主な目的は以下のとおりである。

- ・ 現時点での可能な最高到達高度の達成

ハイブリッドロケット 35 号機(以下 H-35 とする)打上げの主な目的は以下のとおりである。

- ・ 今後の開発に必要な要素技術の実証実験
- ・ CanSat の放出実験

2. 実験概要

2.1. H-34

打ち上げには、自作の地上支援設備を使用し、全長 10m となる秋田大学の発射台を用いて打ち上げを行う。予想最高到達高度は地上から 2246m を予定。打ち上げ後、頂点付近でドロークシュートの開傘を行い、地上 150 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、H-34 では現時点で可能な最高到達高度の達成を目標とし、到達高度を当団体の最高記録である 1300 m を超える 2000 m 以上を目指す。

2.2. H-35

打ち上げには、自作の地上設備支援を使用し、全長 5 m の発射台を用いて打ち上げを行う。予想到達高度は地上から 224 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-35 は、今後の高高度打上実験に伴って必要となる要素技術の実証機として、新規開発を行っている小型標準計器や、センサデータのダウンリンク(データをロケットから地上局へ無線で伝送する)を行うテレメータの実証実験となっている。

また、同大学の衛星開発団体(東海大学衛星プロジェクト)に小型模擬人工衛星の作成を依頼し、H-35 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

3.1. 概要

H-34は平成26年8月21日に落合浜海水浴場跡より打上げられ, 高度2403 mに到達後, 上空でドローグシュートを開傘をおこない, 打上げから89秒後メインパラシュートを開傘し, 123秒後に着水した. ランチャ離脱時を図3.1に示す. 回収時に目立った破損はなく, 各種センサデータも正常に取得することが出来た.



図 3.1.1 H-34 ランチャ離脱後

H-35は平成26年8月16日に打上げられ, 頂点付近でパラシュートを開傘をし, CanSatの放出を行った(図3.2). 技術立証機として各種要素試験を行ったが, 新計器や新型モータの実証実験に成功し, フライト試験において正常な動作を確認した. CanSatの放出についても問題なく, $\Phi 140$ クラスのCanSatの打上技術を実証することが出来た.

H-34・H-35共に各セクションごとに解析を行っているため, 各機体の詳細な解析については, 3.2.H-34, 3.3.H-35の項を参照とする.



図 3.1.2 H-35 ランチャ離脱直後

3.2. H-34

3.2.1 構造

H-34号機はTSRPが高高度を目指し開発された機体である。設計コンセプトは「高高度へ今持てる技術を結集したロケット」であり、特に構造面では機体の軽量化を優先している。今回のロケットの仕様は高い高度への打上げが可能な能代の海うち仕様となっており、計器類を搭載しているモジュールには水から守る水密機構を、タンク周りには浮力を稼ぐためのフロートを搭載している。機体そのものの規格は今までも打上げの実績のあるΦ150規格である。下記にH-34号機の仕様と概要図と搭載物一覧、及びモジュールごとの見積もり重量を示す。また、タンクとエンジンは結合してあるが、重量の表記に関してL型エンジンとタンクを分けて表記する。

表 3.2.1 H-34号機仕様

機体名称	TSRP-H-34号機
全長	2330mm
最大直径	154mm
乾燥重量	13.38kg
目標到達高度	2258m

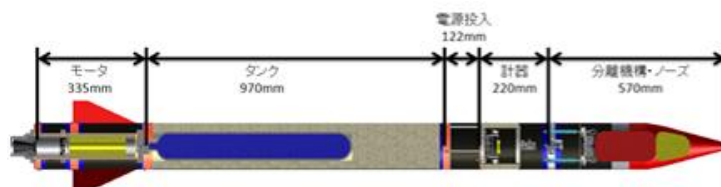


図 3.2.1 機体（3500 ccタンク搭載時）概略

表 3.2.2 搭載物一覧

モジュール名	搭載物
モータモジュール	L型モータ
タンクモジュール	3500cc タンク
電源投入モジュール	カメラ
計器モジュール	テレメータ
	共通計器
	分離回路
分離機構・ノーズモジュール	分離機構(2段分離)
	パラシュート

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 3.2 はオレンジをカプラ，強化リングを青とし，強化リングとカプラの接合部分を図示している。



図 3.2.2 機体構造概要



図 3.2.3 強化リングとカプラの固定位置

カプラはジュラルミン(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)

本機は図 2.6 に示すように 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図 3.3 のエンドカバーリングに，真ん中のランチラグはタンクモジュール下の図 3.1 のエンジンマウントリングに，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固定される。それぞれのランチラグはポリアセタール樹脂製で，M3 の超低頭ボルトでアルミ製のカプラリングに固定される。このランチラグは 2014 年 3 月打上げの H-33 号機で使用されて以降すべての機体で利用されているが，問題なく打ち上げが行われている。



図 3.2.4 ランチラグ固定位置

本機のフィンにはアルミ合金(A6063O)製のアンゲル材で機体に取り付けられる。アルミアンゲルとフィンには M3 ボルトで 2 箇所固定する。従来のアルミアンゲ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たが、機体の大型によりエンジンマウントとエンドカバーの距離が長くなり、以前打ち上げた H-33 号機で、フィンの拘束性が弱いという問題が浮上した。このような経緯を踏まえ本機ではエンジンマウントとエンドカバーの間に新たにカプラを設け、アルミアンゲルの長さを短くすることでフィンの拘束性を上げている。よって今回のフィンはエンドカバーと先ほどのカプラの 2 点で固定されている。フィンの材質は厚さ 3 mm のベークライトである。

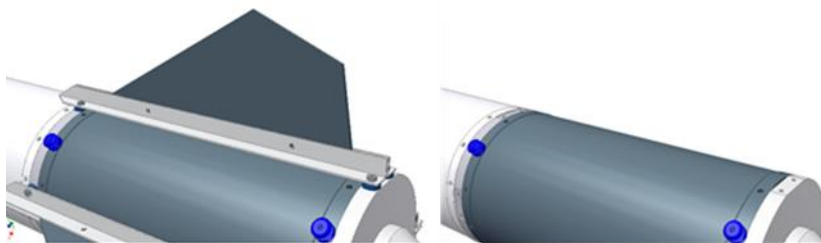


図 3.2.5 フィンの固定方法



図 3.2.6 フィンの固定アルミ L 字アンゲル寸法

本機に搭載される自作エンジンは N2O タンク付け根の位置でエンジンマウントリングに M4 ボルト/ナット 4 本で結合されている。本機のエンジンマウントリングはエンジンマウントリングとエンジンマウントプレートの 2 パーツで構成されており、エンジンはプレートに固定される。

エンジンマウントプレートとエンジンマウントリングは SUS 製の M3 低頭ボルト 24 本で固定されている。エンジンと機体のあいだの荷重伝達はすべてこの部分で行う(機体下端のプレートはエンジン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、エンジン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)。また、エンジン周りの機体との接合の様子を図 3.2., 図 3.2.に示す。

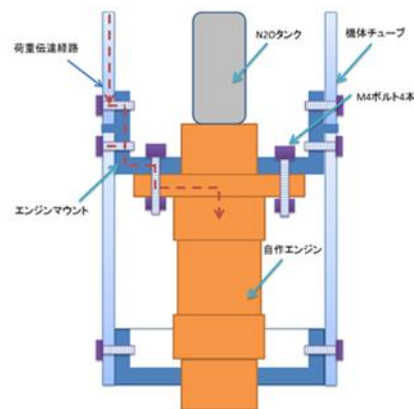


図 3.2.7 エンジン接合部

エンジンは機尾側からエンジンマウントカプラに接触しており，面接触により推力を伝達する．減速方向(オープニングショック)は M4 ボルト 12 本で機体からエンジンに伝達する．使用するボルトは強度区分 10.9 以上を指定しており，1 本あたりの保証荷重は 7,290 N 以上である．エンジン部の質量を 1.2 kg とすると，減速時の荷重をボルト 12 本で均等に支えたと仮定すると破壊荷重は約 2,500 G に相当し，十分な強度を有しているといえる．

打ち上げられた機体は約 2400m まで飛翔し，上空でパラシュートが開いて減速落下し着水した．機体は船から回収され，その当時の様子を図 3.2. に示す．



図 3.2.8 回収時の様子

3.2.2. 空力

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空力の数値を以下の表に示す。

圧力中心の値はノーズコーン先端を 0m としている。

表 3.2.3 各種空力計算の値

圧力中心	1.68m
減衰モーメント係数	23.8
効力係数	0.6
法線力係数	7.9
Cs(酸化剤充填時)	1.59
Cs(酸化剤未充填時)	1.94
Fst(酸化剤充填時)	10.61
Fst(酸化剤未充填時)	12.9

また、実際にフライトで使用したフィンの寸法を図 3.2.9 に示す

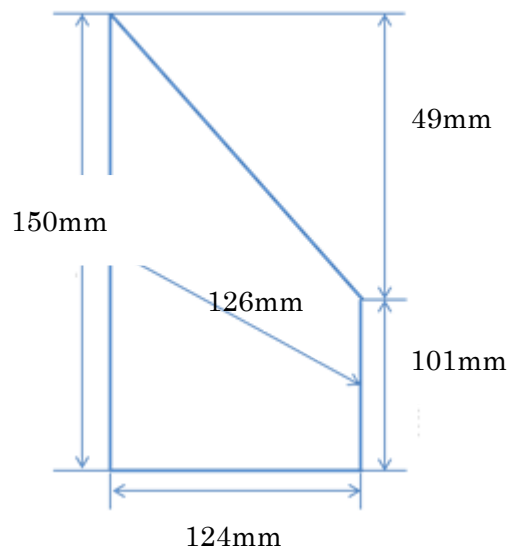


図 3.2.9 フィン寸法

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。

3.2.3 分離機構

無火薬式分離機構“不知火”シリーズを用いた2段分離・開傘システムによる分離・開傘・回収を行った。

3.2.3.1 不知火 III 設計変更

今回の打ち上げにおいて不知火 III のベースの設計変更を行った。従来はベースプレートと TMRS 標準カプラをボルト締結することによって不知火ベースとしていた。これによってカプラが共通部品となりプレートさえ損傷しなければ不知火ベースを確実に確保できるようになっていた。これを今回、ベースプレートとカプラを一体化した不知火 III ベース専用カプラを設計した。一体型にすることによりボルトなどの干渉回避、軽量化やさらなる強度の確保が可能であった。設計変更の結果、部品破損に対する冗長性は低下したが、オープニングショックに耐えるよう設計された部品が破損することは考えにくいとし、従来以上の強度を持った不知火 III ベースを用意することができた。

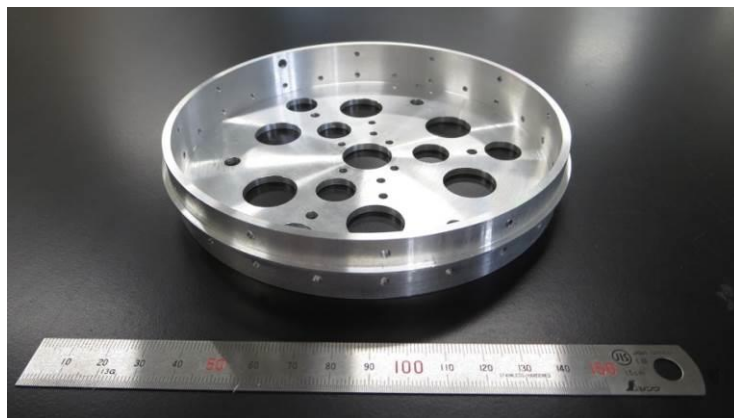


図 3.2.10 新型不知火 III ベース

3.2.3.2 不知火 IV 設計変更

不知火 IV のシアピンホールの設計変更およびそれに伴う不知火 IV ベースプレートの設計変更を行った。現在 TSRP で検討しているオープニングショックの計算式によると、H-34 号機においてドローグシュートの開傘時に発生するオープニングショックによって不知火 IV の許容荷重を大きく上回るおそれがあることが事前のシミュレーションにより判明した。これに対応するため、ロードパスとなっているシアピンホールおよび不知火 IV ベースプレートの強化を行った。

3.2.3.3 シアピン固定ナット

昨年度冬の打ち上げた H-33 号機において確認された不知火 IV のシアピン固定ナットが緩むという問題に対し、今回ヘンケルジャパン社の LOCTITE243 によって緩みどめを施した。事前に行った燃焼時の振動を想定した振動試験および打上実験をパスしたため LOCTITE243 による対策は十分な効果を発揮すると結論づけた。

3.2.3.4 継手変更

エアシリンダおよび電磁弁に接続する継手を変更した。従来は PISCO 製チューブフィッティングミニを使用していたが、不知火 III は設計上、少ないスペースで 180 度曲げの配管を接続する必要があった。少ないスペースで 180 度曲げる配管では継手部分に大きな負担がかかっており、そこからのリークがいくつか確認されていた。そこで継手を PISCO 製ミニマル継手に変更した。ミニマル継手は Swagelok でいうフェルルール+締め付けタイプのシール形式となっている。これによって大きなリーク原因 2 つ、配管への負荷によるリークと、継手と配管の熱収縮率の違いによるリークのうち、配管への負荷によるリークはほぼ防げると考えられる。熱収縮率の違いによるリークに関してはさらなる検証、対策が必要と考えられる。

3.2.3.5 ドローグシュート開傘・降下

H-34 号機は X+21 sec で 1 段目の分離、ドローグシュートの開傘を行い 28 m/s で降下した。しかし、パラシュート選定で計算された降下速度は 34 m/s だった。この差の原因はパラシュートおよび機体の抗力にあった。まずパラシュートの抗力が機体に対し小さすぎたことがわかった。これによってパラシュートによる抗力では機体を地面に対し横倒しにするにどまった。機体が横になっていることは機載カメラの映像から確認された。さらに機体を単純円柱と考え、横倒しの状態で発生する機体抗力が機体重量に対しどの程度の降下速度に安定するのか求めたところ、およそ 27 m/s 程度となった。フィンの抗力によって姿勢が安定しなかったことなどから 28 m/s という降下速度は非常に納得できる値となっていた。つまり結論としては、パラシュートは機体を安定降下をさせるには至らず、機体本体による抗力によって安定した降下を行ったとなった。今後はパラシュートの抗力によって機体が安定するかを検討する必要がある。

3.2.3.6 メインシュート開傘・降下

メインシュートは X+86 sec で 2 段目の分離, 開傘され 18 m/s で降下した. これに関して特に大きな問題は生じなかった.



