

Annual Report

TSRP 年次報告書

Tokai University Student Rocket Project



2014 / 2015

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

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)

2014年度学生代表 坂野 文菜 (東海大学工学部航空宇宙学科)

2015年度学生代表 浦橋 悠太郎 (東海大学工学部航空宇宙学科)



目次

1. TSRP について

1.1	TSRP 概要.....	1
1.2	2015 年度組織体制.....	1
1.3	2014年度打上計画概要.....	2
1.4	2015年度打上計画概要.....	4

2. 打上計画 (H-34, H-35)

2.1	実験目的.....	6
2.2	機体概要.....	6
2.2.1	H-34.....	6
2.2.2	H-35.....	9
2.3	空力.....	12
2.3.1	H-34.....	12
2.3.2	H-35.....	13
2.4	分離機構 (パラシュート放出機構)	14
2.4.1	不知火III 設計変更.....	14
2.4.2	不知火IV 設計変更.....	15
2.4.3	シアピン固定ナット.....	15
2.4.4	継手変更.....	15
2.4.5	H-34 ドローグシュート降下.....	15
2.4.6	シーマーカ.....	16
2.4.7	CanSat 放出.....	16
2.5	ハイブリッドロケットモータ.....	17
2.5.1	H-34.....	17
2.5.2	H-35.....	19
2.6	GSE.....	21
2.7	搭載計器.....	22
2.7.1	H-34 用共通計器 (小型ロケット用バス計器)	22
2.7.2	H-34 用 IMU.....	24
2.7.3	H-35 用共通計器.....	26
2.7.4	H-35 用 IMU.....	30
2.8	飛翔経路計算.....	30
2.8.1	H-34.....	30
2.8.2	H-35.....	32

3. 打上計画 (H-36, H-37/38/39)

3.1 実験目的.....	36
3.2 機体概要.....	36
3.2.1 H-36.....	36
3.2.2 H-37/38/39.....	39
3.3 空力.....	40
3.3.1 H-36.....	40
3.3.2 H-37/38/39.....	41
3.4 分離機構 (パラシュート放出機構)	42
3.4.1 オープニングショック測定ミッション概要.....	42
3.5 ハイブリッドロケットモータ (THR-F303J)	44
3.5.1 概要.....	44
3.5.2 仕様および結果.....	44
3.6 バルブシステム.....	47
3.6.1 概要.....	47
3.6.2 システム構成と開発体制.....	47
3.6.3 フライト実証試験.....	48
3.7 搭載計器.....	49
3.7.1 共通計器.....	49
3.7.2 テレメータ.....	51
3.7.3 打上実験結果.....	52
3.7.4 H-48 弾道落下について.....	53
3.7.5 飛翔データ解析シートの訂正.....	53
3.7.6 バルブ制御回路.....	54
3.7.7 対気速度計測回路.....	54
3.8 飛翔経路計算.....	56
3.8.1 H-36.....	56
3.8.2 H-37/38/39.....	58

4. 打上計画 (H-40, H-41)

4.1 実験目的.....	61
4.2 機体概要.....	61
4.2.1 H-40.....	61
4.2.2 H-41.....	71
4.3 空力.....	72
4.3.1 H-40.....	72

4.3.2 H-41.....	73
4.4 分離機構（パラシュート放出機構）.....	74
4.4.1 H-40.....	74
4.4.2 H-41.....	75
4.4.3 アブソーバ.....	77
4.5 ハイブリッドロケットモータ.....	78
4.5.1 H-40.....	78
4.5.2 H-41.....	79
4.6 GSE.....	81
4.7 バルブシステム.....	82
4.7.1 概要.....	82
4.7.2 開発.....	82
4.7.3 打上実験結果.....	83
4.8 搭載計器.....	83
4.8.1 共通計器（H-40）.....	83
4.8.2 テレメータ.....	85
4.8.3 共通計器（H-41）.....	86
4.8.4 1 kHz ロガー.....	87
4.9 飛翔経路計算.....	91
4.9.1 H-40.....	91
4.9.2 H-41.....	93
4.9.3 まとめ.....	93
4.10 新分離機構.....	93

5. 教育プロジェクト

5.1 概要.....	95
5.2 機体.....	96
5.3 空力/シミュレーション.....	96
5.3.1 空力設計.....	96
5.3.2 シミュレーション.....	97
5.4 搭載計器.....	97

6. その他の活動報告

6.1 燃焼班（2014年度）.....	99
6.1.1 ハイブリッドロケットモータの他大学への貸与.....	99
6.2 燃焼班（2015年度）.....	101

6.2.1	概要.....	101
6.2.2	新規600N級ハイブリッドロケットモータ開発.....	102
6.2.3	バルブシステム.....	103
6.2.4	バルブシステム点火試験.....	107
6.2.5	地上支援設備（GSE）.....	108
6.2.6	1年生教育.....	108
6.3	計測制御班（2015年度）.....	110
6.4	UNISONランチャ（2014年度）.....	110
6.5	TSRPランチャ（2014年度）.....	111
6.6	新UNISONランチャ（2015年度）.....	113
6.6.1	共有ランチャプロジェクト概要.....	113
6.6.2	新UNISONランチャ.....	114
6.7	TSRPランチャ（2015年度）.....	114
6.7.1	概要.....	114
6.7.2	改良点.....	115
6.7.3	第11回能代宇宙イベントでの運用.....	115
6.7.4	大樹町実験での運用.....	116
6.8	風向風速計.....	116
6.9	広報班（2014年度）.....	117
6.10	安全管理委員会（2014年度）.....	119
6.10.1	設立背景.....	119
6.10.2	安全講習.....	120
6.10.3	ヒヤリハット・事故情報の収集方法の検討.....	120
6.10.4	保護具管理.....	120
6.10.5	安全講習改善点.....	120
6.10.6	ヒヤリハット・事故情報の収集方法改善点.....	121
6.10.7	保護具管理改善点.....	121
6.11	安全管理委員会（2015年度）.....	121
6.11.1	安全講習・工作室講習.....	121
6.11.2	保護具管理.....	122
7.	会計報告.....	123
	謝辞.....	125

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。2015 年度現在は、約 60 人の学生が活動しており、3 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。

私たちの目指すロケットは高度 100 km に到達する学術利用のロケットである。近年では人工衛星を利用した通信サービスなどの宇宙利用が発達し、私たちの私生活でもなくてはならないものとなってきている。そして今でも新しい機能・サービスを展開するための人工衛星などが続々と開発されている中、それらを宇宙へ打ち上げるための輸送手段、あるいは機会というものが少ないというのが現状である。そこで私たちは宇宙輸送産業に学生が参入することによってそうした機会を増やすことに着目し、ロケット開発を進めてきた。そして私たちが創るロケットがこれからの日本だけでなく世界中の多くの人々に貢献できることを信じ、それができる日を 1 日でも早く迎えられるよう日々活動を続けている。

1.2 2015 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。2015 年度の組織体制について Fig. 1.2.1 に示す。

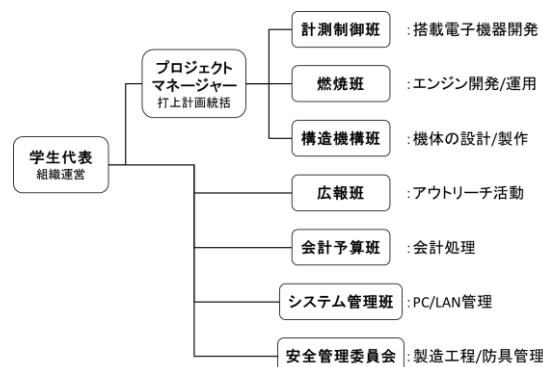


Fig. 1.2.1. 2015 年度組織体制

1.3 2014 年度打上計画概要

2014 年度には第 13 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）にて H-34 および H-35 を、冬季（独自ロケット打ち上げ）では H-36, H-37 および H-38 を打上げた。

H-34 は直前の H-33 で実証した 1 kN 級ハイブリッドロケットモータと H-28 で確立した海打ち技術を合わせて、2014 年度の TSRP が到達可能な最大高度を目指した機体である。秋田第 10 学 10 m ランチャによって打ち上げる予定だったが、現地でのリハーサルにてランチャレールに段差があり、ランチャラグが損傷する恐れがあるため ASSP ランチャでの打ち上げに変更するなどトラブルはあったが、ロケットは正常に飛翔し、パラシュートの開傘および海上回収に成功、完全な状態での機体回収に成功した。到達高度は 2403 m であり、2014 年度時点で日本の学生ロケット最大高度を記録した。



Fig. 1.3.1 H-34 ランチャ離脱後

H-35 は 2013 年度の第 12 期ハイブリッドロケットプロジェクトで打上げ、墜落した H-32 のリベンジ機体とも呼べる機体である。直径 150 mm クラスのオープンクラス CanSat を搭載することが目的とされた。設計のほとんどは H-32 を踏襲し、H-32 墜落の原因となった分離指令回路を H-33 で動作確認がされた回路へアップデートを行い、ロケットモータを従来の 300 N 級ハイブリッドロケットモータの性能を保有したまま運用性を向上させた新型 300 N 級ハイブリッドロケットモータに変更した。また、H-32 同様に開発は低学年生中心となっており、開発そのもの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 fabsat 1 号機が搭載された。



Fig. 1.3.2 H-35 ランチャ離脱後

H-36 は TSRP 初の酸化剤バルブシステムを搭載した機体である。従来のランチャシステム方式を廃し、バルブシステムによる酸化剤供給と点火を実証する目的で開発された。同時にこれまで有線接続だった地上支援設備 (Ground Support Equipment, GSE) の無線化を行い、それら全ての実証に成功した。これにより酸化剤タンクを除くロケットモータシステムが HyperTEK 系システムを脱却し独自開発となった。



Fig. 1.3.3 H-36 ランチャ離脱直後

H-37, H-38 はパラシュートの開傘衝撃を実測するために開発された。打上げ自体は H-37 から H-39 までの同一設計の 3 機を計画していたが、H-38 が分離指令回路の不具合で墜落したことおよび日程の都合で H-39 の打上げは中止された。開傘衝撃を測定するため、ロケットにロードセルを搭載し、直接開傘衝撃による荷重を測定した。



Fig. 1.3.4 H-37 ランチャ離脱後

1.4 2015 年度打上計画概要

2013 年度に策定した中期的開発計画を 2015 年 4 月時点での打上実績と要素技術開発状況を踏まえて修正した。

	2015		2016	
	夏	冬	夏	冬
打上		新型バルブシステム 直径180級機体	M型モータ	ロール制御 (フィードバック式)
メカ	ロール制御検討	ロール制御試験	ロール制御試験	ロール制御実証
開発	新型K型モータ M型モータ 燃料研究	新型K型モータ打ち上げ M型モータ地燃	M型モータ打ち上げ	
エレキ	1kHzロギング技術	1kHzロギング実証		

Fig. 1.4.1 2015 年 4 月時点策定開発計画

この開発計画では 2015 年度冬季の打上げ機体の大型化および大型ハイブリッドロケットモータの開発にリソースを優先的に割り振るために、2015 年度夏季の打上実験を行わないことが決定された。また、2016 年度夏季に M 型ハイブリッドロケットモータを用いて H-34 を超える高度を目指すことが組み込まれた。しかし、2015 年 9 月時点で HyperTEK 5500 cc タンクが製造中止となっていることが判明した。1 サイズ小さな 4600 cc タンクと M 型モータでの打上げでは H-34 とほぼ同等の到達高度となることが示唆され開発計画を見直すこととなった。

目標	2015		2016		2017
	夏	冬	夏	冬	夏
目標			音速機の打ち上げ		高度5km到達 (今後の発展性を重視/音速対応機)
打上		新バルブ 180機体	超音速機 テレメ ----- 陸打ちは未定	φ150 1L程度の自作タンク新規開発 歪みゲージ搭載 ----- 別機体での新規分離機構の実証 ダウンリンクを前提としたシステム	
メカ	ロール制御勉強	試験	2017年夏機体の初期検討(諸元決定 方法の検討)	2017年度夏用機体 基本設計完了	大型化に適した 回収機構の開発/ FRPに関する基礎研究
開発	燃焼	K型開発 M型 燃料研究	タンク自作/ 大型モータの開発	タンク自作/ 大型モータの開発/ 2017夏のタンクの基本設計完了 (~年明け前まで)	タンク自作/ 大型モータの開発
	エレキ	1kHzロギング 技術確立	打ち上げ	音速機の高度測定 技術の検討	データのダウンリンク システムの確立 (加速度・ジャイロ・気圧)/ 音速対応機の高度測定技術の確立

Fig. 1.4.2 2016年1月時点改定開発計画

2016年1月に改定された開発計画では、M型モータによる高々度打上げを予定していた2016年度夏季に高度を問わない超音速実験機が計画され、酸化剤タンクの独自化が燃焼班開発に盛り込まれた。この開発計画にしたがい、2015年度の第14期ハイブリッドロケットプロジェクトでは冬季(独自ロケット打ち上げ)に、新型酸化剤バルブシステムと今後の大型機体を見据えたφ180級機体構造の実証を目的としたH-40と、新型K型ハイブリッドロケットモータの飛翔実証を担うH-41を打ち上げた。

H-40ではH-36で実証されたバルブシステムから軽量化と省スペース化、点火用酸素供給配管の内蔵化、酸化剤供給アダプタの改良など多くの変更を加えた新型バルブシステムの飛翔実証を行った。同時にこれまで主として使用していたφ150級機体構造(TMRS150)では対応できない大型モータと、ロケットシステムの大型化にともなう複雑化に対応する機体構造としたφ180級機体構造の設計技術の確立をH-40は担った。