図 3.2.11 メインシュートで降下中の H-34 号機

3.2.3.7 シーマーカ

H-34 号機では海上回収補助としてシーマーカ(海面着色剤)を搭載した. 今回は搭載方法としては洗濯ネット内にシーマーカを収め, パラシュートラインに組み込むことで対応した. ただし洗濯ネットがオープニングショックのロードパスにならないよう組み込んだため結線において著しい制限が生じた. 今後シーマーカを搭載する場合はロードパスを考慮した専用バッグを検討すべきである. 回収においては, 今回は着水から回収までが短かったこともありそこまで効果を発揮しなかった. しかし今後着水が可視できない状態や着水から回収までが長時間になる場合にシーマーカは有用な回収補助となりうると考えられる. 積極的に搭載していくべきと考える.



図 3.2.12 シーマーカによる海面着色

3.2.3.8 錆対策

今回海上から回収した不知火は分解しないまま、真水で洗浄した後そのまま大学まで輸送した。しかし大学で分解すると回収直後には見られなかった錆が各所に見られた。分解しないままの洗浄であったため十分な洗浄ができていなかったと思われる。再利用を前提としている以上、部材にアルマイト処理がされてであろうと SUS 製の部材が多かろうと完全分解を行い洗浄することが必須である。また現状では炭素鋼の部材が一部存在しており、回収直後からすでに錆が目立っていた。海打ちを行う場合は材料の変更を検討すべきである。

3.3.4. モーター

2014 年度能代宇宙イベントの陸打ちにおいて当団体が打ち上げに供したモーターは、TSRP 燃焼班が 2013 年度に独自開発した自作ハイブリッドロケットモーター THR-F303J-Ex である。本モーターの酸化剤タンクは HyperTEK 製 J 型タンクを使用し、それ以外のコンポーネントは自作したものである。推進剤には N_2O/WAX を使用している。

本モーターは、TSRP 燃焼班が 2000 年度に開発を行った THR-F003J の後継機モデルとして 2013 年度に開発を行った新型モーターである。主な開発コンセプトは運用性の向上である。本モーターは 2014 年度能代宇宙イベント陸打ちにおけるフライト試験の目標推進性能である平均推力 400 N になるように性能設計を行った。本モーターの実験状況に関して、フライト試験は 2014 年度の能代宇宙イベントが初めてであり、地上燃焼試験は 2 回行い、燃焼試験の結果およびフライト試験の結果として、表 3.3.4.1 に各種性能を、図 3.3.4.1 に推力時間

履歴を示す.

表 3.2.4 各種性能

項目	地上燃焼試験	フライト試験	単位
燃焼時間	1.89	1.53	s
平均推力	399.7	450.6	N
全力積	823.8	750.4	Ns

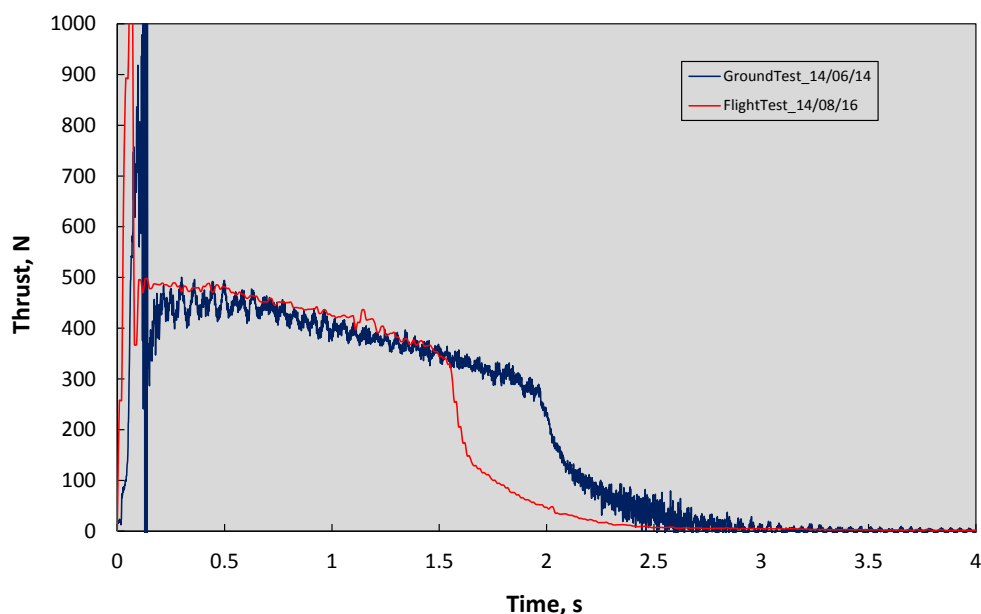


図 3.2.13 推力時間履歴比較図

地上燃焼試験の結果とフライト試験の結果を比較すると、フライト試験では平均推力の上昇や燃焼時間の減少が確認できる。これらの事象に関しては本モータの酸化剤として使用している N_2O の供給圧力が温度依存であるため、周辺温度やタンク内冷却時間により密度が変化するので結果的に酸化剤の搭載量および供給量に差異が生じ、性能に影響が出る。全力積の低下については、地上燃焼試験と比較してフライト試験では燃料供給量が低かったことが原因と考察する。地上燃焼試験日と比較してフライト試験日では外気温が低かったためグレイン初期温度が低くなる。そのためグレイン初期温度を上げるために余分にエネルギーを消費し、定常に燃焼が行われる頃に酸化剤が全て消費されるため全力積の低下を引き起こしたものと考えられる。しかし、実際の解析を行うとシミュレーションで算出した高度よりも高く上がっている。この現象については、平均推力の増大に伴い慣性飛行に費やされるエネルギーが増加したものと推察する。

性能の増減のオーダーやフライトパフォーマンスは THR-F003J とほぼ同等のものであ

り，一部性能の向上が確認された．また，モータ構造をフランジ式に変更したことにより運用性の向上も確認できた．従って 2013 年度に新規開発を行った THR-F303J は THR-F003J の後継機モデルとしてパフォーマンスの再現性および運用性，一部性能面の向上を達成した．

3.2.5 搭載計器

3.2.5.1 共通計器 H-34

概要

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-34 の共通計器では，任意加速度以上($\pm 3g$ 相当)を 0.1s 秒以上検出した後から 8 秒後に頂点検出を始め，事前に決めた時間帯で最初の分離指令を送信する．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 2 秒後，水密ポットを閉鎖指令を送信する．計測データは EEPROM に記録される．

H-34 に搭載された共通計器の外観図を以下に示す．

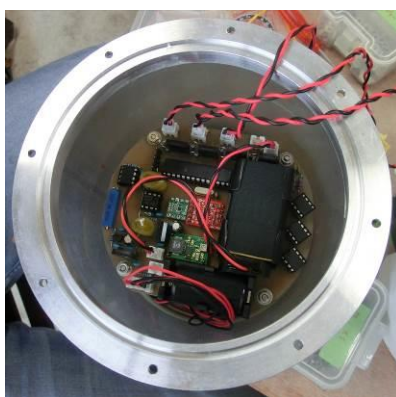


図 3.2.14 H-34 共通計器の外観

下表に H-34 の共通計器の計測諸元を示す．加速度は 3 軸で，計測範囲は $\pm 16g$ である．加速度センサ軸は，機軸を +Z，ランチラグと反対側を +X，X,Z 軸と直行する軸で，点火所側を +Y とし，下図に示す．気圧は 高度約 3.5km までの打ち上げに対応する．

データの記録時間は H-34 では発射前約 30 秒から発射後約 3 分 35 秒後までである．

表 3.2.5 H-34 計測諸元

加速度計測範囲	$\pm 16g$
気圧計測範囲	65~105 kPa

温度計測範囲	-20~+50 °C
A/D	12bit, 100Hz
記録時間	約 215 秒

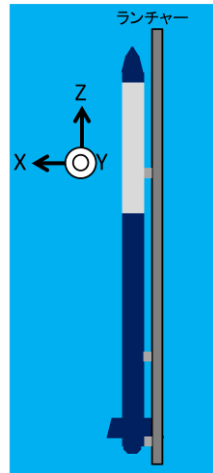


図 3.2.15 ランチャ，機体に対する加速度センサ軸
ランチャ真横から見た図

実験結果

ロケットは発射後 X+21 秒で 1 段目分離信号を出力後，X+21.3 秒で高度 2403m（気圧高度）に到達した． 1 段目パラシュート展開後は，約 28m/s 降下し，X+86 秒で 2 段目分離信号を出力後，2 段目パラシュートにて約 18m/s で降下，X+88 秒に水密機構を作動させた．その後，2 段目の降下速度を保ったまま，X+123 秒に海へと着水した．回収した後も搭載した機器に損傷・水没はなく，記録データの取得に成功した．その結果を以下に示す．

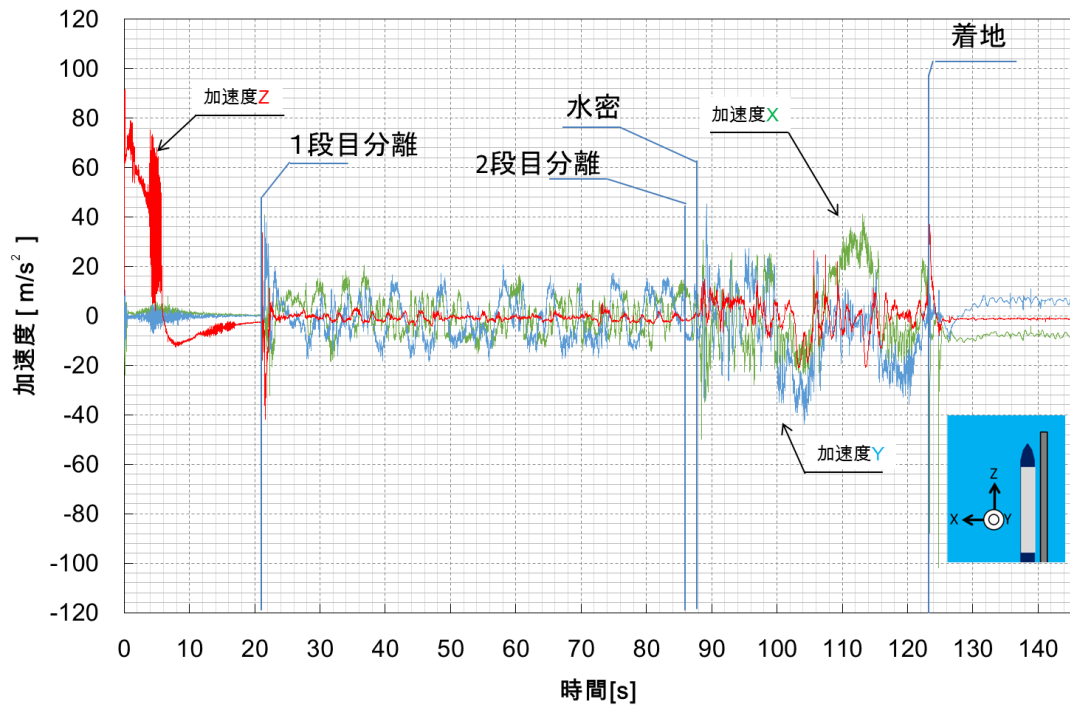


図 3.2.16 加速度時間履歴 (X+0~X+140)

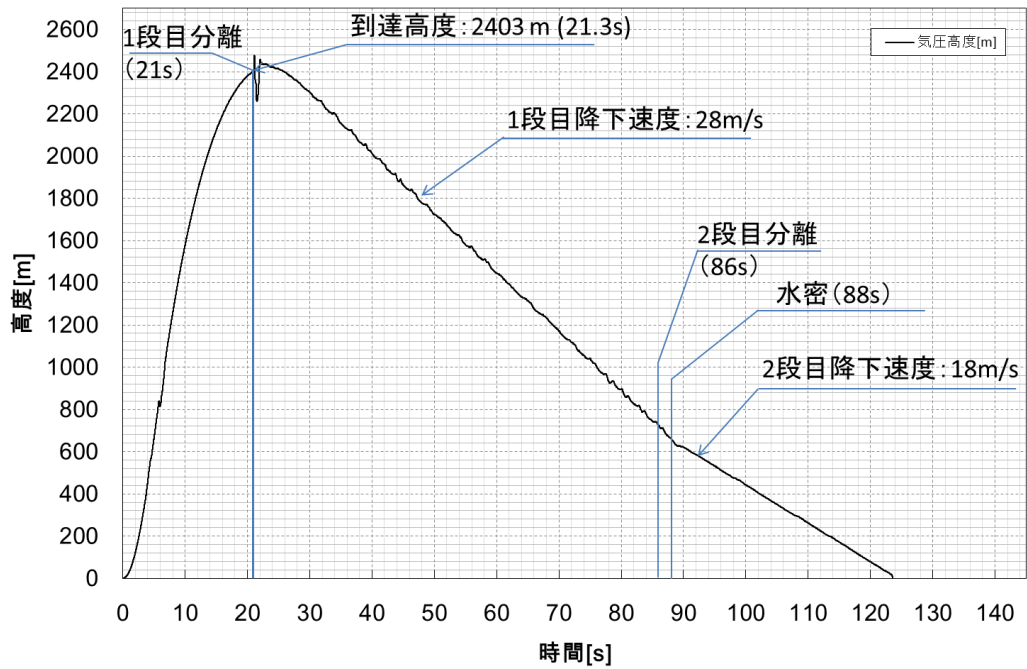


図 3.2.17 気圧高度時間履歴 (X+0~X+140)

本搭載計器は当初、テレメータ等を含めた計器であったが、事前に動作確認がとれなかったことから直前にバックアップ回路に搭載機器の変更を行った。バックアップ回路は昨年冬に制作した回路である。このため、重量調整などを直前に行い、プログラムも直前に訂正を加えた。次回以降はテレメータを搭載し、確実な実験実施に向けて、直前の計器のモニタリング、回収時の位置情報取得を行っていく。

3.2.5.2. IMU

IMU は飛行中のロケットの気圧、温度、3 軸の加速度データ、3 軸の角速度データ、3 軸の地磁気データの取得し、データは記憶媒体に保存される。

H-34 に搭載した IMU の外観図を以下に示す。

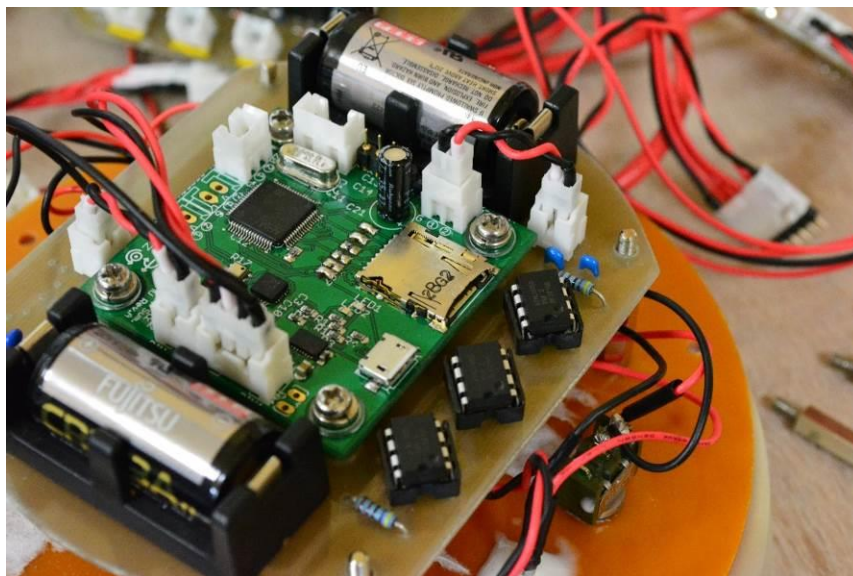


図 3.2.18 IMU 外観

表 3.2. に H-34 の IMU の計測に関する仕様を示す。加速度、角速度、地磁気は各 3 軸で、加速度の計測範囲は約 ± 16 g、角速度の計測範囲は約 ± 1000 deg/s、地磁気の計測範囲は約 ± 1200 μ T である。

気圧は H-34 の IMU では高度約 62 km までの打ち上げに対応する。

データの記録時間は H-34 の IMU では発射前約 23 秒から発射後約 115 秒である。

表 3.2.6 H-34 の IMU 計測機能

加速度計測範囲	約±16 g
角速度計測範囲	約±1000 deg/s
地磁気計測範囲	約±1200 μ T
気圧計測範囲	1~120 kPa
温度計測範囲	-40~+85 $^{\circ}$ C
サンプリング周波数	100 Hz
記録時間	約 138 秒

H-34 の IMU の飛翔実験の結果, ロケットの発射後約 115 秒間のデータは正常に取得した. しかし発射後約 115 秒から着水までのデータに関しては, 取得できなかった.

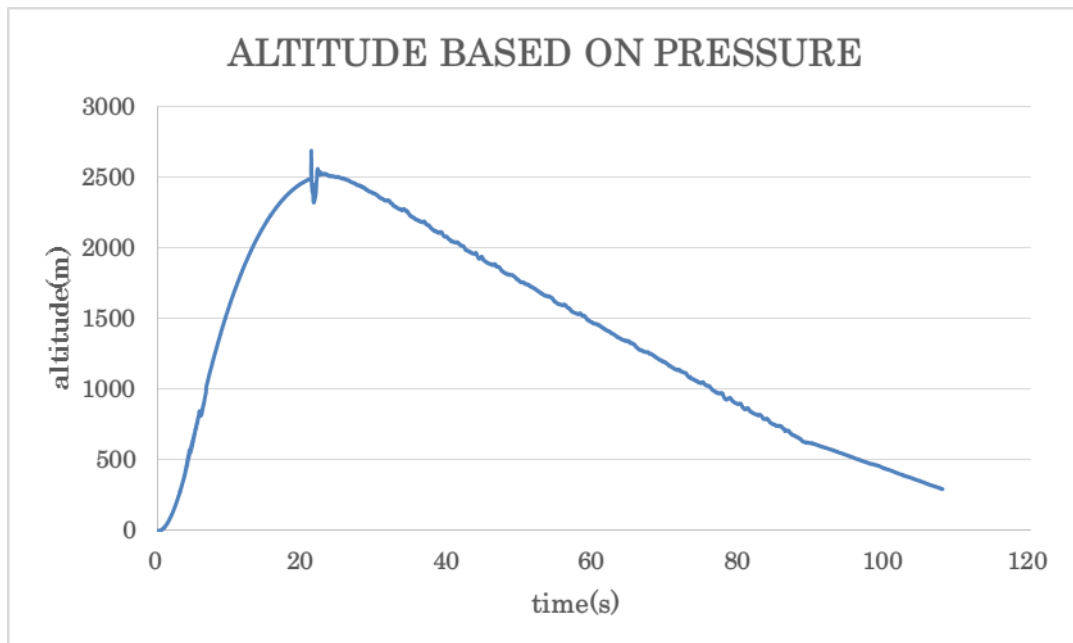


図 3.2.19 H-34 の IMU 高度データ

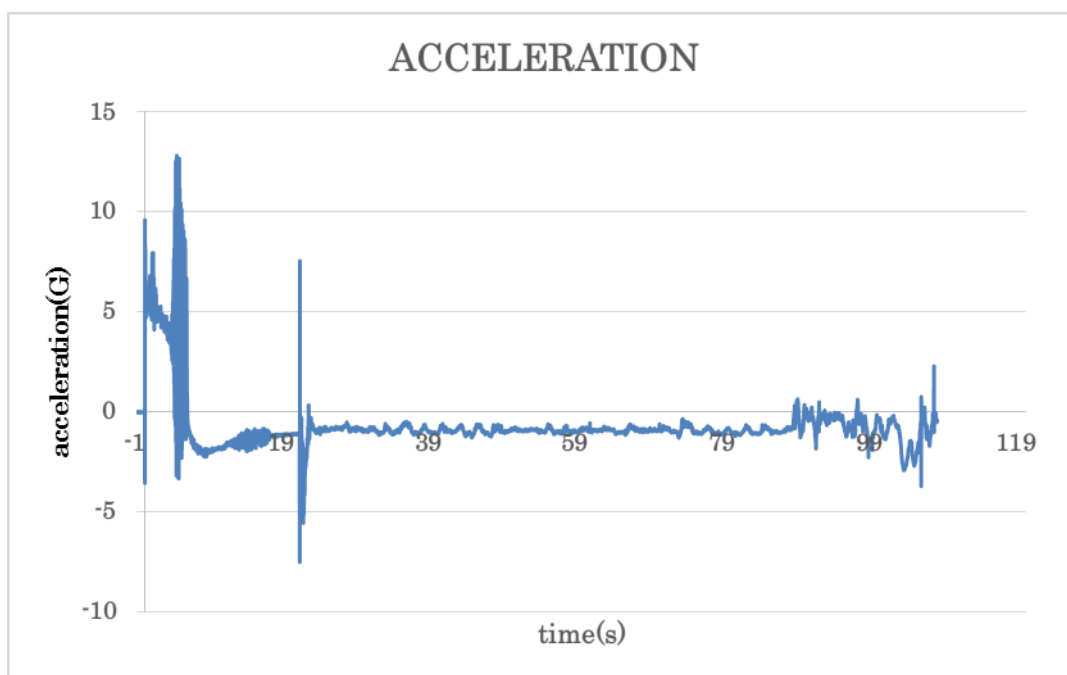


図 3.2.20 H-34 の IMU 加速度データ (推進方向)

今回 H-34 の IMU では、ロケットが着水する前に記憶媒体の記録時間の限界がきてしまい、発射後から着水までのすべてのデータを取得することができなかった。

この問題の対策として、使用する記憶媒体の数を 3 個から 4 個にすることで一時的に解決できる。しかし、根本的な問題は解消していないため、将来的には SD カード等の大容量記憶媒体の利用を検討している。

3.8.2 計算値

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行特性の解析」の手法を用い、事前に機体データ及び、環境データを用いて軌道計算を行った。

計算値の出力として弾道落下範囲とパラシュート落下範囲の 2 つを挙げる。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° 表記とする。

3.8.2.1 H-34 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 3.2.21 に示す。落下予想範囲は、ランチャから方位約 150° 方向に約 1460 m の地点を中心とした半径約 200 m の青い円内である。