2. 打上計画 (H-34, H-35)

2.1 実験目的

東海大学学生ロケットプロジェクト (TSRP) は第 10 回能代宇宙イベントにおいて H-34 および H-35 の打上実験を行った。以下に実験目的を示す。

- ・ H-34 (ハイブリッドロケット 34 号機)
 - 現時点での可能な最高到達高度の達成
- ・ H-35 (ハイブリッドロケット 35 号機)
 - 今後の開発に必要な要素技術の実証実験
 - CanSat の放出実験

H-34 は 2014 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の開傘をおこない、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。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。

H-35 は 2014 年 8 月 16 日に打上げられ、頂点付近でパラシュートの開傘をおこない、CanSat の放出を行った。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。

2.2 実験概要

2.2.1 H-34

H-34 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打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 $\phi 150$ 規格である。機体の仕様については Table 2.2.1 および Fig. 2.2.1 を参照のこと。

Table 2.2.1 H-34 の機体概要

機体名称	H-34
機体全長	2330 mm
機体直径	154 mm
乾燥質量	13.38 kg
搭載ロケットモータ	THR-F210L改-Ex (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 ・ IMU ・ 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) ・ FullHDカメラ

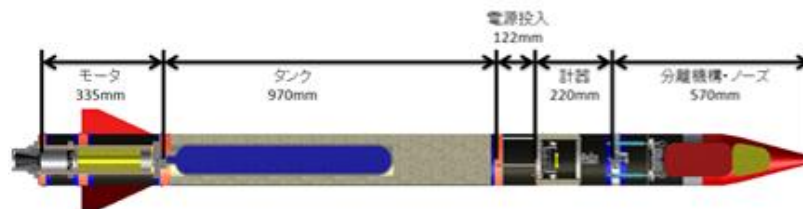


Fig. 2.2.1 H-34 概要図

機体主構造は GFRP 製のチューブとアルミ合金 (A2017-T4) 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。Fig. 2.2.2 と Fig. 2.2.3 に機体構造の概要を示す。



Fig. 2.2.2 GFRP チューブとアルミ合金カプラリング



Fig. 2.2.3 強化リングと薄肉チューブ

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 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、真ん中のランチラグはタンクモジュール下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。機体のランチラグ取り付け位置を Fig. 2.2.4 に示す。

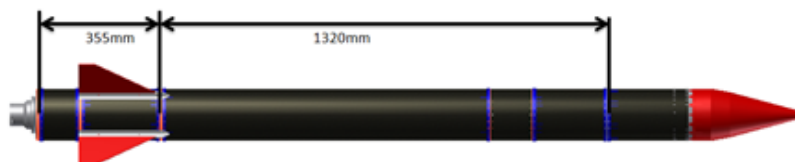


Fig. 2.2.4 ランチラグ取り付け位置

本機のフィンがアルミ合金 (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が 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 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。フィンの固定方法を Fig. 2.2.5 に示す。

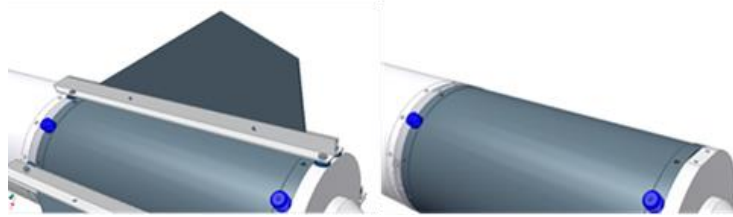


Fig. 2.2.5 フィンの固定方法

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12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Fig. 2.2.6に示す。

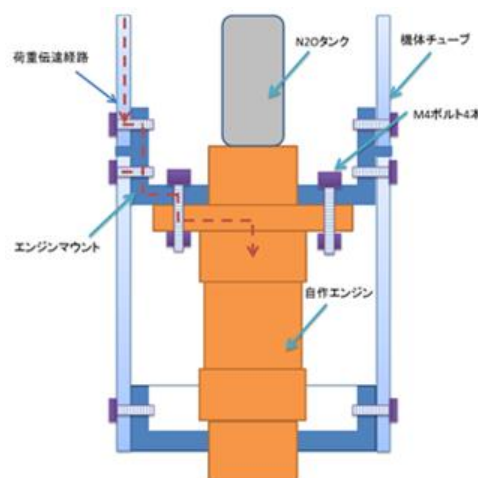


Fig. 2.2.6 ロケットモータ接続部概略図

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た。

2.2.2 H-35

H-35は下級生（主に現B2生）の教育プロジェクトの一環として製作された機体であり、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 $\phi 150$ 仕様の H-32 設計データをもとに行った．

Table 2.2.2 H-35 の機体概要

機体名称	H-35
機体全長	1950 mm
機体直径	154 mm
乾燥質量	9.8 kg
搭載ロケットモータ	THR-F303J-Ex (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 ・ テレメータ ・ IMU ・ 無火薬式分離機構 (不知火III) ・ パラシュート ・ オープンクラス CanSat (TSP開発品) ・ ダミーウェイト

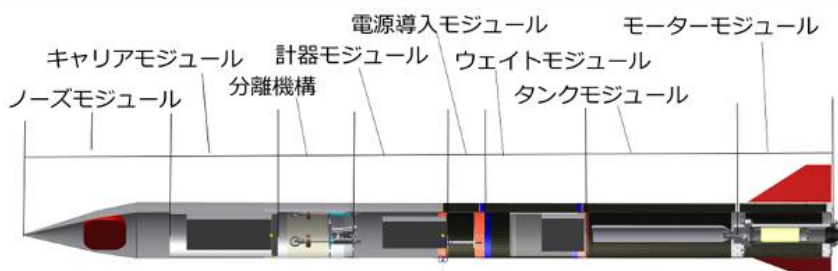


Fig. 2.2.7 H-35 機体概要図

8月16日に H-35 の打上実験を行なった．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．



Fig. 2.2.8 フェアリング分離, ペイロード放出の様子



Fig. 2.2.9 着地地点での機体



Fig. 2.2.9 フィンの破損

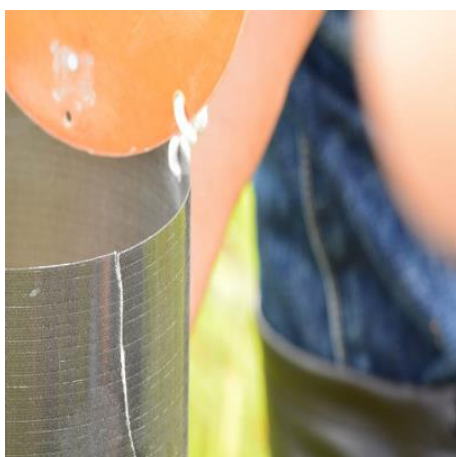


Fig. 2.2.10 キャリアの亀裂

落下中の機体はきりもみ状に落下した。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。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られる。

2.3 空力

2.3.1 H-34

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 0 m としている。

Table 2.3.1 空力計算の値 (H-34)

圧力中心	1.68 m
減衰モーメント係数	23.8
抗力係数	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 Fig. 2.3.1 に示す。

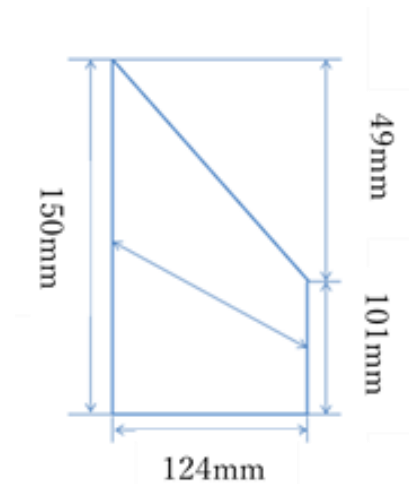


Fig. 2.3.1 フィン寸法 (H-34)

動画より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ことが確認された。

2.3.2 H-35

空力計算の手法は H-34 と同じである。

Table 2.3.2 空力計算の値 (H-35)

圧力中心	1.40 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

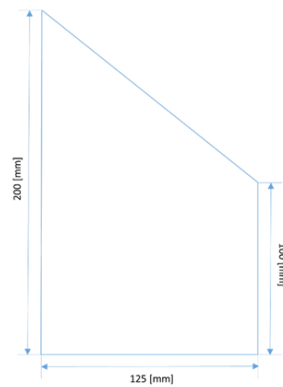


Fig. 2.3.2 フィン寸法 (H-35)

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。

2.4 分離機構（パラシュート放出機構）

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

2.4.1 不知火 III 設計変更

今季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。

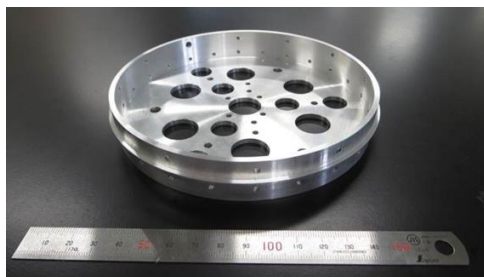


Fig. 2.4.1 新型不知火 III ベース

2.4.2 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 においてドローク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。

2.4.3 シアピン固定ナット

昨年度冬の打ち上げた H-33 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。

2.4.4 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。

2.4.5 H-34 ドロークシュート降下

H-34 は X+21 秒で 1 段目の分離、ドローク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とどまった。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。よって、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。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。

2.4.6 シーマーカ

H-34 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。



Fig. 2.4.2 シーマーカによる海面着色

2.4.7 CanSat 放出

H-35 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 TSP 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、そこからおよそ 2 秒程度の遅延を伴ってキャリアが放出されることとなる。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考慮する必要がある。

2.5 ハイブリッドロケットモータ

2.5.1 H-34

2014年度能代宇宙イベント海打ちにおいて当団体がフライト試験に供した自作ハイブリッドロケットモータ THR-E/F210L 改は TSRP 燃焼班が 2013 年度に独自開発したモデルであり、2013 年度末期に北海道大樹町において既にフライト試験が行われた実績がある。以下に本モータの外観図を示す。

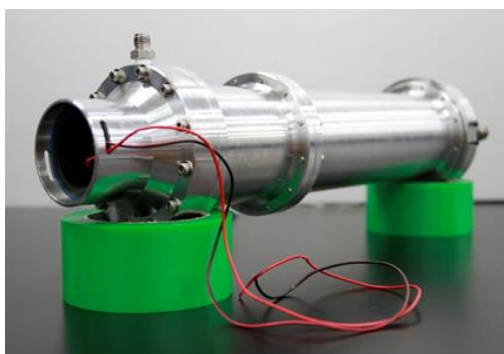


Fig. 2.5.1 THR-E/F210L 改外観図

本モータは酸化剤タンクに既製品である HyperTEK 製 L 型タンク 2 種 (1680cc, 2800cc) に加え、HyperTEK 製 M 型タンク 1 種 (3500cc) を用いることを想定して設計がなされている。昨年度末期に行われた北海道大樹町でのフライト試験では本モータを用いた初のフライト試験である事を理由に、使用可能とされている 3 つのタンクの中で一番小さいクラスのタンクである HyperTEK 1680cc タンクが用いられた。このフライト試験を成功裏に終えることが出来たため、本年度能代宇宙イベントにおける H-34 のフライトモータとして使用することを決定した。本年度能代宇宙イベントにおける H-34 のフライト試験用コンフィグレーションとしては昨年度末に行われたフライト試験用コンフィグレーションからアップグレードさせ、HyperTEK 3500cc タンクを用いたモデルを目標に開発を行った。この開発では使用するタンクの大型化に伴って生ずる燃焼時間の長秒時化に関する技術的検討が主に行われた。この検討は 2014 年 6 月より開始され 7 月上旬にすべての検討項目に関しての技術実証が完了した。この開発の結果を踏まえ、最終的なフライトコンフィグレーションを、HyperTEK 3500cc タンクを用いたコンフィグレーションと定め、フライト試験に臨むこととした。以下にフライトコンフィグレーションを示す。

Table 2.5.1 フライトコンフィギュレーション 140705 領収試験

型番	THR-F210L改-Extreme	-
タンクサイズ	3500	cc
推進剤	N2O/WAX	-
燃焼時間	5.69	s
作動時間	10.5	s
平均推力	911.4	N
全力積	5561	Ns
Isp	161.5	s

上記に示したフライトコンフィギュレーションのもとフライト試験を実施した結果、ロケットを安全に飛行させることが出来た。さらにロケットシステム全体での完全回収を達成した。回収されたロケットの各種センサによって記録された慣性センサによるデータを基にフライトモータの性能解析を実施した。以下にフライトモータの解析結果を示す。