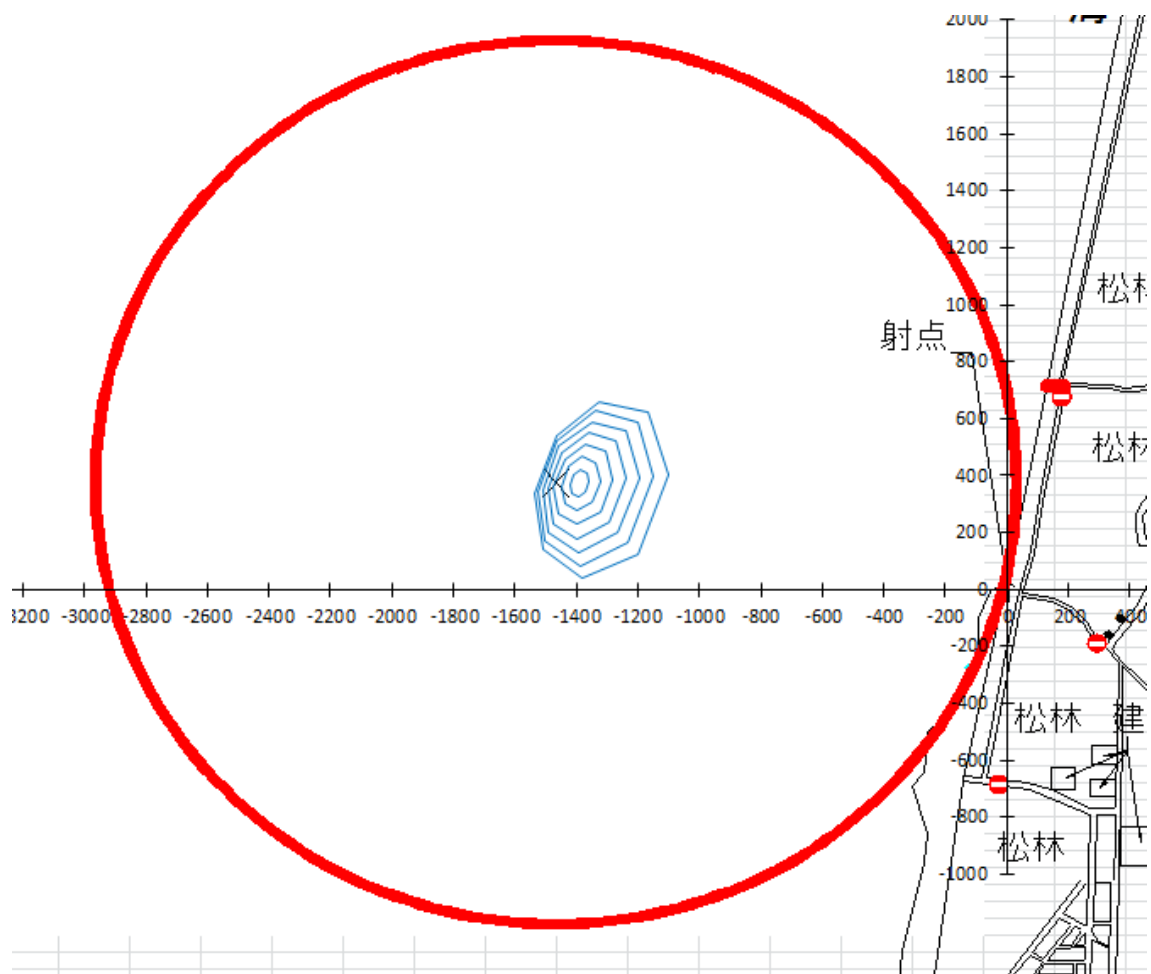


図 3.2.21 ロケット弾道落下範囲
 打ち上げ方位 165° 打上げ仰角 78° 風速 0~7 m/s

ロケットのパラシュート展開時の落下予想範囲を図 3.2.22 に示す。落下予想範囲は、ランチャから方位約 150° に約 824 m の地点を中心とする半径約 600 m の青い円内である。

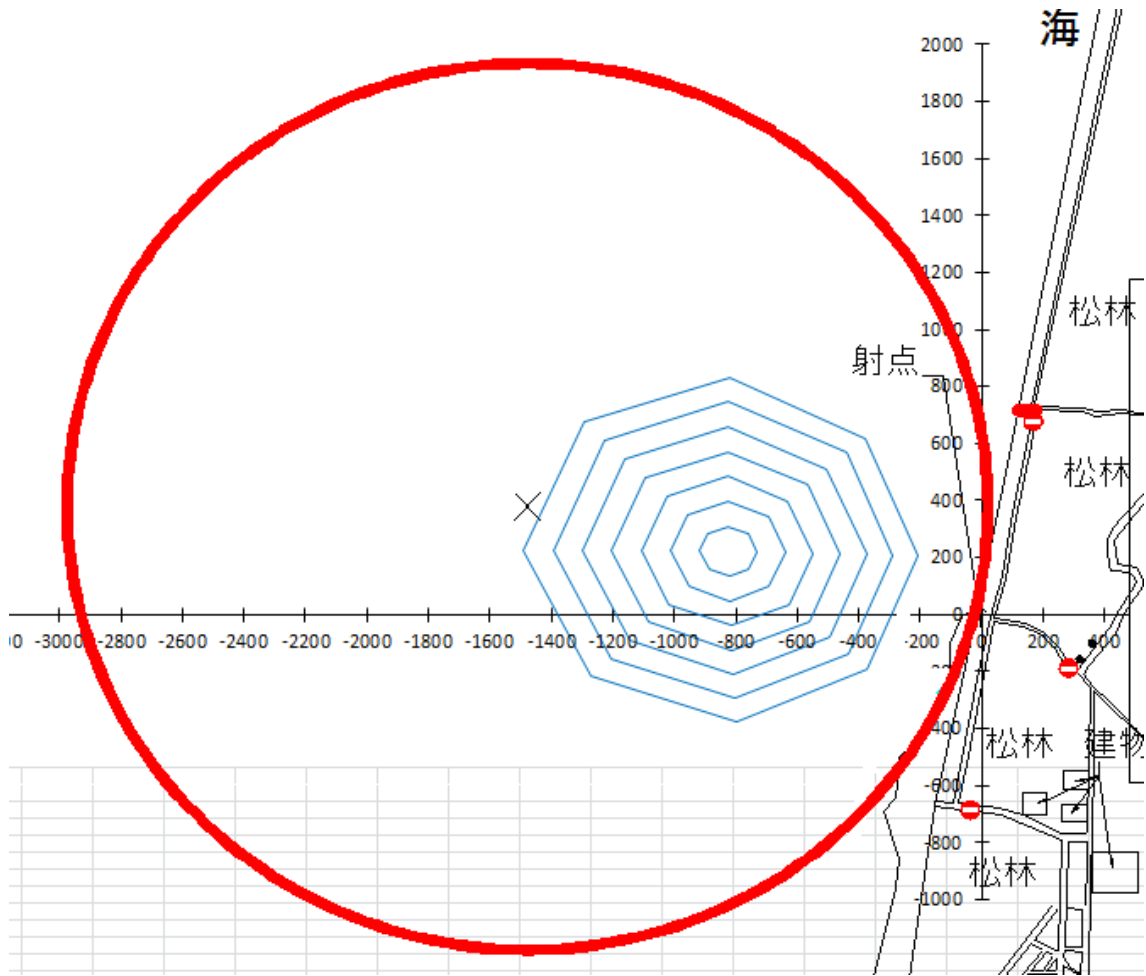


図 3.2.22 ロケットパラシュート落下範囲
 打ち上げ方位 165° 打ち上げ仰角 78° 風速 0~7 m/s

3.8.3 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打ち上げ 30 分前の時点で東 180° 2.5m/s で、打ち上げ 15 分後の時点での風向風速は東南東 200° 3.5m/s であった。当日は、ロケットが正常に減速落下し、ロケットは完全回収した。GPS データ取得機器は未搭載であり、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回収地点は間違っていたため、カメラの撮影している角度から発見地点を推測し、これを実測値とした。実測値と減速落下予想範囲の関係を図 3.2.23 に示す。ロケット回収地点はランチャより方位約 150°、約 673m の地点である。

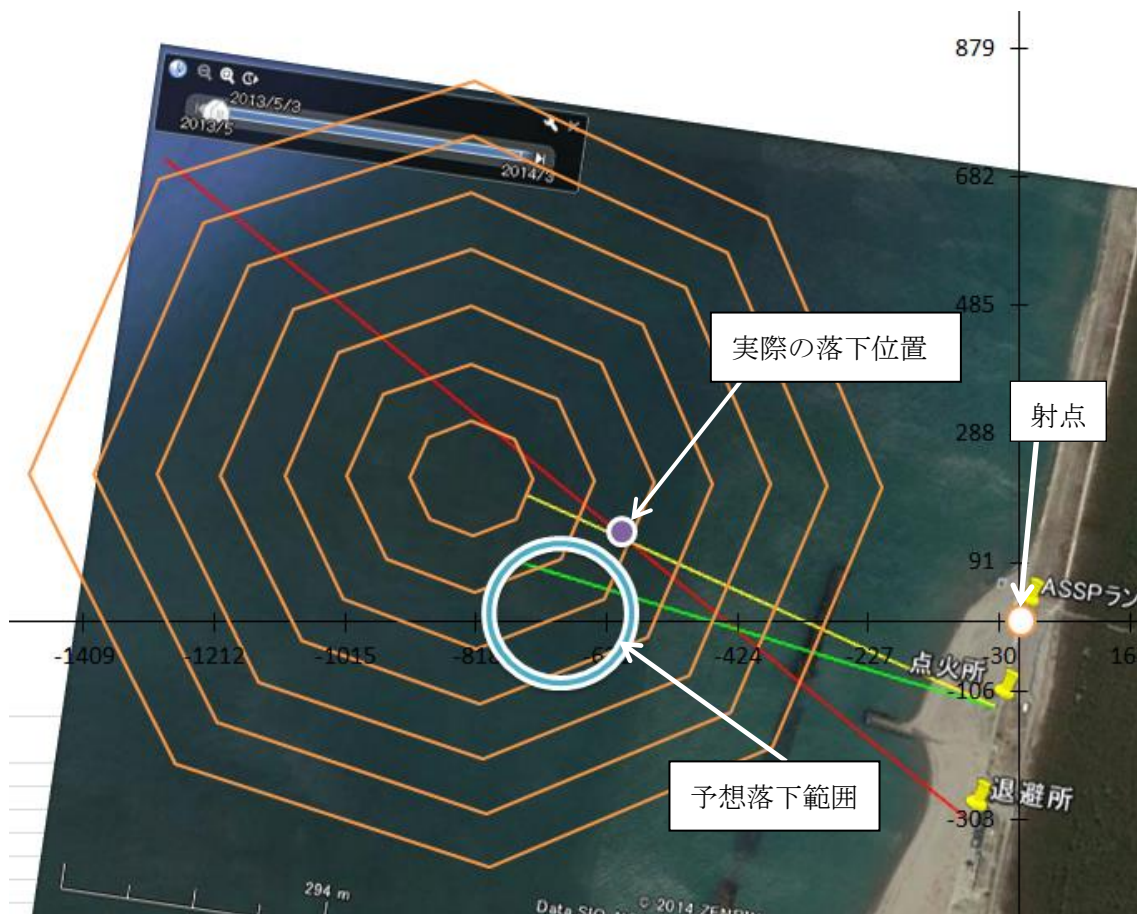


図 3.3.23 ロケット落下位置

ロケット発見位置：ランチャより方位 150° 距離 653 m

3.8.4 考察

減速落下範囲について考察する。

<計算値と実測値の誤差>

図 3.8.3 ではロケット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カメラの射角から割り出した際の誤差が発生したと考えられる。カメラの射角から割り出す際にはカメラを複数設置し、それぞれにおいてきちんとした射角を記録しておく必要がある。今回の着水地点を割り出すために使用したカメラは 2 台であり、射角から割り出す際の条件としては少ない。ここから着水地点の誤差が発生したと思われる。

3.8.5 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-34 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遷音速域に到達した際の不安定な抗力から，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。

3.3. H-35

3.3.1 構造

H-35号機はTSRPが下級生（主に現B2生）の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，技術の引継ぎを目的としている．また，TSRPの姉妹団体であるTSPとの共同開発を予定しており，ロケットと缶サットのコラボを実施する機体である．よって，この機体は過去の機体の仕様を採用している．

またH-35号機は，陸打ちを想定して設計された機体であり，予想達高度は273 mである．設計は同じφ150仕様のH-32号機データをもとに行った．主な構造設計については3.2.1.H-34構造部を参照されたい．

表 3.3.1 H-35 機体概要

機体名称	TSRP-H-35 号機
全長	1955 mm
最大直径	154 mm
乾燥重量	9.8 kg

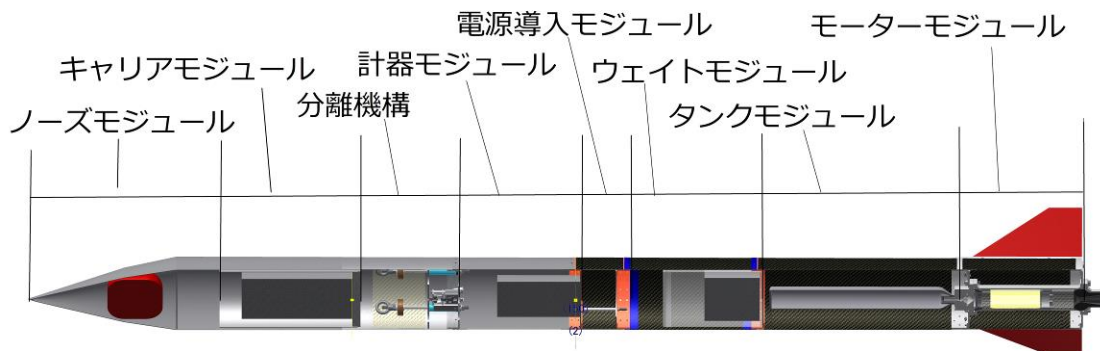


図 3.3.1 機体概略図

表 3.3.2 各モジュール重量

J型エンジンモジュール	2.2 kg
タンクモジュール	1.2 kg
ウェイトモジュール	1.8 kg
共通計器モジュール	0.6 kg
電源投入モジュール	0.5 kg
分離回路モジュール	0.6 kg
キャリアモジュール	1.1 kg