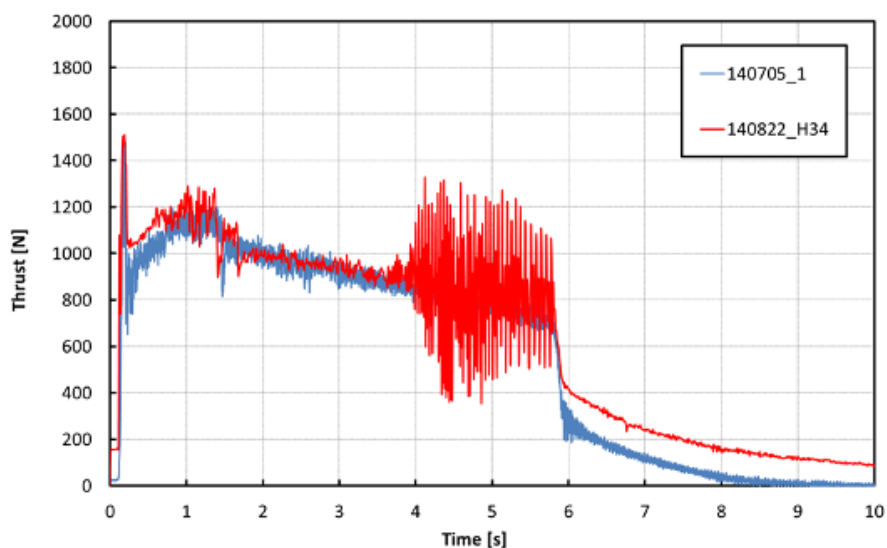


Fig. 2.5.2 フライト/地上燃焼試験推力時間履歴比較

Table 2.5.2 フライト/地上燃焼試験結果比較

項目	地上燃焼試験	フライト試験	単位
型番	THR-F210L改-Extreme	THR-F210L改-Extreme	-
タンクサイズ	3500	3500	cc
推進剤	N2O/WAX	N2O/WAX	-
燃焼時間	5.69	5.7	s
平均推力	911.4	962.4	N
全力積	5561	6130	Ns
Isp	161.5	176.9	s

解析結果より、地上燃焼試験及びフライト試験双方における推進性能の差が概ね $\pm 10\%$ 以内であることを確認した。地上燃焼試験と比較して燃焼時間は同一にもかかわらず全力積、平均推力、比推力といったすべてのパラメータが増加していることが確認された。また、推力時間履歴においてはフライト試験において燃焼終了 2 秒前より大きな燃焼不安定も確認されている。これらの事実から、フライト試験時においては地上燃焼試験時と比較して燃焼効率が上昇していた可能性が示唆される。大規模な燃焼振動の発生は、本モータの一連の開発中においては一切確認されていないものの、過去に開発した別のモータの開発中にしばしば確認されていた。その時に得られたデータより、このような大規模な燃焼振動の発生は酸化剤供給圧と燃焼圧との差圧が小さくなることが原因として考えられている。したがって、今回のフライト試験で発生した燃焼振動は酸化剤供給圧と燃焼圧の差圧が、地上燃焼試験時よりも小さくなったことが考えられる。酸化剤供給圧と燃焼圧の差圧が小さくなるモードは酸化剤供給圧が低下する場合と燃焼圧が増加する場合の 2 パターンが考えられる。酸化剤供給圧の低下によって差圧が小さくなったと仮定すると、酸化剤流量が低下するので推力は低下する。また全力積や比推力といったパラメータには影響を及ぼすことはない。ここで燃焼圧の増加によって差圧が小さくなったと仮定すると、酸化剤流量は低下するがノズルから排出される推進剤流量は増加するので推力は上がる。また燃焼圧の増加は全力積や比推力の増加に直接的に影響を及ぼす。故に、以上の仮定と解析結果とを比較した場合は、燃焼圧が増加したことによる燃焼振動の発生が妥当であると考察される。同一条件下における燃焼圧の増加を発生させる要素は燃焼効率の上昇以外に考えられない。しかしフライト試験において燃焼効率が上昇した要因については、現状把握できている実験事実からの特定は困難である。結論を述べると、フライト試験における各種推進性能の増加の原因は燃焼効率の上昇によるものであると、燃焼振動の発生などから考察された。ただし燃焼効率上昇のメカニズムに関する考察は、データ不足のため行えない。もし、より詳細な解析を目指す場合には、フライト試験において各種圧力をモニタリングできるようなモータシステムを検討することが必要であると考えられる。

THR-E/F210L 改の開発を実施した結果、地上試験及びフライト試験双方において 6 秒オーダの長秒時燃焼を達成した。また、同仕様のモータを用いたフライト試験を実施し、これを成功させた。以上を持って THR-E/F210L の詳細設計を完了した。また一連の開発における技術実証の結果、10 秒オーダの長秒時燃焼を達成できるモータを開発できる確証を得た。

2.5.2 H-35

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 THR-F303J-Ex である。本モータの酸化剤タンクは 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、各種性能と推力時間履歴を示す。

Table 2.5.3 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

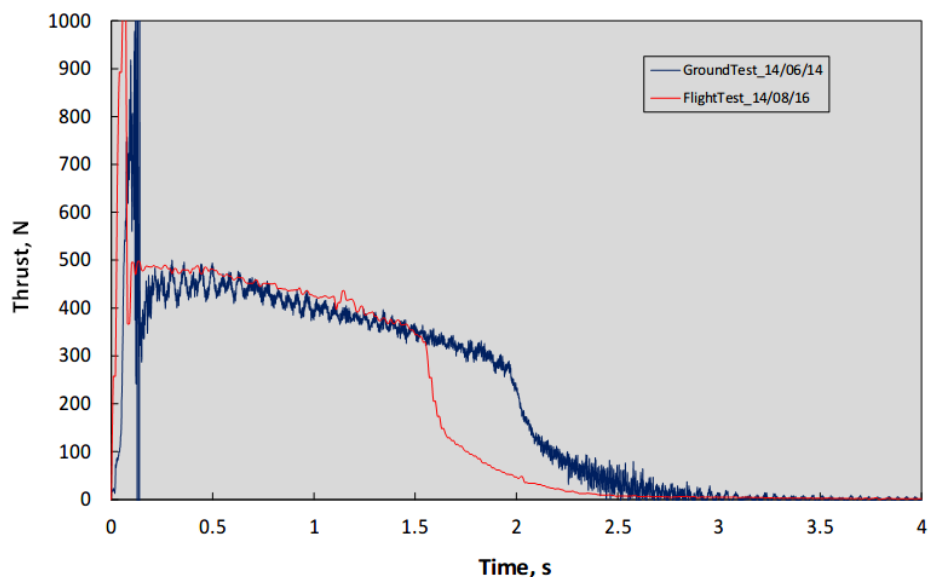


Fig. 2.5.3 推力時間履歴比較図

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 N₂O 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

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。

2.6 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・配線を示す。

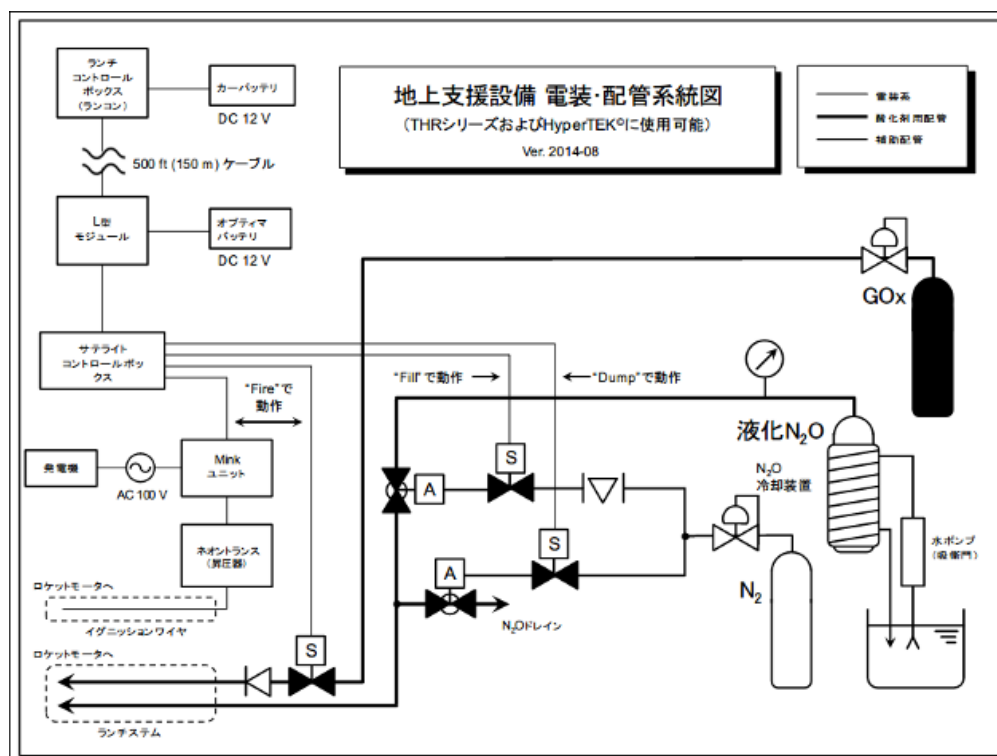


Fig. 2.6.1 GSE 配管・配線図

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

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N₂Oの30kg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N₂O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N₂O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。

2.7 搭載計器

2.7.1 H-34用共通計器（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-34の共通計器では、任意加速度以上（±3G相当）を0.1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200m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、水密ポットを閉鎖する指令を送信する。計測データはEEPROMに記録される。

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±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。

Table 2.7.1 H-34 計測諸元

加速度計測範囲	±16G
気圧計測範囲	65~105 kPa
温度計測範囲	-20~+50 °C
A/D	12 bit, 100 Hz
記録時間	約 215 秒

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 2403 m (気圧高度) に到達した. 1 段目パラシュート展開後は, 約 28 m/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 18 m/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.

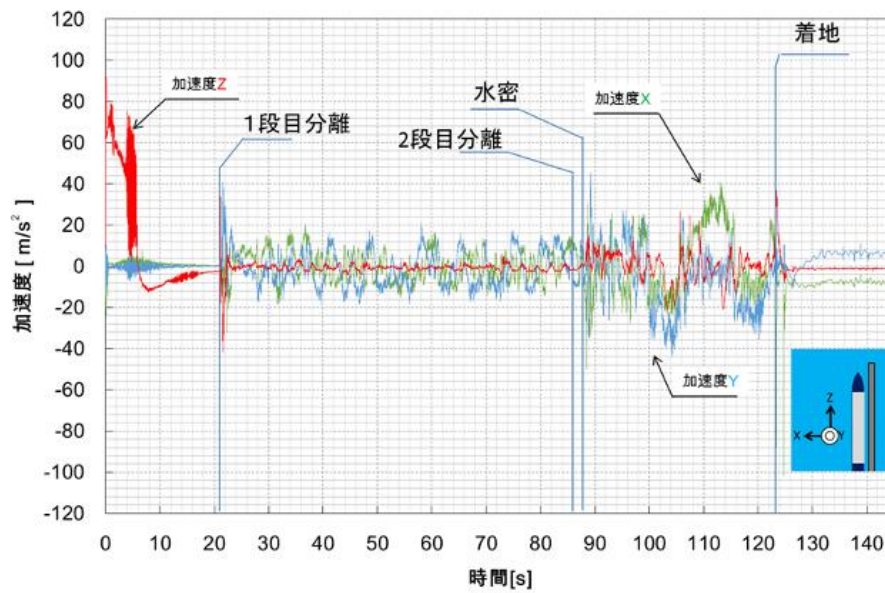


Fig. 2.7.1 加速度時間履歴 (X+0~X+140)

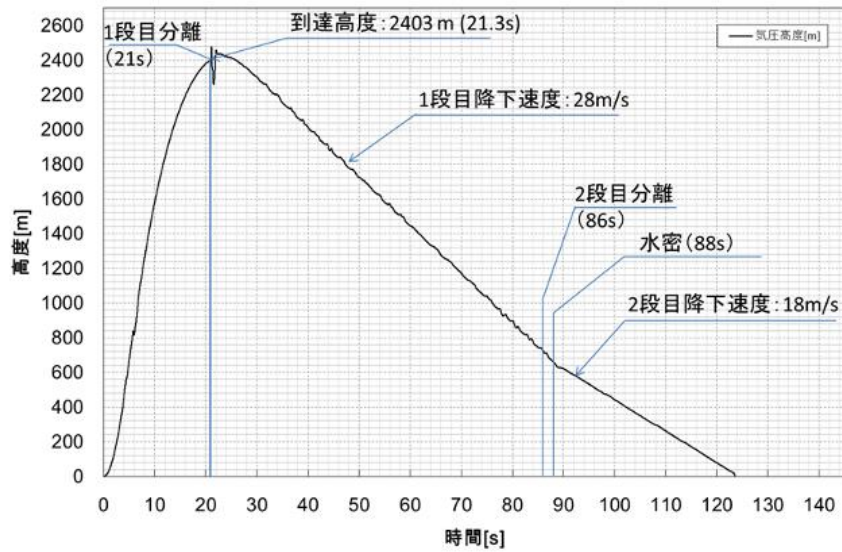


Fig. 2.7.2 気圧高度時間履歴 (X+0~X+140)

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。

2.7.2 H-34 用 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軸の地磁気データを取得し、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。

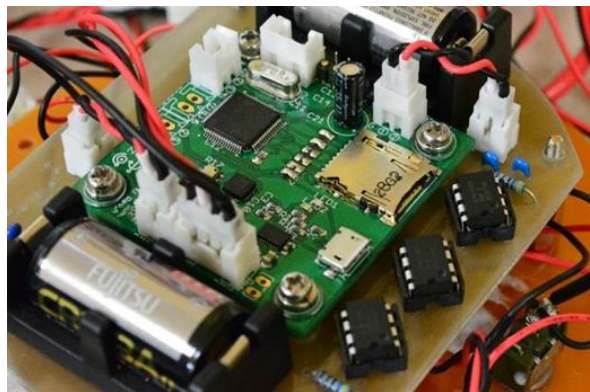


Fig. 2.7.3 IMU 外観

以下に 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±16G、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。

Table 2.7.2 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 °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。

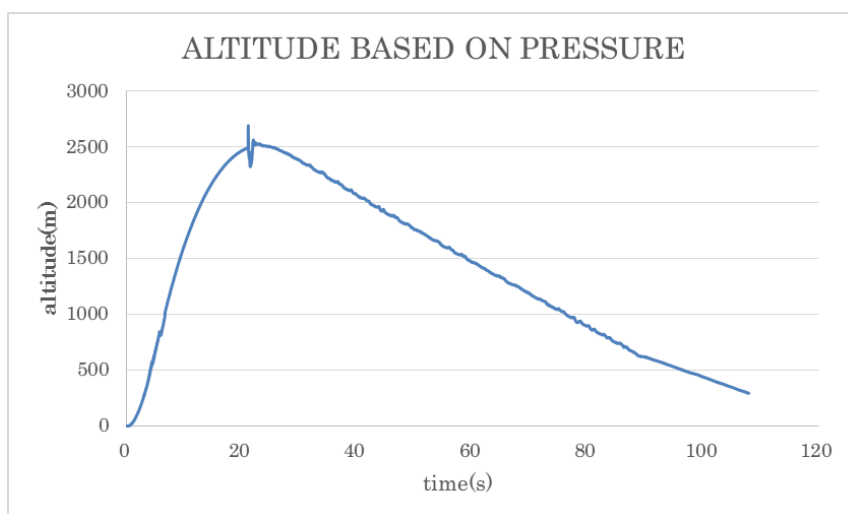


Fig. 2.7.4 H-34 の IMU 高度データ

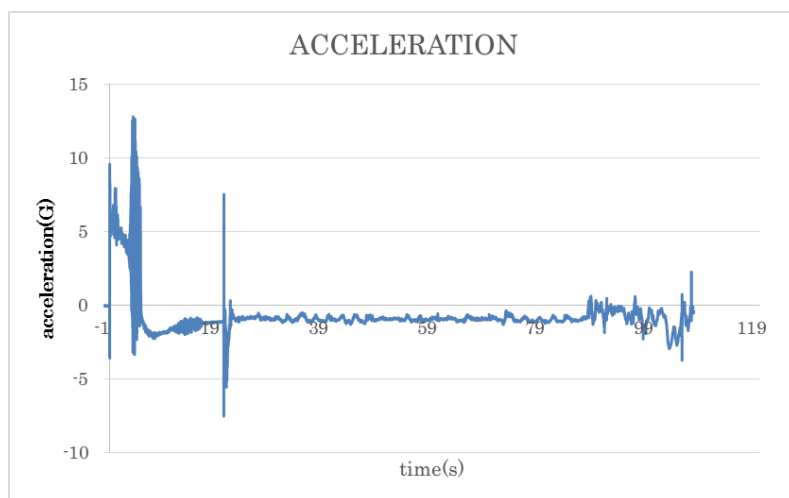


Fig. 2.7.5 H-34 の IMU 加速度データ (推進方向)

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。

2.7.3 H-35 用共通計器

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。

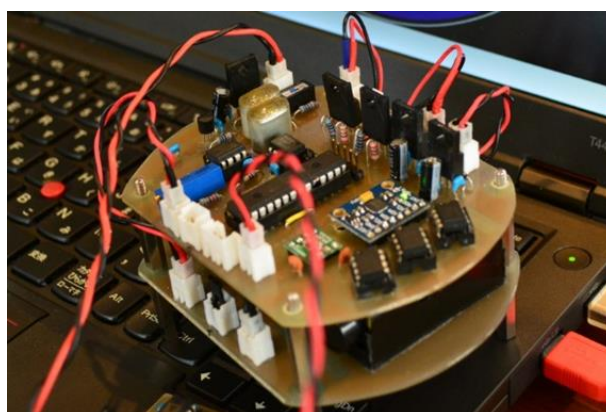


Fig. 2.7.6 計器写真

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

(MPXA6115A6U), 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.

Table 2.7.3 計器計測機能

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

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.

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. 当時, タイマーは min.を 7 秒, max.を 9 秒に設定した.

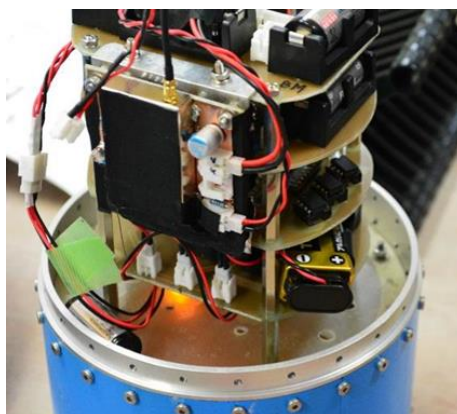


Fig. 2.7.7 フライト後破損状況

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 Fig. 2.7.8 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 Fig. 2.7.9 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.

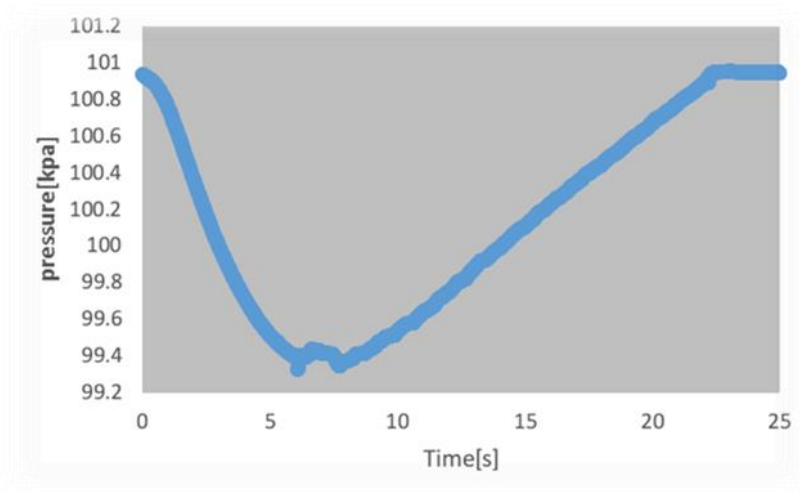


Fig. 2.7.8 機体周囲の気圧変化

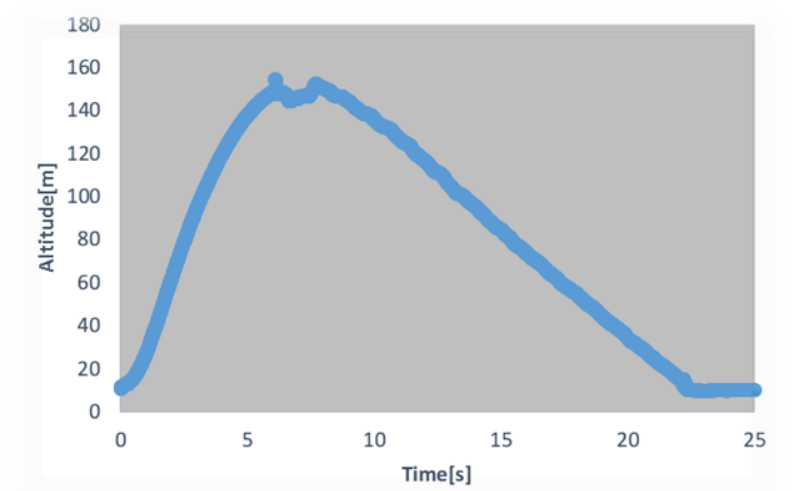


Fig. 2.7.9 気圧計測からの高度変化

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以下に記す。

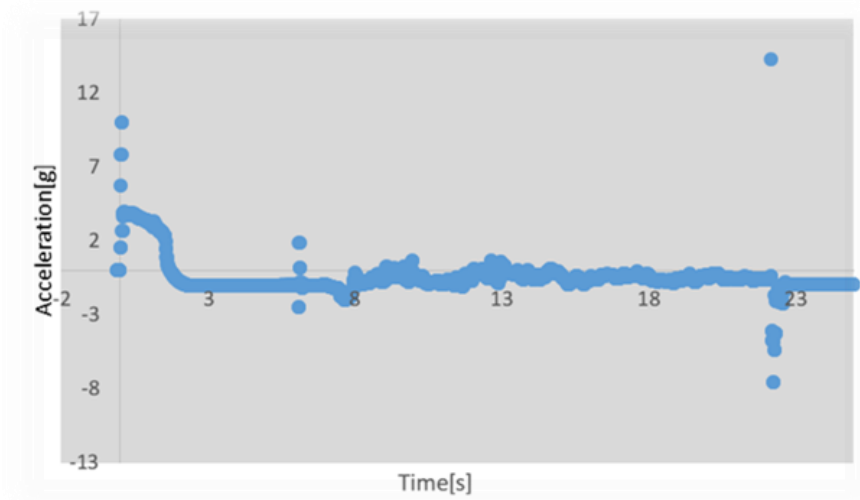


Fig. 2.7.10 Z 軸加速度変化

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うものに変換，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する．そのずれの変化を代入した座標変換行列 (Fig. 2.7.11) 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．

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

Fig. 2.7.11 座標変換行列

以上の手順で算出した高度の変化が Fig. 2.7.12 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．

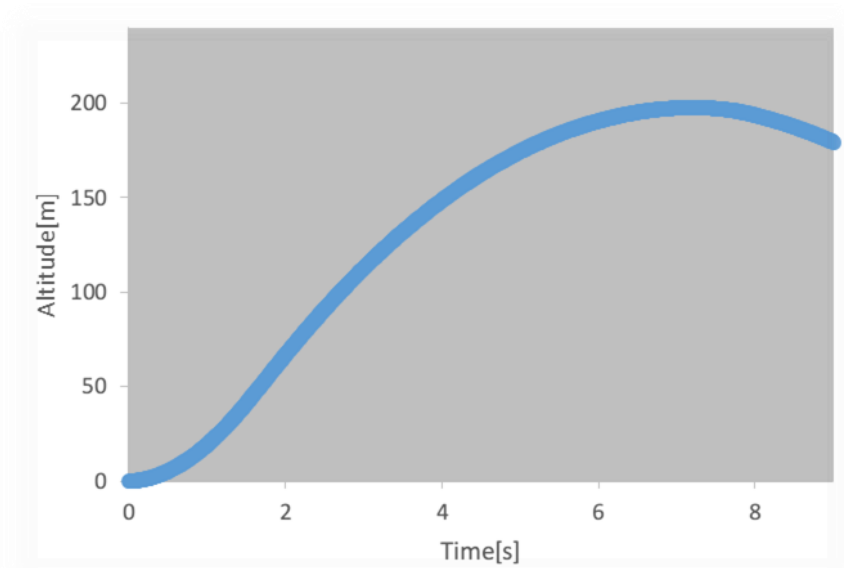


Fig. 2.7.12 加速度・角速度から見る高度変化

2.7.4 H-35 用 IMU

H-35 に搭載された IMU は H-34 のものと同様である。

H-35 の IMU の飛行実験の結果、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、飛行中のデータを取得、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行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、飛行中のデータも正常に取得できたことを確認した。

2.8 飛行経路計算

2.8.1 H-34

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。ロケットの弾道落下時の落下予想範囲を以下に示す。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。

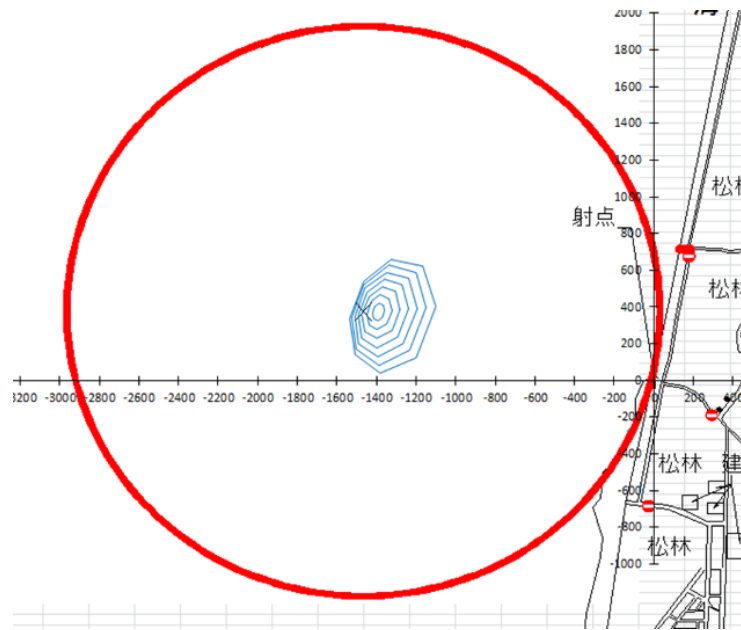


Fig. 2.8.1 ロケット弾道落下範囲

打ち上げ方位 165° 打ち上げ仰角 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以下に示す。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。