分離機構ノーズモジュール	1.8 kg
--------------	--------

表 3.3.3 搭載物一覧

J型モータ
J型タンク
ダミーウェイト
テレメータ組み込み型共通計器
分離回路
分離機構
キャリア
缶サット
パラシュート

8月16日、H-35号機の飛翔実験を行なった。エンジン部へ点火ののち、上空でノーズフェアリングの分離、ペイロードの放出に成功し、機体、衛星着地確認後無事回収にも成功した。回収時、フィンの破損とキャリアの亀裂を確認した。外部の損傷はこれ以外目立ったものは見当たらなかったが、作業所で内部の確認を行なうと、ウェイトを詰め込んだ容器とそれをささえるプレートが大破していた。



図 3.3.2 点火の様子



図 3.3.3 フェアリング分離, ペイロード放出の様子



図 3.3.4 着地地点の機体



図 3.3.5 フィンの破損

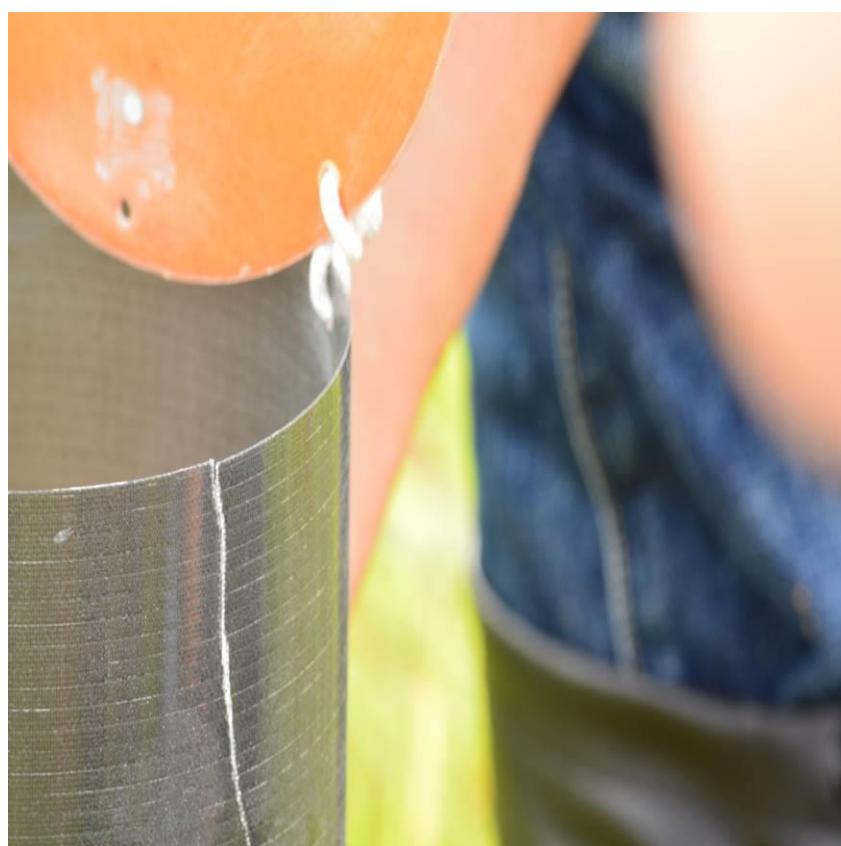


図 3.3.6 キャリアの亀裂

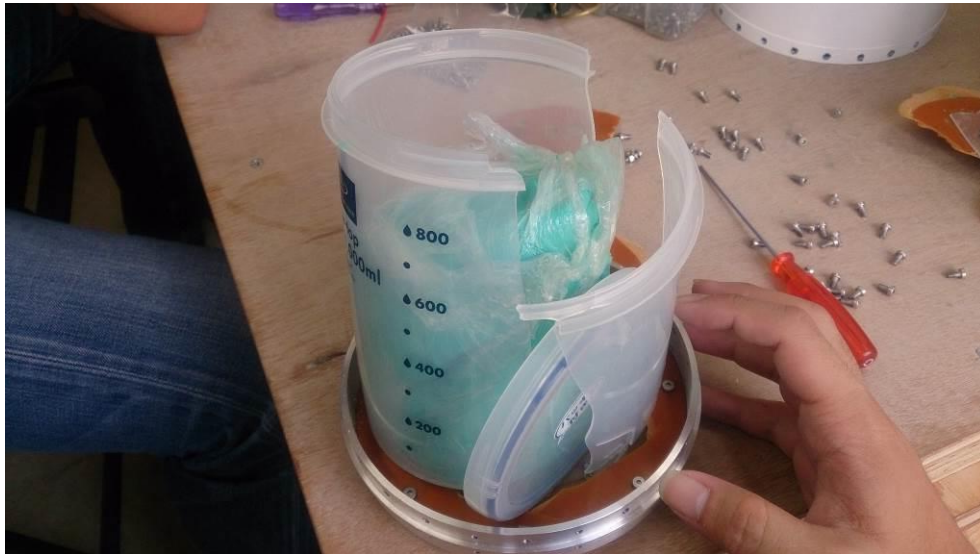


図 3.3.7 ウェイトモジュールの破壊

今回、落下中の機体はきりもみ状に落ちてきた。故に、着地時にフィンに横方向で力がかかったと考えられる。これはフェアリング分離時にパラシュートとノーズの紐がからまってしまったのが原因としてあげられている。

次にキャリアの亀裂に関して、亀裂が入るという現象は今までは不知火チューブにおこるモードだった。今回は不知火チューブには亀裂がなく、キャリア部分に亀裂が入った。故に、この亀裂は不知火の分離の力が不知火チューブとキャリアチューブに分散したため、強度の低いキャリアチューブのみ破損したのではと考えている。

ウェイトモジュールの破壊に関して、今回ウェイト部分には油粘土を多く使用した。そのために飛翔中の荷重で粘土が変形し、内側からの力に耐えられず割れたものだと考えられる。下のプレートに関しては、容器が割れる前に荷重に耐えられず割れたものと見ている。

今回、初の搭載物の放出に成功したが、多くの課題が浮き彫りになった。特に要検討しなければならないのがウェイト部分とノーズフェアリングだ。ウェイトを搭載するときは、搭載物に荷重をかけての領収試験を行なっていきたい。

3.3.2. 空力

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 3.3.4 H-35 各空力計算の値

圧力中心 (ノーズコーンの先端を始点とする. 以下同様)	1.402 [m]
減衰モーメント係数	1.91
抗力係数	0.6
法線力係数	8.21
Cs (酸化剤充填時)	1.57
Cs (酸化剤未充填時)	1.48
Fst (酸化剤充填時)	11.8
Fst (酸化剤未充填時)	12.6

また, 実際にフライトで使用したフィンの寸法を図 3.3.8 に示す.

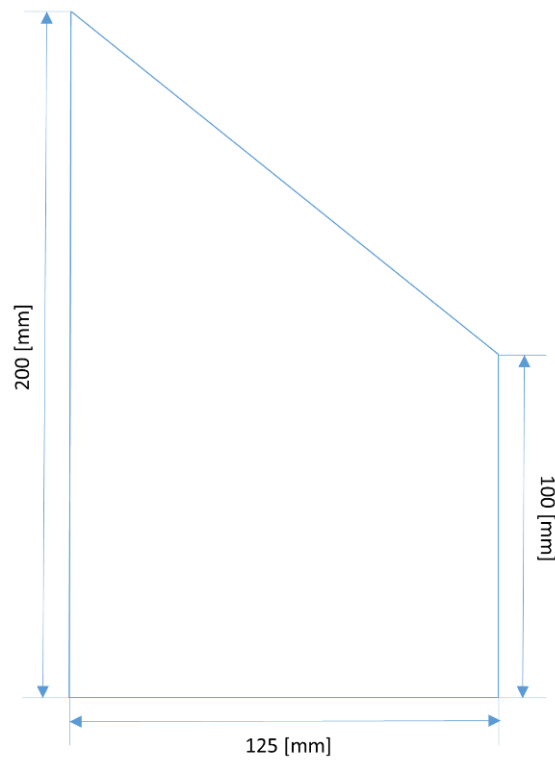


図 3.3.8 H-35 フィン寸法

今回の打ち上げ実験に搭載された計器のデータから、機軸方向に垂直な成分の動安定による減衰が事前に意図したものとほぼ同様に観測されたため、今回のフィン設計は正しく行われたと考えられる。

3.3.3 分離機構

無火薬式分離機構“不知火”シリーズを用いた 1 段分離・開傘システムによる回収を行った。また TSP (Tokai Satellite Project) 製の CanSat の放出を行った。

3.3.3.1 不知火 III 設計変更

今回の打ち上げにおいて不知火 III のベースの設計変更を行った。従来はベースプレートと TMRS 標準カプラをボルト締結することによって不知火ベースとしていた。これによってカプラが共通部品となりプレートさえ損傷しなければ不知火ベースを確実に確保できるようになっていた。これを今回、ベースプレートとカプラを一体化した不知火 III ベース専用カプラを設計した。一体型にすることによりボルトなどの干渉回避、軽量化やさらなる強度の確保が可能であった。設計変更の結果、部品破損に対する冗長性は低下したが、オープニングショックに耐えるよう設計された部品が破損することは考えにくいとし、従来以上の強度を持った不知火 III ベースを用意することができた。打上実験の結果正常な分離を行い、回収したところ破損は見られなかった。

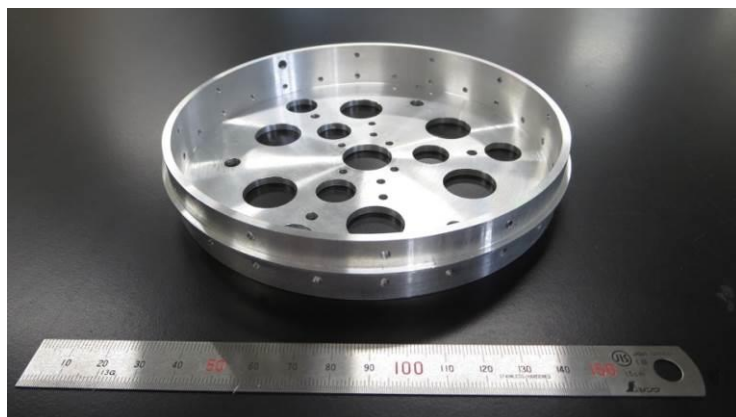


図 3.3.9 新型不知火 III ベース

3.3.3.2 継手変更

エアシリンダおよび電磁弁に接続する継手を変更した。従来は PISCO 製チューブフィッティングミニを使用していたが、不知火 III は設計上、少ないスペースで 180 度曲げの配管を接続する必要があった。少ないスペースで 180 度曲げる配管では継手部分に大きな負担がかかっており、そこからのリークがいくつか確認されていた。そこで継手を PISCO 製ミニマル継手に変更した。ミニマル継手は Swagelok というフェルルール+締め付けタイプのシール形式となっている。これによって大きなリーク原因 2 つ、配管への負荷によるリークと、継手と配管の熱収縮率の違いによるリークのうち、配管への負荷によるリークはほぼ防げると考えられる。熱収縮率の違いによるリークに関してはさらなる検証、対策が必要と考えられる。

3.3.3.3 メインシュート開傘・降下

メインシュートは X+6 sec で 1 段目の分離、開傘され 10 m/s で降下した。開傘においてノーズフェアリングとパラシュートのシュラウドが絡まっていることが確認された。これはノーズフェアリング特有の問題である。ノーズフェアリングはその構造上 2 つの部材に別れる。しかしの 2 つの部材は同じ部位にひもで繋がれているため周囲にあるものへ巻きつき、絡まってしまう可能性は十分に考えられる。絡まりを回避するためにはノーズフェアリングシステムを見直す必要がある。



図 3.3.10 メインシュートで降下中の H-35 号機

3.3.3.4 CanSat 放出

今回の打上実験では TSP (Tokai Satellite Project) の CanSat を搭載、飛翔頂点での放出を行った。結果としては放出に成功、開傘も問題無くロケット側と絡まることもなくパラシュートでの降下を行った。今回の実験において TSRP が所有するキャリア放出システムの大きな特徴が判明した。特徴とは現状のキャリア放出システムでは飛翔頂点でキャリアを放出は難しいということである。このキャリア放出システムはロケット側のパラシュートの抗力によってキャリアを搭載しているチューブを引き出し、チューブが 180 度回転してチューブからキャリアを落とし出す仕組みになっている。更に開傘直後はキャリアが搭載されているチューブは勢いがついた状態でロケット内から引きずり出される。するとチューブが回転する際の角加速度が大きい場合、キャリアには遠心力が働くためチューブ内部からキャリアが落ちない。よって現状のシステムではロケット側のパラシュートが飛翔頂点で開傘された場合、そこから 2 sec 程度の遅延を伴ってキャリアが放出されることなる。今後 CanSat を搭載する場合には事前に上記の説明を行い、飛翔頂点で放出されない可能性があることを承諾していただく必要がある。