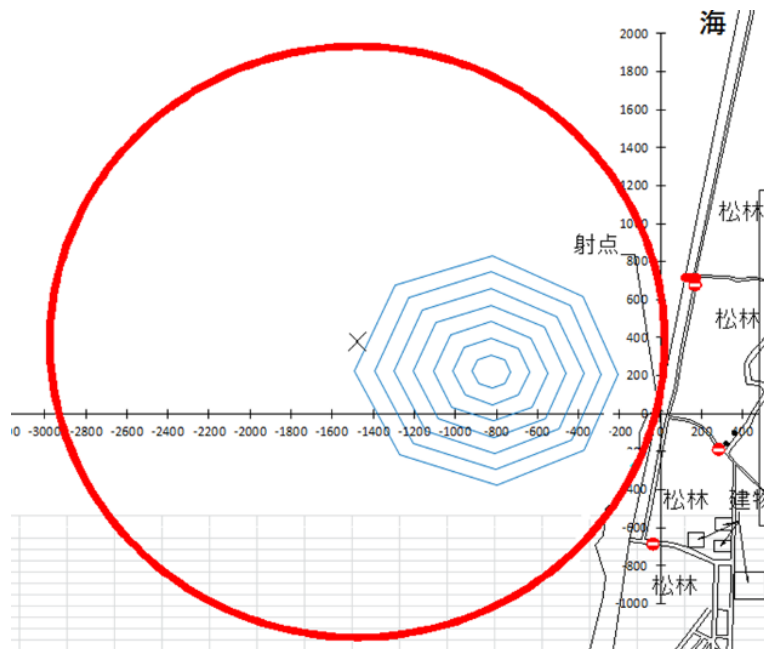


Fig. 2.8.2 ロケットパラシュート落下範囲

打ち上げ方位 165° 打ち上げ仰角 78° 風速 0~7 m/s

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° 2.5 m/sで、打ち上げ15分後の時点での風向風速は東南東200° 3.5 m/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潮流により信頼性に欠けるため、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以下に示す。ロケット回収地点はランチャより方位約150°、約653 mの地点である。

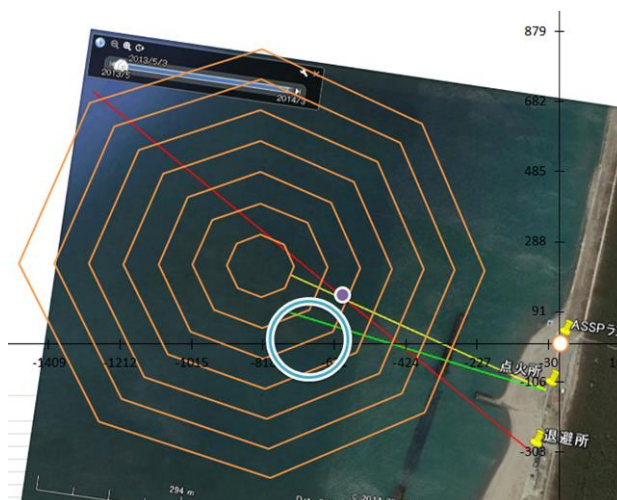


Fig. 2.8.3 ロケット落下位置

ロケット発見位置：ランチャより方位150°距離653 m

減速落下範囲における計算値と実測値の誤差について考察する。上図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50 m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撮影角から割り出した際の誤差が発生したと考えられる。カメラの撮影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。

2.8.2 H-35

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1~7 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に示す。

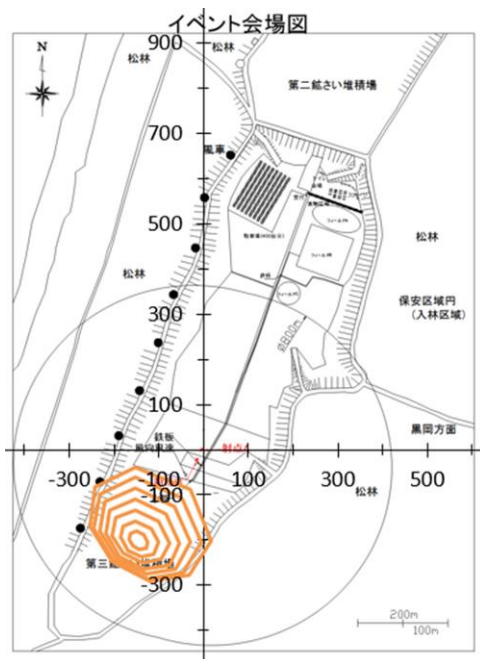


Fig. 2.8.4 ロケット弾道落下時落下分散予想

ロケットのパラシュート開傘時落下分散予想を以下に示す。

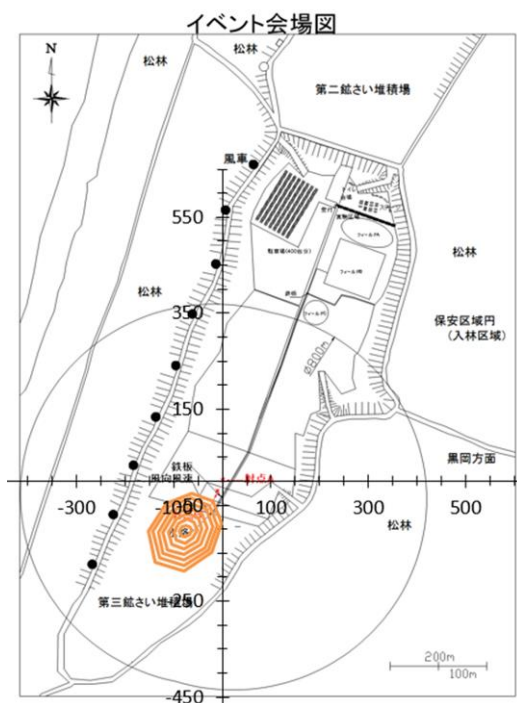


Fig. 2.8.5 ロケットのパラシュート開傘時落下分散予想

ペイロード（缶サット）のパラシュート開傘時の落下分散予想を以下に示す。

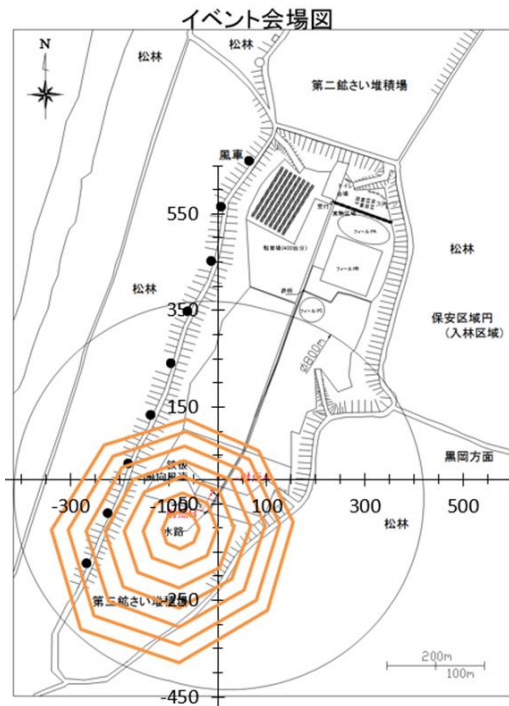


Fig. 2.8.6 ペイロードの開傘時落下分散予想

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。



Fig. 2.8.7 機体とペイロードの回収座標

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 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. 打上計画 (H-36, H-37/38/39)

3.1 実験目的

2015年3月に北海道大樹町での打上実験を行った。製作した機体は2機あり、内1機は実験の関係上、3回の再利用を行なう予定であった。以下に実験目的を示す。

- ・H-36 (ハイブリッドロケット 36号機)
 - 大型エンジン開発に向けたバルブシステムの実証実験
- ・H-37/38/39 (ハイブリッドロケット 37/38/39号機)
 - パラシュート開傘時の衝撃値 (オープニングショック) の測定
 - 機体の再利用性の確認

2015年3月4日～14日にかけて、大樹町に滞在し打上実験及び準備を行った。3月7日にH-37、3月8日にH-38、3月12日にH-36の打上実験を実施した。H-36及びH-37については正常に飛翔・パラシュートの開傘を経て通常回収を行うことが出来たが、H-38については分離回路が動作せず、弾道飛行となり機体は大破した。日程の関係上H-39の実験は行わなかったがオープニングショック解明に関するデータの取得にはH-37で成功した。

3.2 機体概要

3.2.1 H-36

H-36はTSRPで新規開発を行っているバルブシステムの実証実験のために開発された。仕様および概要を以下に示す。

Table 3.2.1 H-36 諸元

機体名称	H-36
機体全長	1751 mm
機体直径	154 mm
乾燥質量	9.56 kg
搭載ロケットモータ	THR-F303J-Ex (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	バルブシステム 共通計器 テレメータ 無火薬式分離機構 (不知火 III) パラシュート

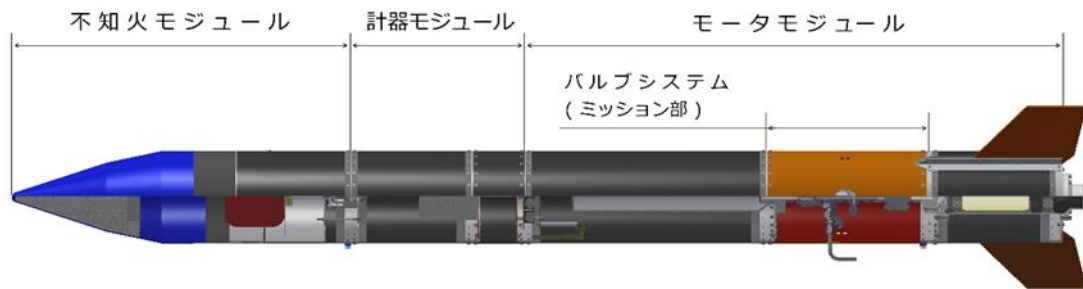


Fig. 3.2.1 H-36 概要図

機体構造は TSRP が過去に開発したものを踏襲しており，両端に GFRP 製の強化リングを接着した GFRP 製の薄肉チューブとジュラルミン(A2017-T4)製のカプラリングから構成されている．主構造である GFRP チューブは搭載機器ごとに分割されており，運用性や再利用性が高い構造様式である．H-36 では可能な限り機体セクション全体の生産作業を削減するため，H-35 及び H-28 の打上げで使用したチューブを再利用した．新造したチューブはタンクチューブ，及びバルブチューブのみである．

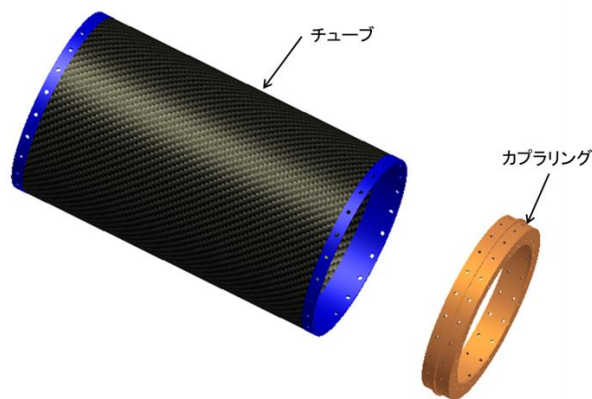


Fig. 3.2.2 チューブとカプラ

バルブモジュールは本機の主目的であるバルブシステムを搭載するモジュールである．バルブシステムに関する詳細な報告は燃焼班の報告書を参考されたい．バルブモジュールはモータと酸化剤タンクの上に配置され，バルブシステム内部配管，バルブチューブ，タンクプレートから構成される．バルブチューブは酸化剤供給管や緊急用 DUMP 弁操作つまみ等を機外に出す為の穴を開孔させる必要があり，チューブ全体を 1 本の厚肉チューブで製造した．



Fig. 3.2.3 バルブモジュール全景

タンクプレートは酸化剤タンク及び充填時の酸化剤質量を支える為のプレートである。本モジュールは内部配管とバルブチューブとで不静定構造になっており、タンクプレートは万が一、モータの全推力が作用しても破壊しないよう設計を行った。本機はバルブシステムの技術実証が主であったため可能な限り安全側に設計を行ったが、実際には内部配管とバルブチューブとの交差の影響でタンクプレートに全推力が作用する可能性は低いと考えられる。

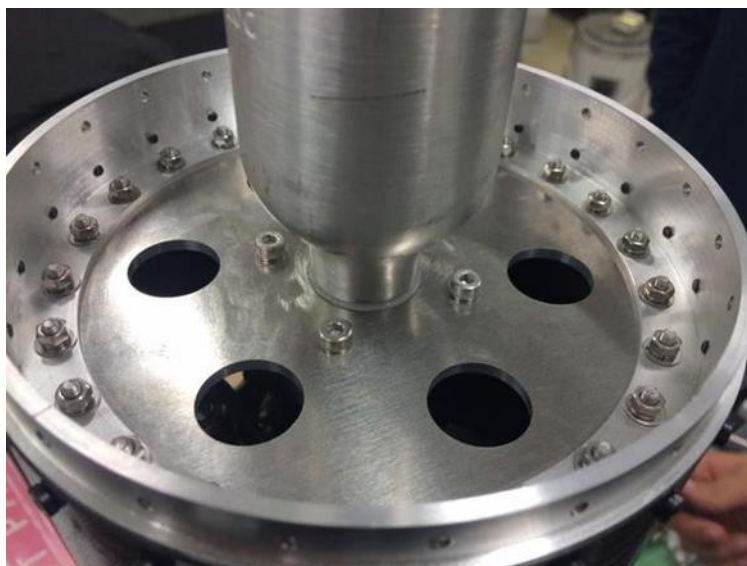


Fig. 3.2.4 タンクプレート

H-36 は正常な飛行及びパラシュートの開傘に成功し、主目的であるバルブシステムによる飛行実証を達成することが出来た。パラシュート開傘後、機体は正常に減速し着地したが、回収時にタンクチューブに大きな破損が見られた。記録写真よりオープニングショックによる破壊ではなく着地衝撃によるものと確認されている。着地点が硬い雪であったこと、機体質量が比較的

重かったこと，着地直前に風に煽られ姿勢が乱れて着地したことが原因と考えられる。



Fig. 3.2.5 着地地点



Fig. 3.2.6 破損したタンクチューブ

3.2.2 H-37/38/39

H-37/38/39はオープニングショックの測定のために開発された。オープニングショックの解析に必要な対気速度を測定するためにノーズコーン先端にピトー管が搭載され，データ点数の確保のため同一の機体を3度打ち上げる予定だった。機体設計はピトー管搭載部を除いて過去の設計を踏襲している。以下に諸元を示す。