3.3.4. モーター

2014 年度能代宇宙イベントの陸打ちにおいて当団体が打ち上げに供したモーターは、TSRP 燃焼班が 2013 年度に独自開発した自作ハイブリッドロケットモーター THR-F303J-Ex である。本モーターの酸化剤タンクは HyperTEK 製 J 型タンクを使用し、それ以外のコンポーネントは自作したものである。推進剤には N_2O/WAX を使用している。

本モーターは、TSRP 燃焼班が 2000 年度に開発を行った THR-F003J の後継機モデルとして 2013 年度に開発を行った新型モーターである。主な開発コンセプトは運用性の向上である。本モーターは 2014 年度能代宇宙イベント陸打ちにおけるフライト試験の目標推進性能である平均推力 400 N になるように性能設計を行った。本モーターの実験状況に関して、フライト試験は 2014 年度の能代宇宙イベントが初めてであり、地上燃焼試験は 2 回行い、燃焼試験の結果およびフライト試験の結果として、表 3.3.5 に各種性能を、図 3.3.11 に推力時間履歴を示す。

表 3.3.5 各種性能

項目	地上燃焼試験	フライト試験	単位
燃焼時間	1.89	1.53	s
平均推力	399.7	450.6	N
全力積	823.8	750.4	Ns

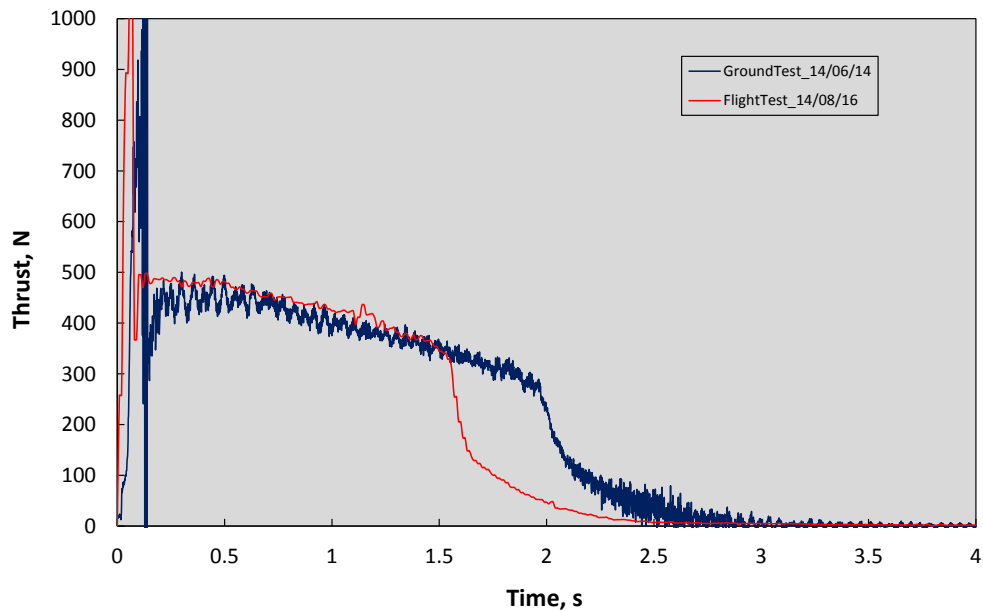


図 3.3.11 推力時間履歴比較図

地上燃焼試験の結果とフライト試験の結果を比較すると、フライト試験では平均推力の上昇や燃焼時間の減少が確認できる。これらの事象に関しては本モータの酸化剤として使用している N_2O の供給圧力が温度依存であるため、周辺温度やタンク内冷却時間により密度が変化するので結果的に酸化剤の搭載量および供給量に差異が生じ、性能に影響が出る。全力積の低下については、地上燃焼試験と比較してフライト試験では燃料供給量が低かったことが原因と考察する。地上燃焼試験日と比較してフライト試験日では外気温が低かったためグレイン初期温度が低くなる。そのためグレイン初期温度を上げるために余分にエネルギーを消費し、定常に燃焼が行われる頃に酸化剤が全て消費されるため全力積の低下を引き起こしたものと考えられる。しかし、実際の解析を行うとシミュレーションで算出した高度よりも高く上がっている。この現象については、平均推力の増大に伴い慣性飛行に費やされるエネルギーが増加したものと推察する。

性能の増減のオーダーやフライトパフォーマンスは **THR-F003J** とほぼ同等のものであり、一部性能の向上が確認された。また、モータ構造をフランジ式に変更したことにより運用性の向上も確認できた。従って 2013 年度に新規開発を行った **THR-F303J** は **THR-F003J** の後継機モデルとしてパフォーマンスの再現性および運用性、一部性能面の向上を達成した。

3.3.5. 搭載計器

3.3.5.1. 共通計器

本計器は2014年度夏期プロジェクトで打ち上げたH-35に搭載し、計測及び分離機構の動作を目的とし開発されたものである。モデルはFM・BMの計2機を製作した。打ち上げ実験に際してはFMを使用。当初予定していた全ての計測内容の計測、そのデータのロギング及び不知火の動作を行った。

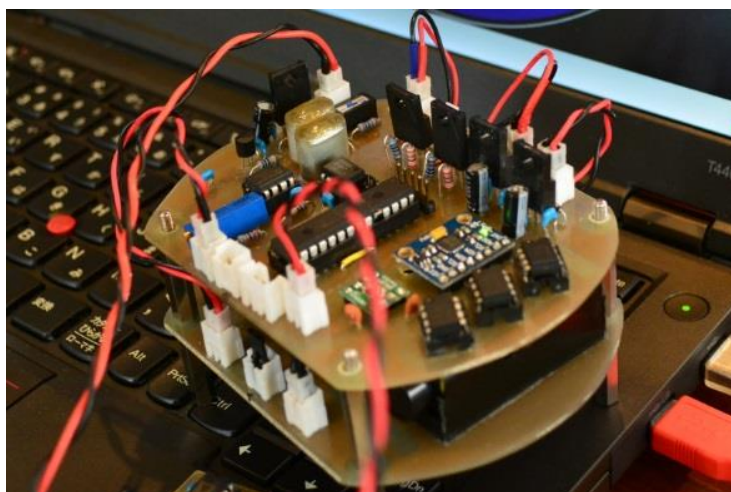


図 3.3.12 計器写真

計器本体には計測用として3軸加速度・角速度センサ(MPU6050)、気圧センサ(MPX6115A6U)、温度センサ(LM60)を搭載している。その他にはロガー用にEEPROM(AT24C1024B)を3個、電磁弁制御用にFET(2SK2936)を2つ搭載。電源基板には電磁弁制御用にCR123Aを1本、計器本体の動作用に006Pを1本搭載している。

表 3.3.6 計器計測機能

制御マイコン	18F2553
加速度計測範囲	±16 g
角速度計測範囲	±500 deg/s
最大計測可能高度	1.2 km
A/Dコンバータ	12 bit (内蔵)

実験の結果としては前述した通り予定していた全ての動作を行う事ができた。なお実験終了後に機体から計器モジュールを取り出し確認したところ、電源基板部に固定してあった電池ボックスに破損が見られ、006Pが半分程度飛び出した状態となっていた(資料 3.3.13)。

フライトデータも正常に読み出す事ができ、レンジを超えた計測も生じていなかった。読み出した分離時刻は発射後 7 秒であり、タイマーmin での分離が行われた事が分かった(タイマーは min を 7 秒, max を 9 秒に設定していた)。

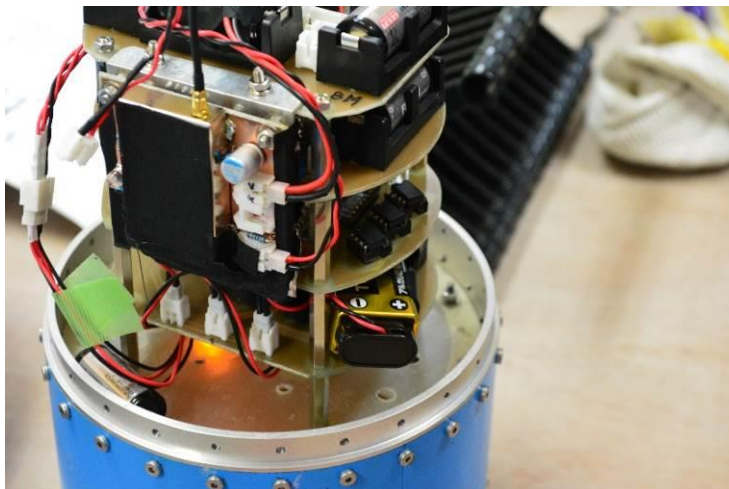


図 3.3.13 フライト後破損状況

計器に搭載された気圧計(MPXA6115A6U)から出力された電圧データを元にした、ロケットの周囲気圧の変化は図 3.3.14 となる。またそのデータを用い、高度算出式から求めた高度の変化は図 3.3.15 の様になる。なおこの際計算式の温度データは今回のフライトではプログラム自体にミスがあり、分離判断後の分離までの 2 秒の待機時間が存在しなかった。そのため正確には算出できず頂点高度は 160 m 弱とした。

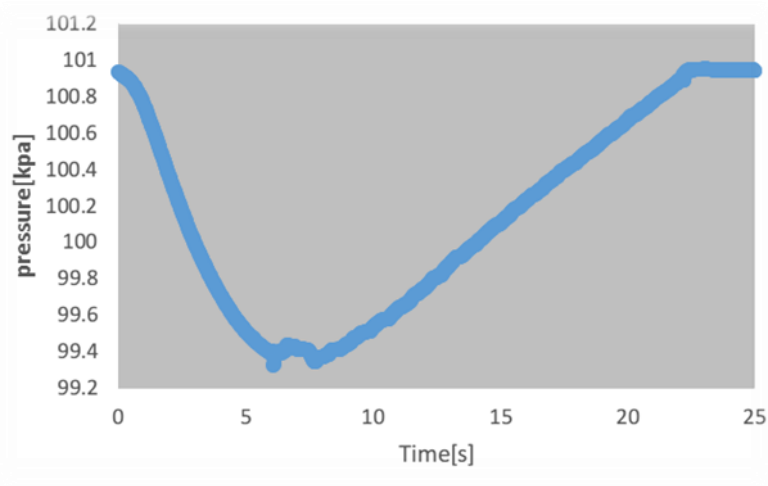


図 3.3.14 機体周囲の気圧変化

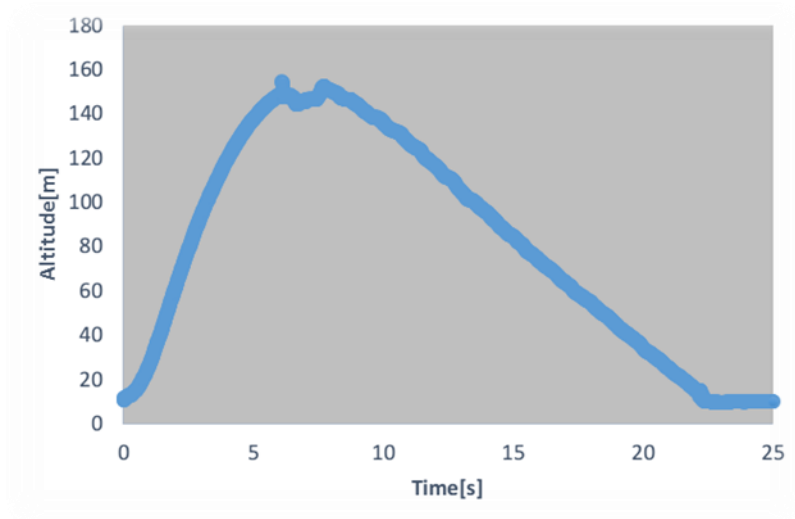


図 3.3.15 気圧計測からの高度変化

今回の実験では同一のセンサ(MPU6050)を用い、加速度と角速度を計測した。両項目の同時計測は前回のプロジェクトで搭載されたデジタルセンサ回路でも行ったが、その時は機体の挙動が角速度計のレンジを越えてしまい、データが正常に取得できなかった。そのため、今回はレンジを $\pm 250 \text{ deg/s}$ から $\pm 500 \text{ deg/s}$ に変更し計測を行った。取得した加速度データを図 3.3.16 に記す。

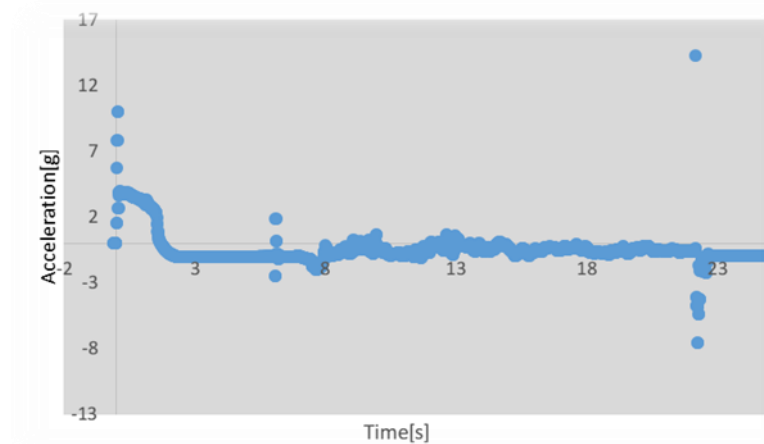


図 3.3.16 Z 軸加速度変化

また前回同様に計測した角速度により機体座標上の値である加速度を地上座標にそのものに変換、その値を 2 重積分することによりロケットの鉛直方向の変位を解析した。物体にかかる加速度を 2 重積分することで物体の変位が算出できる事はよく知られているが、ロケット内部に搭載された加速度計は時間ともに地面に対する角度が変化し

てゆく。そのためただ単に記録された値を積分することだけでは、地上を基準とした変位を算出することはできない。

そこで角速度計より取得したデータを元に機体軸のずれを算出。そのずれの変化を代入した座標変換行列(式 3.3.1)を用いることで、機体上の座標系に沿った加速度の値を地表平面とその法線方向に 3 軸を取った、地上を基準とする座標系へと変換した。

$$\begin{pmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \theta & \sin \theta \\ \sin \psi \cos \phi + \cos \psi \sin \theta \sin \phi & \cos \psi \cos \phi - \sin \psi \sin \theta \sin \phi & -\cos \theta \sin \phi \\ \sin \psi \sin \phi - \cos \psi \sin \theta \cos \phi & \cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi & \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix}$$

式 3.3.1 座標変換行列

以上の手順で算出した高度の変化が図 3.3.17 である。これによると最高到達高度は 197.6 m となっており、気圧計の解析結果と比較すると大きく出ている事が分かるが、これは都合 3 重積分を行っている事により生じた積分誤差によるものと考えられる。そのため、実際の到達高度は気圧計から算出したものに近くなっていると推察される。

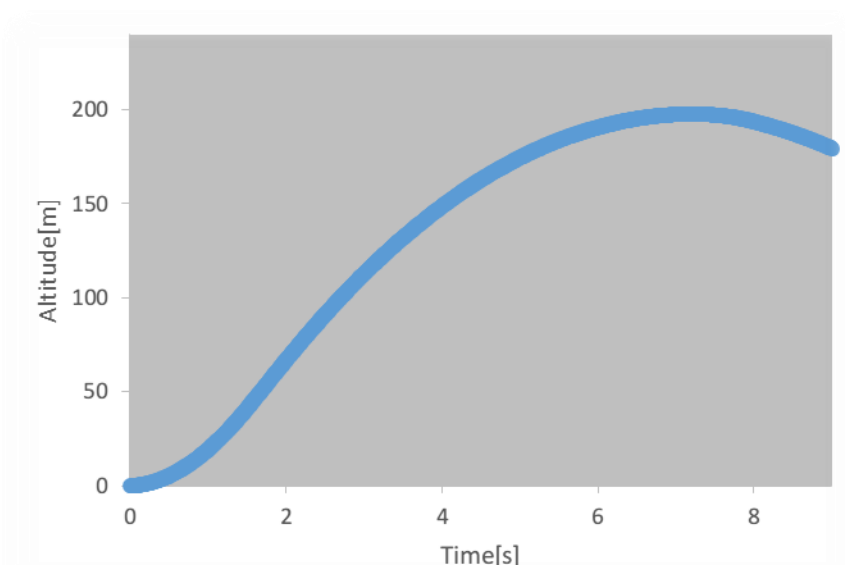


図 3.3.17 加速度・角速度から見る高度変化

参考資料

- 理科年表 <http://www.rikanenpyo.jp/member/?module=Member&action=Login>
- スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム <http://repository.tksc.jaxa.jp/>

3.3.5.2. IMU

IMU は飛翔中のロケットの気圧，温度，3 軸の加速度データ，3 軸の角速度データ，3 軸の地磁気データの取得し，データは記憶媒体に保存される。

H-35 に搭載した IMU の外観図を以下に示す。

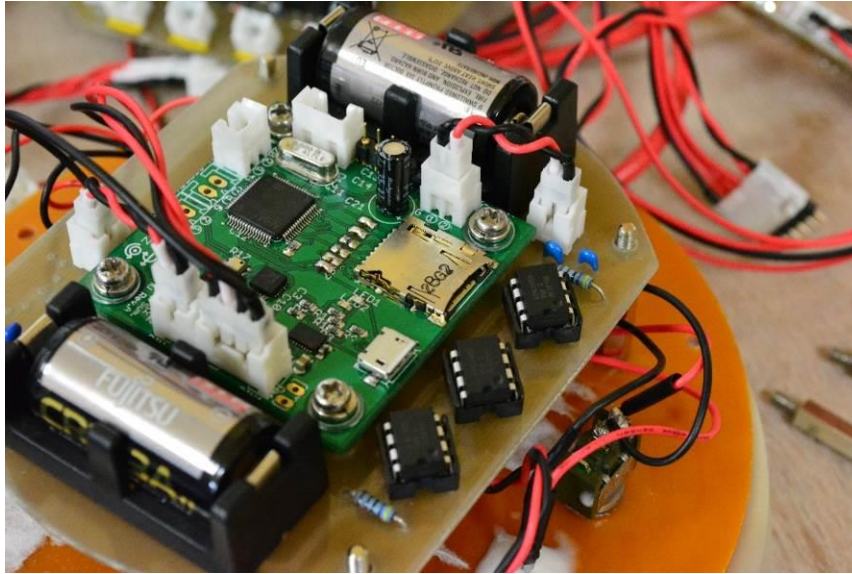


図 3.3.18 IMU 外観

表 3.3. に H-35 の IMU の計測に関する仕様を示す。加速度，角速度，地磁気は各 3 軸で，加速度の計測範囲は約 ± 16 g，角速度の計測範囲は約 ± 1000 deg/s，地磁気の計測範囲は約 ± 1200 μ T である。

気圧は H-35 の IMU では高度約 62 km までの打ち上げに対応する。

データの記録時間は H-35 の IMU では発射前約 23 秒から発射後約 115 秒である。

表 3.3.7 H-35 の IMU 計測機能

加速度計測範囲	約 ± 16 g
角速度計測範囲	約 ± 1000 deg/s
地磁気計測範囲	約 ± 1200 μ T
気圧計測範囲	1~120 kPa
温度計測範囲	-40~+85 $^{\circ}$ C
サンプリング周波数	100 Hz
記録時間	約 138 秒

H-35 の IMU の飛翔実験の結果、ロケットの発射前から発射後、着地までのデータは取得できなかった。

原因としては、プログラム上のミスによるものであった。具体的には、記憶媒体にデータを記録するときに指定するアドレスが間違っていたため、記憶媒体の最後のアドレスまでデータを記録して終了するはずが、最後のアドレスまで記録した後、最初のアドレスに戻って初めに記録したデータを上書きして記録し続けることになった。その結果、飛翔中のデータを取得、データの記録も行っていたが、ロケット着地後もデータの記録を続けたことで飛翔中のデータは上書きされたと考えられる。

なお、これらの問題は既に修正済みで H-34 には修正した IMU を搭載し、飛翔中のデータも正常に取得できたことを確認した。

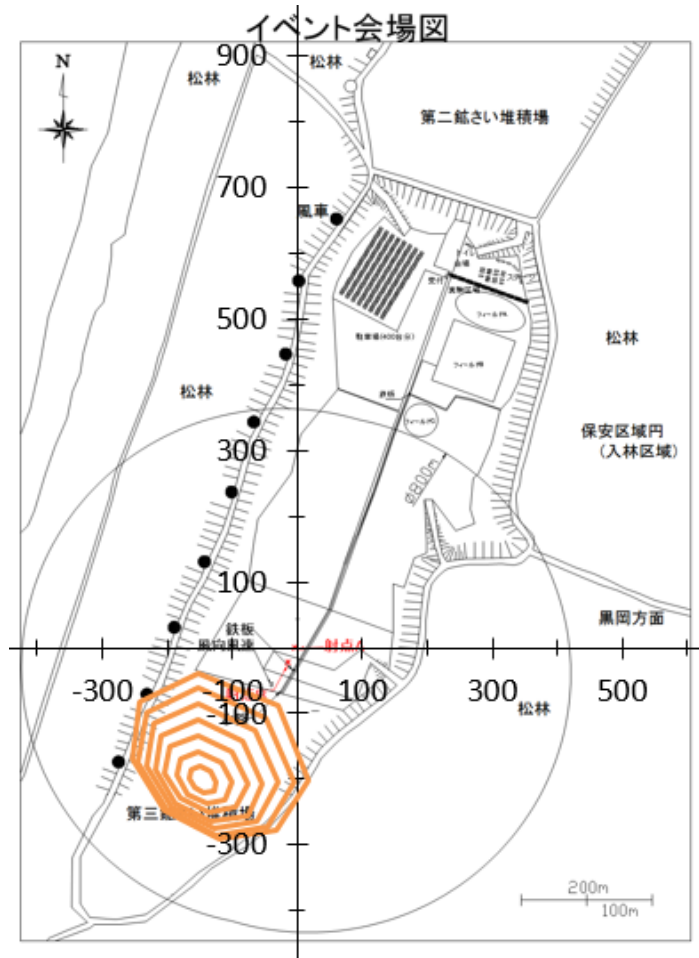
3.3.6. 軌道計算

3.3.6.1. 事前の落下範囲予想

今回使用した軌道計算では過去7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。打ち上げ方位角は磁北から時計回りに 216° であり、8 方位、風速 $1\sim 7$ [m/s] の範囲で示した。

ロケットの弾道落下時の予想落下範囲を下記の図 3.3.19 に示す。



3. 3. 19 ロケット弾道落下時落下分散予想

ロケットのパラシュート開傘時落下分散予想を以下の図 3. 3. 20 に示した.

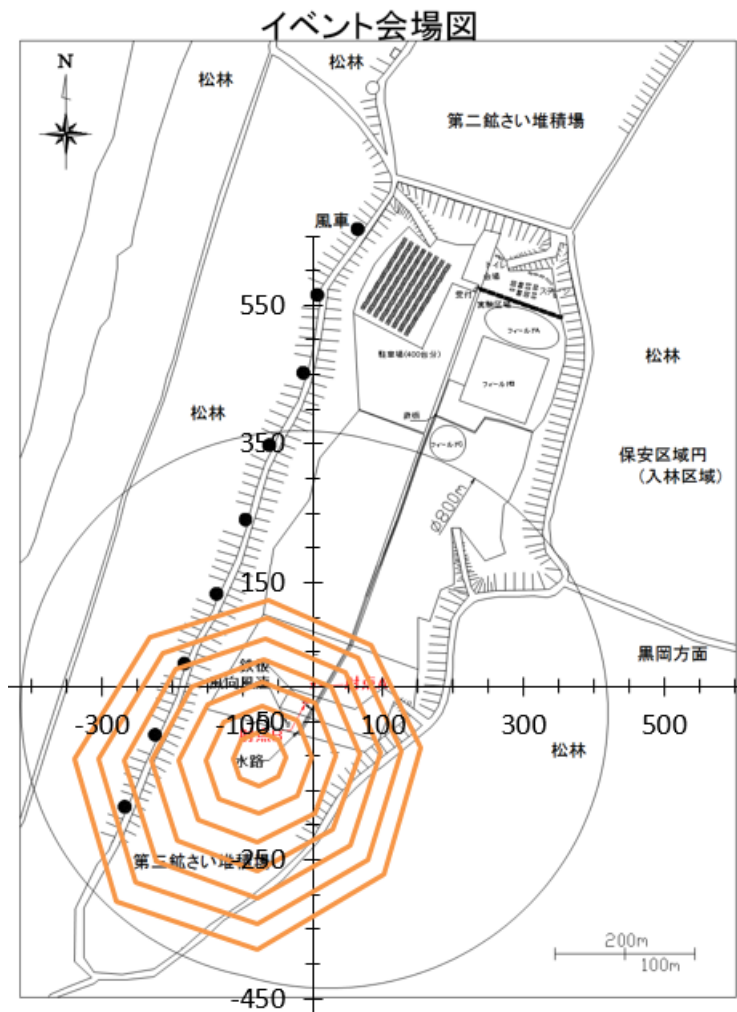


図 3. 3. 21 ペイロードの開傘時落下分散予想

3. 3. 6. 2. 回収座標

今回の打ち上げ実験において回収された機体本体とペイロードの位置座標をプロットした図を以下の図 3. 3. 22 に示す. また打ち上げ時の風向風速は地上にて北東より 2.8 [m/s] であり, それぞれの落下範囲予想の外円は当日の風速の高度分布係数を加味した場合の最大の範囲である.