Table 3.2.2 H-37/H-38/H-39 諸元

名称	H-37 H-38 H-39
機体全長	1543 mm (ピトー管含む)
機体直径	154 mm
乾燥質量	7.3 kg
搭載ロケットモータ	THR-F303J
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	ロードセル オープニングショック測定用計器 共通計器 IMU ピトー管 無火薬式分離機構 (不知火 III)

H-37 は正常に飛行，パラシュートを開傘，着地しオープニングショックの測定に成功した。H-38 は分離回路の不具合により弾道落下した。H-38 の弾道落下によって機体の大部分が大破したものの，ロードセルやオープニングショック計測用計器，ピトー管などミッション搭載物を含むコンポーネントの再利用および予備物品の使用によって H-39 の打上げは可能だった。しかし，打上げ可能ウインドウを含む日程の都合と H-38 弾道落下の原因が特定できなかったため H-39 の打上げは中止された。

3.3 空力

3.3.1 H-36

今回行った理論上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の基づいて行った。また，圧力中心の計算に用いた重心位置，機体質量，機体全長は実測値を用いた。以下に得られた空力計算値を示す。

Table 3.3.1 H-36 空力計算値

記号	名称	変数	単位
l_{CP}	圧力中心	1.332	m
C_{lp}	減衰モーメント係数	0.00	-
C_{mq}	減衰モーメント係数	-1.74	-
C_D	抗力係数	0.51	-
$C_{N\alpha}$	法線力係数	8.77	-
p	フィン取り付け角度	0	deg

H-36 はバルブシステムの搭載，またその重量に対して機体全長が短いことも相まって空力安定性の確保が難しかった為，後退翼を採用するに至った．後退翼にした場合でも軸方向にある程度拡張が必要であり振動現象の原因になる恐れがあった他，工作精度上軸方向にピーキーな設計となってしまった．主観ではあるがバルブシステム搭載機の全長の下限は本機体であることが設計，製作の場に置いて望ましいと思われる．

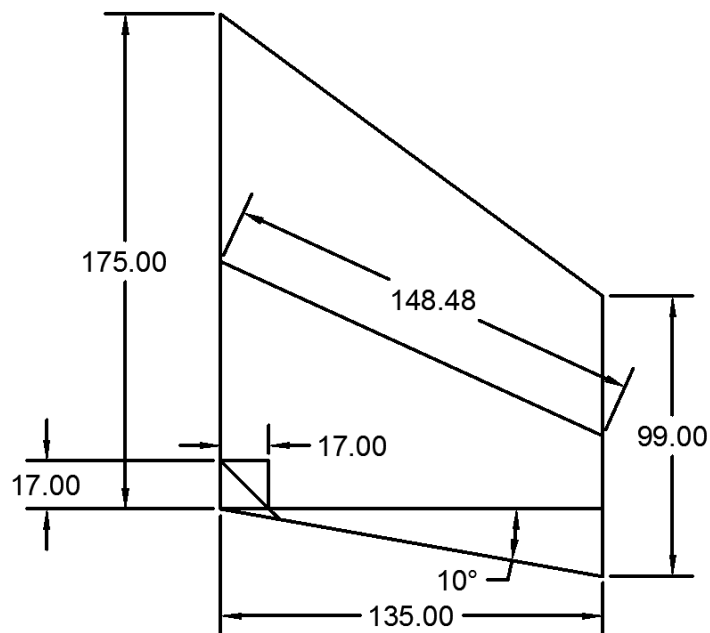


Fig. 3.3.1 H-36 フィン寸法

3.3.2 H-37/38/39

計算手法はH-36と同様である．計算によって空力計算値とフィン寸法を以下に示す．

Table 3.3.2 H-37/38/39 空力計算値

記号	名称	変数	単位
l_{CP}	圧力中心	1.109	m
C_{ip}	減衰モーメント係数	0.00	-
C_{mq}	減衰モーメント係数	-1.27	-
C_D	抗力係数	0.51	-
$C_{N\alpha}$	法線力係数	8.92	-
p	フィン取り付け角度	0	deg

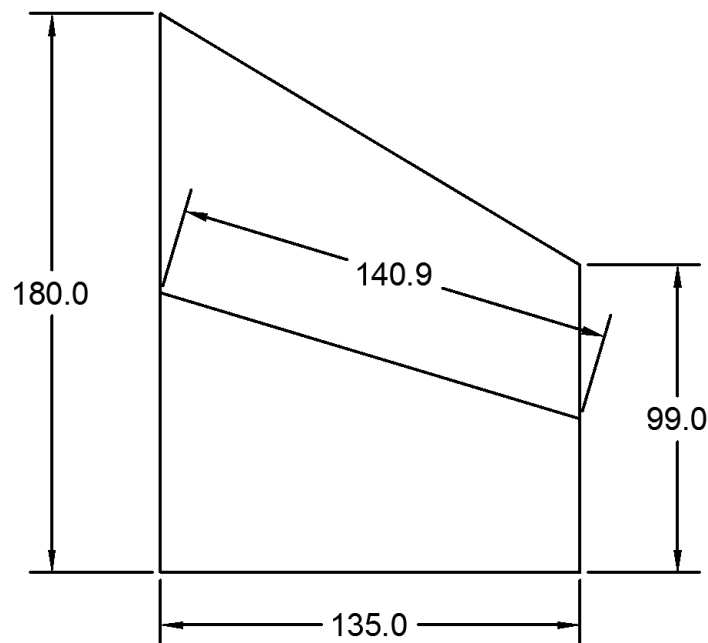


Fig. 3.3.2 H-37/38/39 フィン寸法

3.4 分離機構（パラシュート放出機構）

3.4.1 オープニングショック測定ミッション概要

TSRP 構造機構班分離/回収セクションではオープニングショックに関する研究を行っており、本ミッションはこの研究の一環である。

パラシュートは開傘時に大きな加速度が生じ、機体にはこれに由来する衝撃力がかかる。これをオープニングショックと呼ぶ。本ミッションではこのオープニングショックを実測した。

オープニングショックの実測はパラシュート/機体間のラインにロードセルを組み込むことで行った。この時の結線図を Fig. 3.4.1 に示す。使用したロードセルは東洋測器社の引張圧縮両用

ロードセル TCLB-500L である。ロードセル出力のロギングには自作高速サンプリングロガーを用いた。事前の風洞装置での開傘実験によってサンプリングの検証を行った結果、1 kHz でのサンプリングでオープニングショックの測定が可能だと判断し、1 kHz でのサンプリングに対応した増幅回路を用いた回路を搭載した。

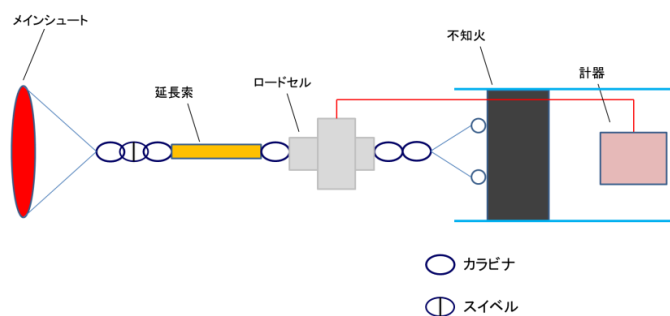


Fig. 3.4.1 結線図

オープニングショックは流体力学における抗力の式により見積もられることが考えられる。よって変数として開傘時の対気速度が含まれる。そこで本ミッションではピトー管を搭載することによって対気速度を実測した。今回搭載したピトー管を Fig. 3.4.2 に示す。今回ピトー管はノーズコーン先端に搭載したため、分離直前までの対気速度しか測定することができない。しかし、必要とされるデータは開傘直前の対気速度である。そこで今回は、分離から開傘までの速度変化は微小であると仮定することとした。

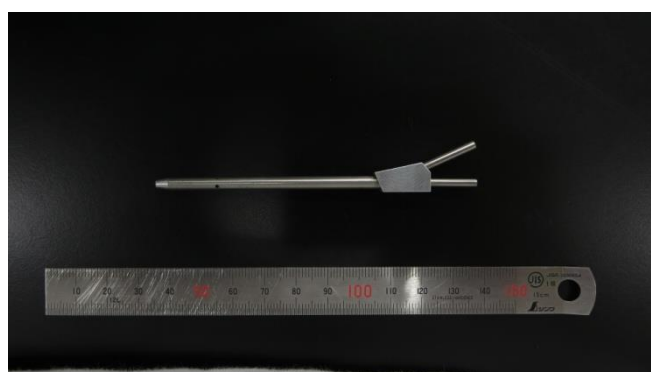


Fig. 3.4.2 ピトー管

TSRP ではロケットを回収するために飛翔頂点でパラシュートを開傘している。パラシュート開傘時にはオープニングショックが機体へと伝わる。このショックによって機体が破損することが懸念されている。実際に TSPR の過去の打上げにおいてオープニングショックによって機体が大破した例が確認されている。さらに今後の機体の大型化によってオープニングショックが大きくなることも予想されている。しかし、現状ではオープニングショックを定量的に評価す

ることはできていない。これに対し構体設計では過剰と思われる安全率を確保することでオープニングショック対策としている。これは構造重量の増加につながっている。またオープニングショックが不明確なままでは機体がいつ壊れるか不明確なままであり、非常に危険である。

これらを解決するため、昨年度より TSRP 分離/回収セクションでは研究と題したオープニングショックに関する調査を行っている。現状の成果としてオープニングショックは対気速度の2乗に比例することがわかっている。

3.5 ハイブリッドロケットモータ (THR-F303J)

3.5.1 概要

THR-F303J は燃焼班が 2013 年度に開発した N₂O/WAX ハイブリッドロケットモータである。本モータは J 型に相当するモデルであり、推進性能は平均推力 300 N となるように設計されている。酸化剤タンクには HyperTEK 純正の 440 cc タンクの使用を前提としており、タンクへの酸化剤供給方式は従来の HyperTEK ランチシステム方式を前提としているが、モータコンポーネントを交換することでバルブシステムによる酸化剤の供給も可能となる。以下に THR-F303J の外観図を示す。

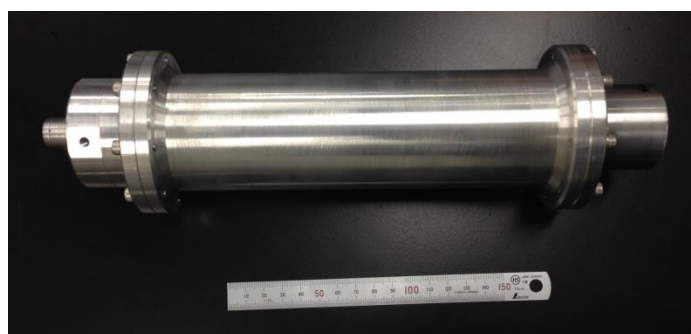


Fig. 3.5.1 THR-F303J モータ外観図

今年度の冬期プロジェクトでは打上機数が多いため、モータを追加生産し、J 型モータを 2 本体制で運用した。また、内部コンポーネントは運用性向上のためにインジェクタからノズルまでを 1 コンポーネントとして 4 本分用意し、現地では内部コンポーネントの換装作業のみを行うようにした。ここではモータの運用体制とハイブリッドロケットモータの打ち上げ結果について報告する。

3.5.2 仕様および結果

冬期プロジェクトのミッションは 2 つあり、1 つはバルブシステムでのフライト実証試験、もう 1 つは Opening Shock (OPS) 計測用の機体を打ち上げることである。バルブシステムのフライト実証試験は機体重量が重いため平均推力を向上する Extreme-model でのチューニングを

行った。また、OPSは高度に対する要求は無く、対気速度を25 m/s～35 m/s内に収めるという要求であるためMain Stream-modelでのチューニングを行った。

バルブシステムを搭載した機体(H-36)に使用したモータは、平均推力を400 Nに向上させたチューニングを行ったTHR-F303J-Exである。THR-F303J-Exの地上燃焼試験とフライト試験の結果について述べる。大樹町での打ち上げは気温が低いためN₂Oの蒸気圧が上がらず平均推力が30 N程度低下することが経験的にわかっている。しかし、N₂Oポンペを加熱し、ポンペ内圧力を5.5 MPaまで引き上げることでより低気温でも平均推力400 Nを達成することが可能となった。以下に地上燃焼試験とフライト試験の推力時間履歴と各種性能を示す。

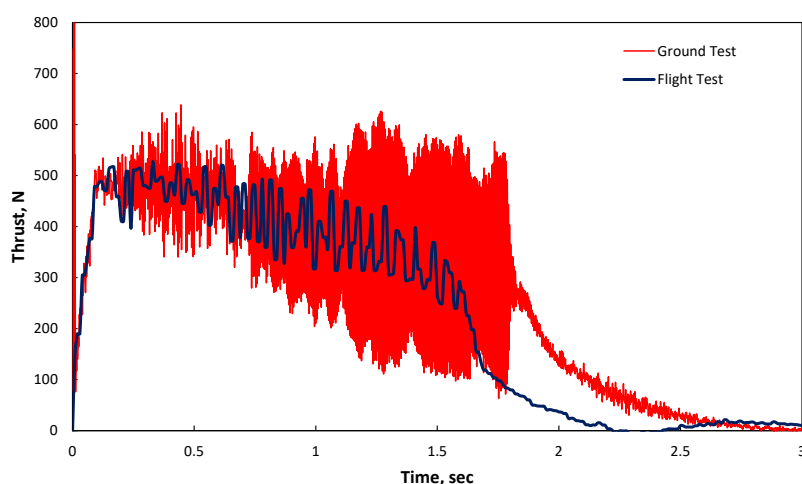


Fig. 3.5.2 H-36 推力時間履歴

Table. 3.5.1 地上燃焼試験とフライト試験の性能比較

項目	地上燃焼試験	フライト試験	単位
燃焼時間	1.72	1.62	s
平均推力	402.0	398.1	N
全力積	776.8	685.3	Ns

フライト試験の解析に使用した計器は共通計器に搭載してある加速度計とジャイロ計より抽出されたデータを使用している。推力時間履歴について、フライト試験では地上燃焼試験と同様に燃焼開始から燃焼終了まで振動している。振動の発生要因は酸化剤供給圧と燃焼室圧力の差圧が小さいことが可能性として挙げられる。全体的に飛翔中の異常や、異常な内部コンポーネントの侵食など見られなかったため、モータシステム視点では正常に動作したものとして大型モータへの搭載を前向きに検討している。