図 3.3.22 機体とペイロードの回収座標

3.3.6.3. まとめ

事前に予想された範囲と当日の諸条件（推力データ，風向風速データ，落下速度，映像資料等）を合わせて矛盾しない落下位置であったことから，落下分散の予想に関しては正しく行われたと考えられる。

H-35 号機の軌道計算では事前に予想された最高到達高度が 232 [m]と比較的低高度だったこともあり，過去の事例と比べても特異な結果が出なかったことから，少なくとも低高度における計算手法として今回用いた手法の信頼性の実績に加えられるものではないかと考える。

3.4. 地上支援設備

3.4.1. 地上支援設備(GSE)

3.4.1.1. 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 3.4.1 に示す。

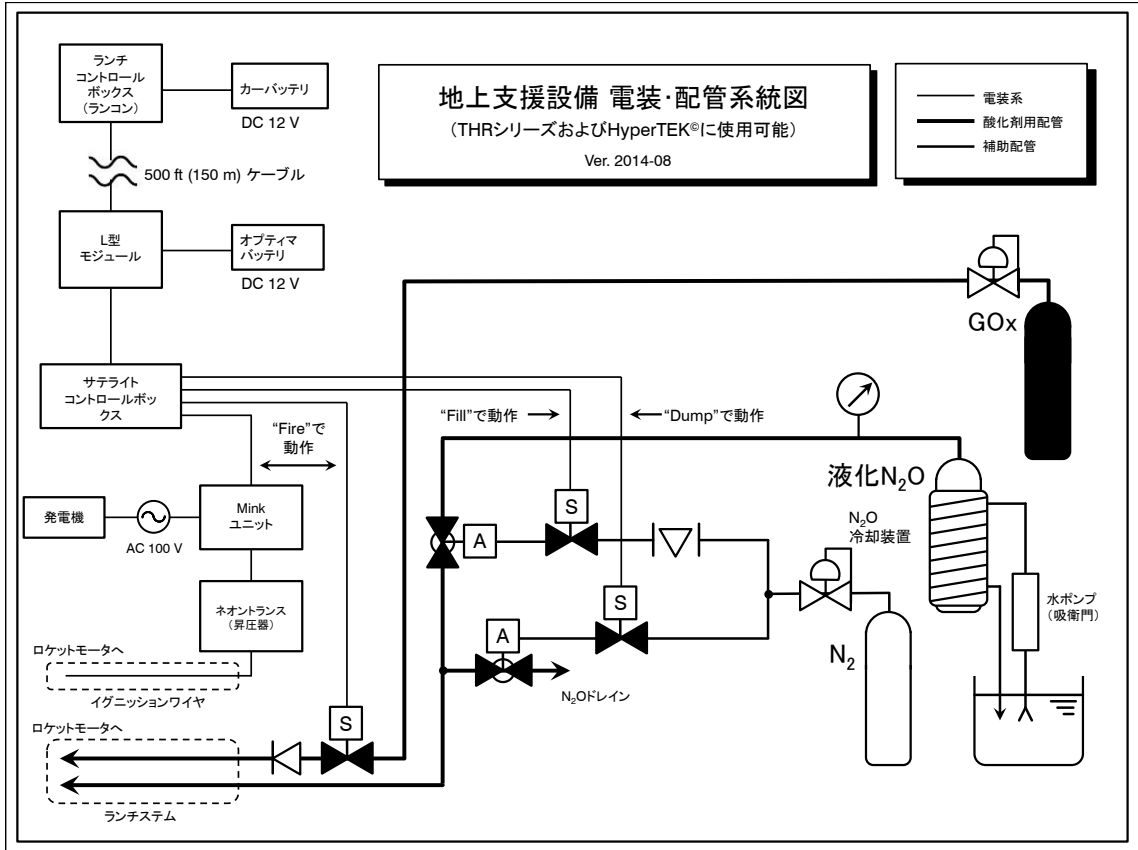


図 3.4.1 GSE 配管・配線図

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ボンベ冷却/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

3.4.1.2. 運用結果

第 10 回能代宇宙イベント期間中、H-34 及び H-35 の打ち上げ、芝浦工大ロケットグループの打ち上げ支援の合計 3 回のオペレーションを行った。今年の GSE 運用では大きな問題

なく終わることができ、初の N_2O の 30 kg ボンベでの運用も何事もなくクリアできた。ただし、2 点ほど不具合が発生した。

TSRP では N_2O 充填確認のために遠隔操作可能なカメラをベントポートが見える位置に置き点火所からモニターで確認する。その際、何らかの電波障害が発生し、モニターが映らず操作もできないという問題が生じた。その場で原因究明をしたが解決せずそのまま続行し点火所に戻ると電波障害はなくなり異常なく使用することができた。射点付近では膨大な電波が行きかっているために今回の問題が起きたのではと考えている。今後の対策としては有線のカメラにしモニターを点火所に設置する検討をしている。

また、H-35 のオペレーションで N_2O 充填確認カメラのモニターの電池を宿に忘れるというヒューマンエラーが発生した。幸いにも電池を買ってくることができたので打ち上げへの影響はなかった。今後、遠隔操作カメラを使用するのであれば物品確認の際にカメラの箱の中に電池を 12 本用意することにした。

3.4.2. TSRP ランチャ

3.4.2.1. 概要

第 10 回能代宇宙イベントにおいて新型のランチャである TSRP ランチャの運用を行った。TSRP ランチャは TSRP が現在運用を行っている UNISON ランチャに代わるランチャとして開発したランチャである。これまでは「新型ランチャ」と呼称していたが、本格運用開始に合わせ、本年度から「TSRP ランチャ」が正式名称として採用された。TSRP ランチャは UNISON ランチャの問題点を考慮し、以下のコンセプトで開発された。

- ・軽量化により運用性を向上させ、立上げの際に必要な人数を減らす
- ・構造をシンプル化し、組立を容易にすることで作業時間を短縮する
- ・応用が利き、様々なカスタムを可能にする



図 3.4.2 TSRP ランチャ

3.4.2.2. 仕様

TSRP ランチャの基本的な仕様を表 3.4.に示す.

表 3.4.1 TSRP ランチャ仕様

全長	5.3 m
全幅	3.0 m
全高	5.7 m
レール長	5.0 m
重量	約 90 kg
仰角調整範囲 (精度)	90~70° (±1°)
方位角調整範囲 (精度)	0~360° (±1~2°)

TSRP ランチャの運用方法は基本的に UNISON ランチャと同様である. 方位角はランチャ全体を動かすことにより調整し, 支柱の立上げは複数人で支柱を持ち上げることにより行う. 支柱の立ち上げの様子を図 3.4.に示す.



図 3.4.3 TSRP ランチャ立上げの様子

また, TSRP ランチャでは新たに新型の反射板を導入した. UNISON ランチャの反射板は機体と垂直に取り付けられており, ロケットモータの噴射炎の跳ね返りによって機体後部が僅かではあるが焼かれてしまう問題があった. そこで TSRP ランチャでは反射板を 45°に傾けて取り付けることにより, 噴射炎を逃がし, 跳ね返りを防ぐ新型反射板を採用した. 機体の支持方法は ASSP ランチャや UNISON ランチャで使用された実績のある反射板取り付け型の機体支持棒を使用した.



図 3.4.4 新型反射板

3.4.2.3. 運用結果

第10回能代宇宙イベントにおけるTSRPのH-35号機の打上げ実験においてTSRPランチの運用を行った。打ち上げ実験での運用では事前にリハーサルを行っていたこともあり、大きなトラブルは起こらなかった。また、今回新たに導入した新型の反射板によるロケットモータの噴射炎を逃がす機構については、打上げ時の写真から成功したことが確認された(図3.4.)。

また打上げ終了後にランチシステムが変形していることが確認された。これは、反射板を傾けて取り付けたため、ランチシステムが抜けて反射板に当たる際に横向きの荷重が加わった為と考えられる。図3.4.に曲がったランチシステムの写真を示す。



図 3.4.5 噴射炎制御の様子

図 3.4.6 変形したランチシステム

3.4.3. UNISON ランチャ

ランチャとは打ち上げ発射台を指す。今年度の能代宇宙イベントに於いて、TSRPでは従来から運用していたUNISONランチャに加え、新造したTSRPランチャの2台を運用した。ここでは、UNISONランチャについて示す。

今年度の能代宇宙イベントでは海打ちと陸打ちが行われたが、UNISONランチャは陸打ちでのみ運用し、他団体の打上支援を行った。UNISONランチャは陸打ちにおいてS.S.T. (芝浦工業大学)、PLANET-Q (九州大学)、F.T.E. (東北大学) のハイブリッドロケット打ち上げに使用される予定であったが、トラブルにより、F.T.E.のロケットは、ASSP (秋田大学) が所有する、ASSPランチャで打ち上げが行われた。芝浦工業大学とPLANET-Qのロケットは若干のアクシデントがあったものの、無事に打上げる事ができた。

UNISONランチャは老朽化の問題から、今回の能代宇宙イベントでの運用を持って、退役する。これからの打上業務は全てTSRPランチャが引き継ぐ予定である。図はS.S.T.のロケットである。

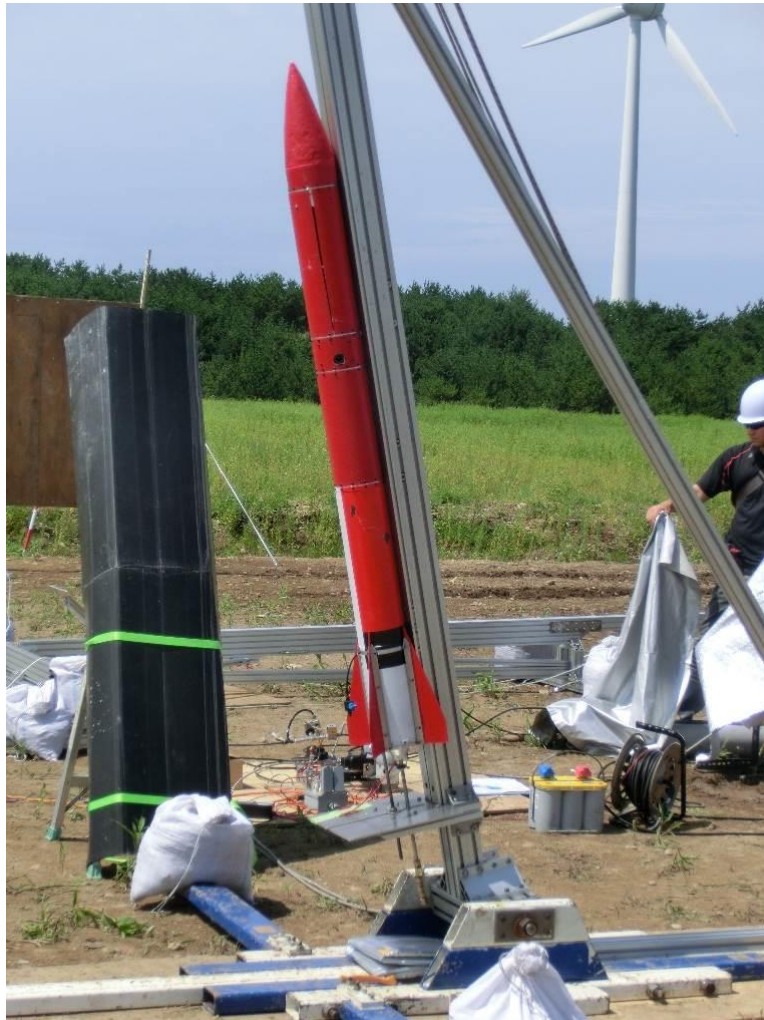


図3.4.7 S.S.T.の打上げに供されるUNISONランチャ

3.4.4. 風向風速計

TSRP ではこれまで観測隊によるバルーンを観測することによって射点上空の風速を計測していた。しかし、人的負担の大きさ等の要因により 2012 年夏の打上げを最後に観測隊は解体された。そこで、観測隊に代わり安定的に風速を計測する手段として地上から高さ 5 m 程度の風向風速を測定する設置型風速計の導入が検討され、開発が進められている。第 10 回能代宇宙イベントで運用予定であったが、センサー周りの開発が間に合わず運用は行わなかった。

図 3.4.に 2013 年度 3 月の打上げ実験で運用した試作型の風速計の写真を示す。



図 3.4.8 試作型地上風向風速計

4. 今後の課題と展望

今回の打上実験では H-34/H-35 共に予定した飛行プロファイルを満たしていたため、打上げ自体は問題なく終了することが出来た。H-34 では ASSP10m ランチャを使用する際に機体仕様を変更する必要があることが現地で発覚し、ASSP ランチャへの変更を行った。こちらについては来年度までに新規格の機体を設計し、ASSP10m ランチャへの適合を進める。

今後としては更なる高高度化を目指し、団体内で設けている長期ロードマップ(3 年スパン)に従い、開発を進めていく。