続いてOPS計測用の機体(H-37/38/39)に搭載したモータは平均推力300 NのMainStream仕様としてチューニングされたTHR-F303Jである。フライト試験の結果を次に示す。解析に使用したデータは共通計器に搭載されている加速度計とピトー管に搭載されている加速度計のデ

ータである。これらのデータはジャイロも考慮されている。

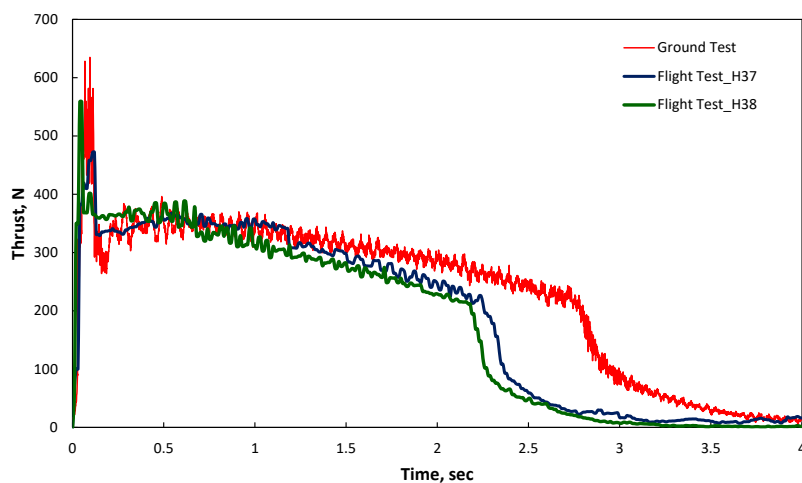


Fig. 3.5.3 H-37/38 推力時間履歴 (共通計器)

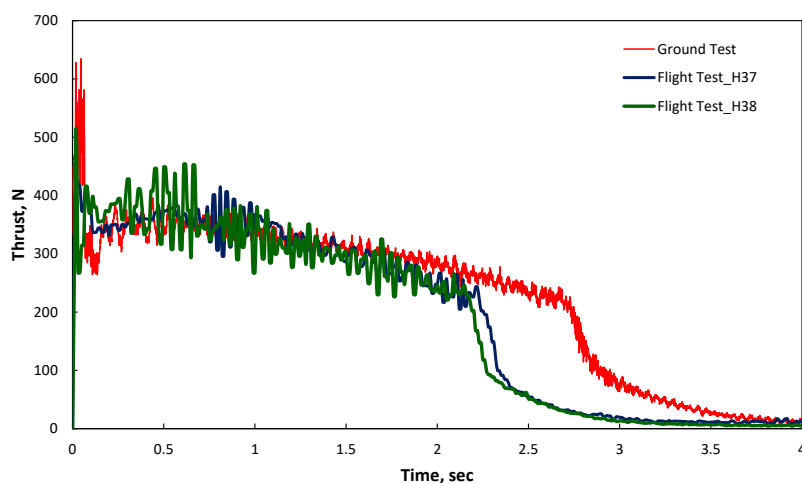


Fig. 3.5.4 H-37/38 推力時間履歴 (ピトー管)

Table. 3.5.2 地上燃焼試験とフライト試験の性能比較 (共通計器)

項目	地上燃焼試験	フライト試験(H37)	フライト試験(H38)	単位
燃焼時間	2.76	2.25	2.18	s
平均推力	308.6	311.5	305.4	N
全力積	915.3	747.3	706.1	Ns

Table. 3.5.3 地上燃焼試験とフライト試験の性能比較（ピトー管）

項目	地上燃焼試験	フライト試験(H37)	フライト試験(H38)	単位
燃焼時間	2.76	2.27	2.18	s
平均推力	308.6	316.6	317.7	N
全力積	915.3	760.9	739.8	Ns

性能としては地上燃焼試験と同程度の推力が出ているが、全力積は約 20 %減少している。全力積の現象に関しては燃料消費量が少なかったからである。この原因は外気温の低下により燃料の初期温度が低く、熱運動エネルギーが小さかったからである。結果的に燃焼効率が地上燃焼試験よりも低くなり、全力積も伸びなかったと考察する。また、共通計器とピトー管の加速度データは、両者共にジャイロ補正をすると、性能やパフォーマンスにはあまり差異が見られない。ピトー管に表れている周期的な振動は燃焼振動ではなく、加速度計の搭載位置（ノーズコーン）による振動を拾っている可能性が高いと推測する。

次に構造についてであるが、弾道落下した H-38 に搭載したモータの破損状況について報告する。破損が確認された箇所は酸化剤タンクとタンクアダプタの箇所である。酸化剤タンクは上部に小さな凹み傷があり、落下したときの衝撃によりタンクアダプタが曲がった。これ以外に異常は見られなかったため H-37/38 のフライト試験ではモータは正常に動作したものと判断する。

3.6 バルブシステム

3.6.1 概要

現在、TSRP 燃焼班では、酸化剤供給システムとして、HyperTEK と同じくランチシステム方式を採用している。ランチシステムを使用した場合、モータ着火時にランチシステムの居座りによって、燃焼室内圧が高まり、モータシステムが破裂する可能性がある。当 TSRP でも、過去にランチシステムの居座りが原因の一つと考えられる破裂事故が発生している。また、ランチシステムを使用することにより、モータの設計に制約が出てしまうという短所もある。安全性、及び設計の自由度を高めるといった観点から、今後開発される大型モータにランチシステム方式を用いるのは最適ではなく、早急に次世代酸化剤供給システムの開発が必要であり、機体内部にバルブを搭載した酸化剤供給システム「バルブシステム」を開発するに至った。バルブシステムは 2012 年度より、本格的な開発を開始し、2013 年度終わりに地上燃焼試験を開始、2014 年度に地上燃焼試験に成功、そして、2014 年度冬期打上にて H-36 に搭載され、フライト実証試験を行った。

3.6.2 システム構成と開発体制

バルブシステムは機体に搭載される「機体内部配管」、地上から酸化剤を機体内に供給するための「地上付帯設備」、機体内に搭載され、点火所からの指令によってバルブを動作させる「バルブ制御回路」、そしてランチコントローラ及びサテライトコントローラ間を無線化した「無線 GSE」からなる。無線 GSE はバルブ制御のため GSE を一部無線化する必要があることから、今

年度よりバルブシステムに組み込まれ開発が行われた。Fig. 3.6.1 にバルブシステムの構成を示す、また、今年度のバルブシステムの開発は、Fig. 3.6.2 のような体制で行われた。機体内部配管及び付帯設備は、燃焼班内で開発され、制御回路及び無線 GSE といった電装品は計測制御班へ開発及び製造を委託するという形で行われた。電装系開発にかかる予算は燃焼班名義で確保し、仕様と予算を計測制御班へ発注し開発を行うという方法を取った。

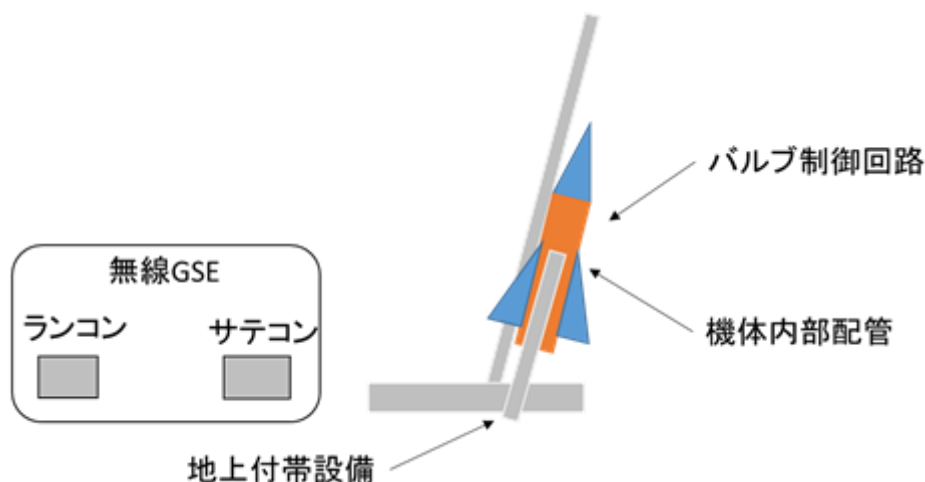


Fig. 3.6.1 バルブシステムの構成

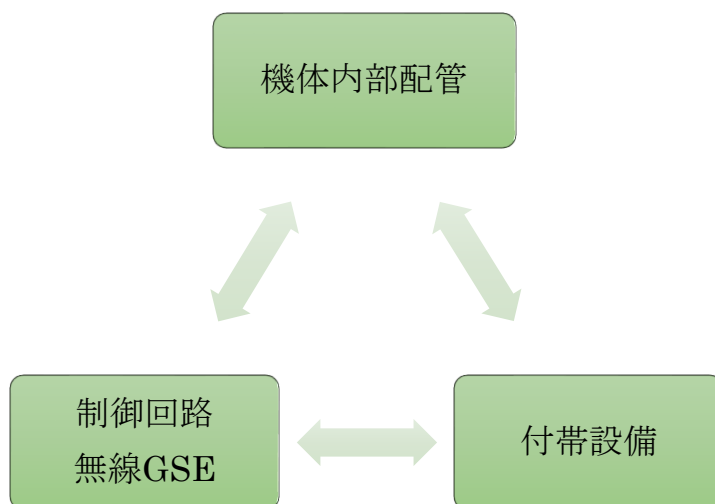


Fig. 3.6.2 バルブシステム開発体制

3.6.3 フライト実証試験

バルブシステムは2014年度冬期打上にてH-36に搭載され、フライト実証試験を行った。H-36は無線GSEでのオペレーション及びバルブシステムを搭載したJ型モータでの飛翔に成功し、バルブシステムのフライト実証試験は成功した。Fig. 3.6.3は打上準備完了後のH-36であ

る。渡航中の現地運用にて、バルブシステムの各セクションに不具合が生じた。また、フライト後の解析にて判明した不具合もある。これらの発生した不具合を Table 3.6.1 に示す。各不具合についての詳細は後ほど各セクションの説明にて述べる。



Fig. 3.6.3 打上準備が完了した H-36

Table 3.6.1 渡航中に発生した不具合

不具合	発生セクション	発生段階	原因	対策
回路の昇圧不良	制御回路	前日組	部品破損	電源基盤を BM に交換
通信不良	無線 GSE	リハーサル	天候及び積雪	アンテナの交換及びサテコンの位置変更
サーボ誤動作	制御回路	打上日電源投入時	マイコンの誤動作	一通りの動作試験を行う
逆ランチシステム持ち上がり	内部配管	酸化剤充填時	充填時の圧力	逆ランチシステムの廃止

3.7 搭載計器

3.7.1 共通計器

当団体における共通計器は、ロケットの打ち上げにおいて必要とされる最低限の計測と、ロケットの分離判断及び分離信号の出力機能を持つ計器である。過去のプロジェクトにおいて、共通計器はその時々担当者が設計、製造、運用を行う事が慣例となっていた。これはその時々プロジェクトに特化した仕様に共通計器を設計する事が可能な反面、必ず専任の担当者を1名共通計器に付けなくてはならず(平行して別担当を持つ等々は度々行われていたが)、結果的に計測制御班の人的なリソースをひっ迫することとなった。同時に試験項目の多さから、十分な試験を行わないままフライトに供する、FM が間に合わず渡航直前にバックアッププランへと切り替える、といったトラブルも発生していた。

上記の様な経緯があり、また今後の開発では開発に携わる人数が減少する事が予想されてい

たため、2014年冬期プロジェクトで運用する共通計器は今後もある程度の期間使用し続ける事ができる汎用性を持つ設計を行う事となった。基本的な設計は打ち上げ実績があり、ゲイン抵抗の変更で高度5 km(実質的な分解能では6 km相当)の打ち上げに対応可能であったH-35搭載の共通計器をベースとした。



Fig. 3.7.1 H-35 搭載共通計器

設計のベースとしたH-35型共通計器ではあったが、当初の設計のままでは低高度打ち上げのための最低限の機能しか保有していなかった。そのため電磁弁制御用FET(2SK2936)を2個から4個へと増設、EEPROMを1個追加といった改良を行った。また過去に製作された共通テレメータと同等の機能を持たせるため、及び今後のミッション内容に柔軟に対応する事を可能とさせるため、他計器とデータ通信を行うことが可能な様にI2Cポートを追加している。この他に、冬期の打ち上げ実験では4機のロケットの打ち上げを行う事が開発段階から決まっており、人力的な余裕の無さから全ての共通計器を1人で運用する必要があったため、計器の基板を外部に発注する事とした。始めに改良した図面を用いて通常通り学内で基板を焼きEMを作成、動作確認をとり微調整を行った後に、共通電源基板と合わせてSmart Prototyping社へと発注を行った。基板の到着後、通常通りの実装作業を行い動作確認・各種試験を行ったが、基板の製作方法に起因すると考えられる不具合は現在の所確認されていない。

Table 3.7.1 共通計器性能概要

制御マイコン	PIC 18F2553
加速度計測範囲	±16 g
角速度計測範囲	±500 dps
サンプリング周波数	100 Hz
A/Dコンバータ	12 bit(PIC内蔵)

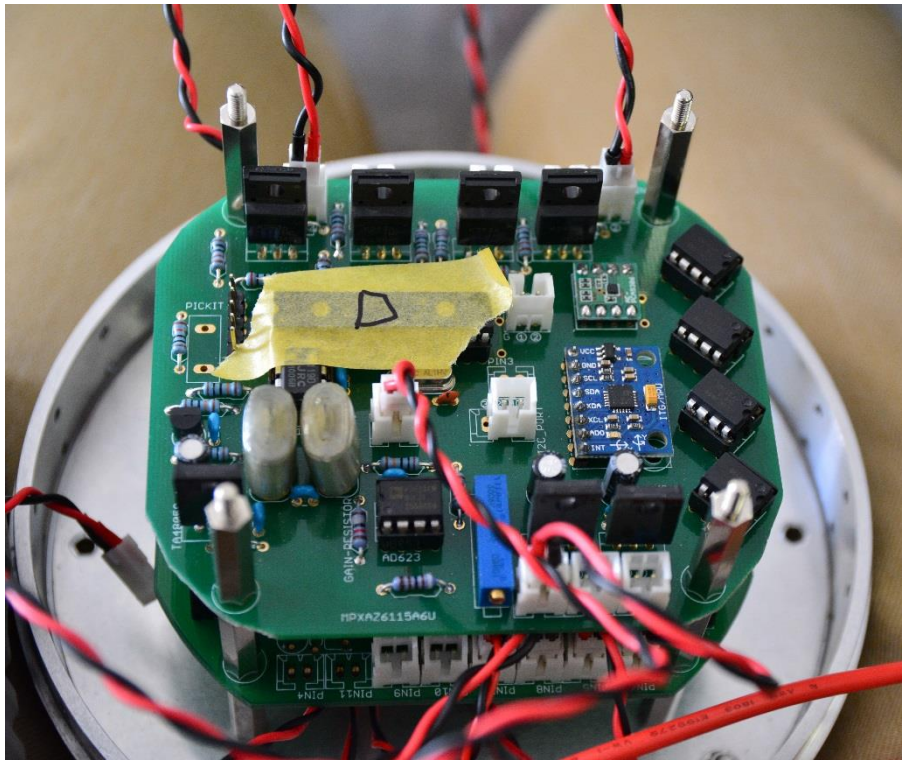


Fig. 3.7.2 H-37 搭載時の共通計器

3.7.2 テレメータ

冬期の打ち上げでは1日に2機のロケットを打ち上げる可能性が高かったため、回収時間を短くする目的からテレメータが搭載される事となった。そのため共通テレメとしての運用を見据え、独立した計器として製作するのではなく、いわば共通計器のオプション品としてテレメータの開発を行った。当初は共通計器のI2Cポートと接続させ、データ通信を行わせる予定であったが、進捗の遅れから早い段階で共通計器との通信は行わないものとした。

Table 3.7.2 テレメータ性能概要

制御マイコン	PIC 18F2553
無線機	MU-1-1216
GPSモジュール	GM316(1個)

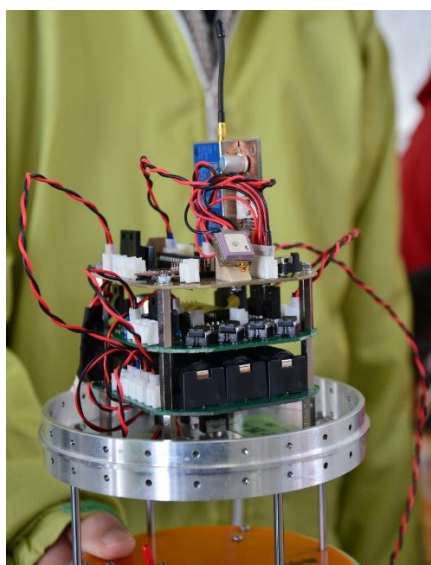


Fig. 3.7.3 H-36 搭載時の共通計器/テレメータ

3.7.3 打上実験結果

渡航期間中に行った打ち上げ実験の結果として H-36,37 は分離を含めた全ての予定された動作を正常に行った。一方 H-38 は分離が行われず弾道落下したことが確認された。なお H-38 に搭載されていた共通計器は 2G 検知前と 2G 検知後弾道落下するまでの間の全ての計測項目のデータ取得と保存が行われていた事が打ち上げ後確認された。この件に関する解析結果は後述する。なおそれぞれの解析結果を以下に記す。

Table 3.7.3 到達高度

	H-36	H-37	H-38
到達高度(気圧)	198 m	350 m	310 m
到達高度(加速度・角速度)	188 m	345 m	277 m
分離時間(気圧)	7.1 s	9.1 s	
分離時間(加速度)	7.11 s	9.11 s	
降下速度	14 m/s	11 m/s	

また H-36 に搭載されたテレメータも正常動作を行い、フライト前後の GPS(GPGGA)データを取得及びダウンリンクする事ができた。なお回収においてテレメータから受信したデータを元にテレメータ支援ソフトを利用した結果、機体の回収地点から数十 m 誤差が存在したものの、正確な方位角を得ることができた。この結果からテレメータを用いた回収は実用可能であると判断できると言える。



Fig. 3.7.4 Google Earth 上にプロットした GPS データ

3.7.4 H-38 弾道落下について

現在原因の 1 つとして考えられているコネクタ周りの不良を改善するため、新規コネクタを選定中。また同時に今後に向けてケーブルに径の細いものを使用しない事等を含めた運用上のチェックシートを作成する予定である。

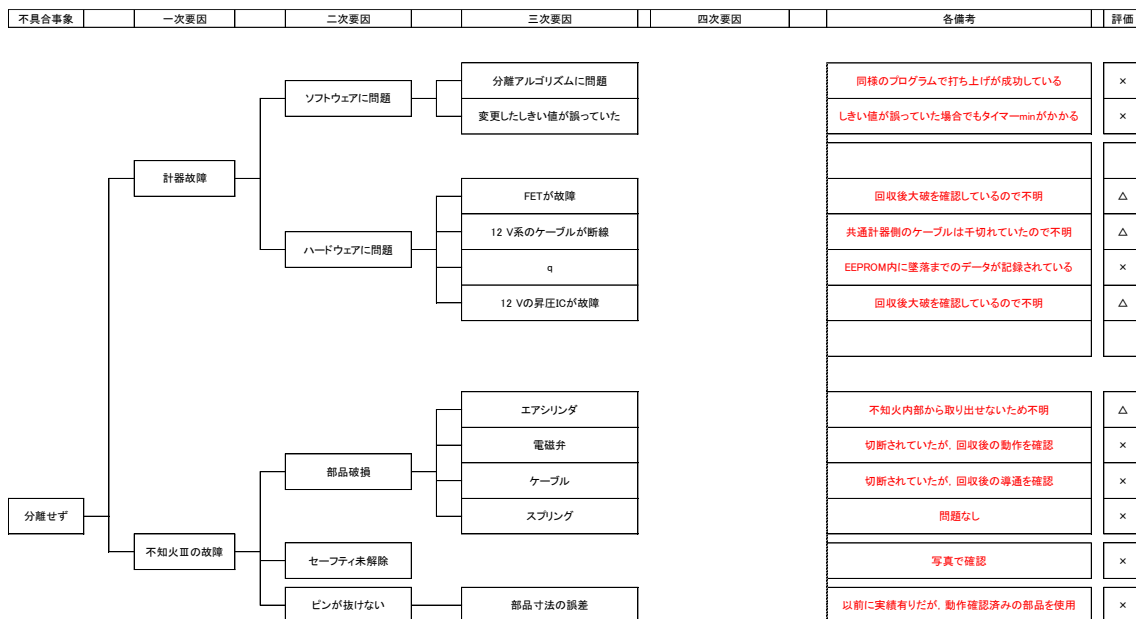


Fig. 3.7.5 H-38FTA

3.7.5 飛行データ解析シートの訂正

H-33 の解析作業で作成した計算シートを引き続いて使用してきたが、今回の解析作業においてこのシートに誤りを発見した。今迄の解析ではおおよそ 1 割程度、気圧から求めた高度と加速度・角速度により求めた高度に誤差が生じていたが、今回の修正を行って以降は比較的高い

精度で計算結果が一致する様になった。今迄の結果の再検討等は順次進めていく予定である。

3.7.6 バルブ制御回路

バルブシステムはランコン・サテコン・主流路制御板・制御回路から構成されている。主流路制御板のスイッチを ON にすると、主流路が開放され、ロケットが打ち上がる構成となっている。

現地運用は以下の通りに行った。ランコン・サテコンの電源はカーバッテリーを使用した。バルブ制御回路は CR123A を通信用 2 個とバルブ動作用の 3 個の計 5 個を使用した。またバルブへ安定した電圧(9V)を供給するため、DC-DC 昇圧モジュールも搭載した。

無線モジュールは TWE-001S , アンテナはランコン側が TWE-AN-020, サテコン側が TWE-AN-018 を使用した。打ち上げ実験は天候不順のため予備日に行われた。この日は天候が良く、バルブ制御回路も動作し、ロケットを打ち上げることができた。しかし、電源を投入した際にランコンの主流制御とは関係なく、バルブの開閉動作をそれぞれ 1 回ずつ行った。この原因については大学での実験の際に見られた接触不良が主な原因であると推測する。プログラムについては特に異常は見受けられなかった。また、天候不順で打ち上げが中止になった際にバルブ回路の動作確認を行った。ここではランコン・サテコン間の通信は確認できなかったが、バルブ回路の動作確認は取れた。ランコン・サテコン間の通信は、天候により通信ができなかったことが原因であると考えられる。

今回の打ち上げで接触不良と無線通信が不安定であるという問題が主に生じた。接触不良については今後、キボシ端子化を進めることや無線通信についてはサテコン側のアンテナも TWE-AN-020 を使用し、通信環境の改善を行っていく。制御回路については現状で仕様の変更は予定していない。

3.7.7 対気速度計測回路

対気速度計測回路とは、2014 年度第 13 期ハイブリッドロケットプロジェクトで、パラシュート射出時のオープニングショックを測定する際に、頂点对気速度が必要であるとなったために H-37, H-38 に搭載されることになった計器である。搭載されたセンサは、「差圧センサ」「静圧センサ」「6 軸加速・角速度センサ」である。差圧センサ・静圧センサはロケットの対気速度をピトー管で計測するため、6 軸加速・角速度センサは共通計器とのデータの整合性を得るために使用した。その他、飛行データを記録するために EEPROM をメモリとして使用した。電源は 3V 電池を 3 本使用し、9V 電源として回路基板に供給した。

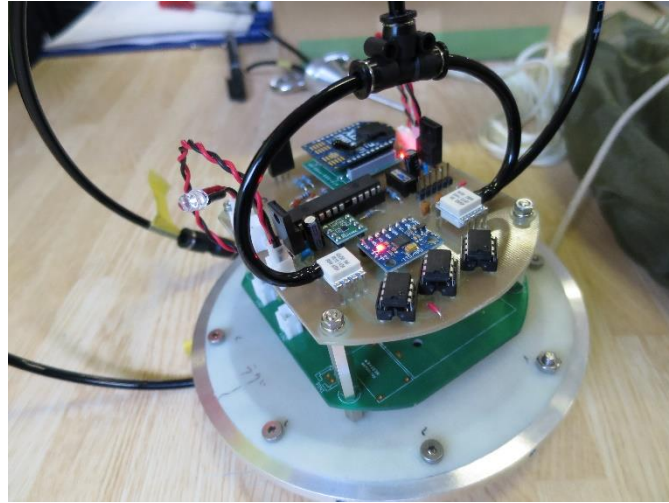


Fig. 3.7.6 対気速度計測回路概要図

使用した差圧センサは, Measurement Specialties 社の MS4525DO (1PSI)を使用した. また, このセンサで温度計測を行った. 使用した静圧センサは, 差圧センサと同様 Measurement Specialties 社の MS4525DO (15PSI)を使用した. 使用した 6 軸加速・角速度センサは, InvenSense 社の MPU6050 を使用した.

H-37, H-38 共に正常に動作し, データ取得を行った. H-37 の到達高度は, 加速度センサのデータから 363m, H-38 は 328m という結果を得られた. 共通計器側のデータと比較して, 誤差を考えるとほぼ同様の値を得ることができた. また, 加速度センサのデータに一定周期の波が見られたのだが, これは, 計器の下に固定していないオープニングショック計測用のロードセルがあったため, それが振動したときに計器モジュールに当たっていたからではないかと考えられる. 対気速度は, H-37 は 23.8 m/s, H-38 は 22.5 m/s の結果を得た. H-37 はロケットが無傷で着地したために計器も損傷はなかったが, H-38 は弾道落下したために計器は大破, 無事だったメモリを回収してデータ解析を行った. 以下に対気速度のグラフを示す. なお, 静圧センサは今回のフライトに用いるような仕様のものではなかったため, 記載しない.

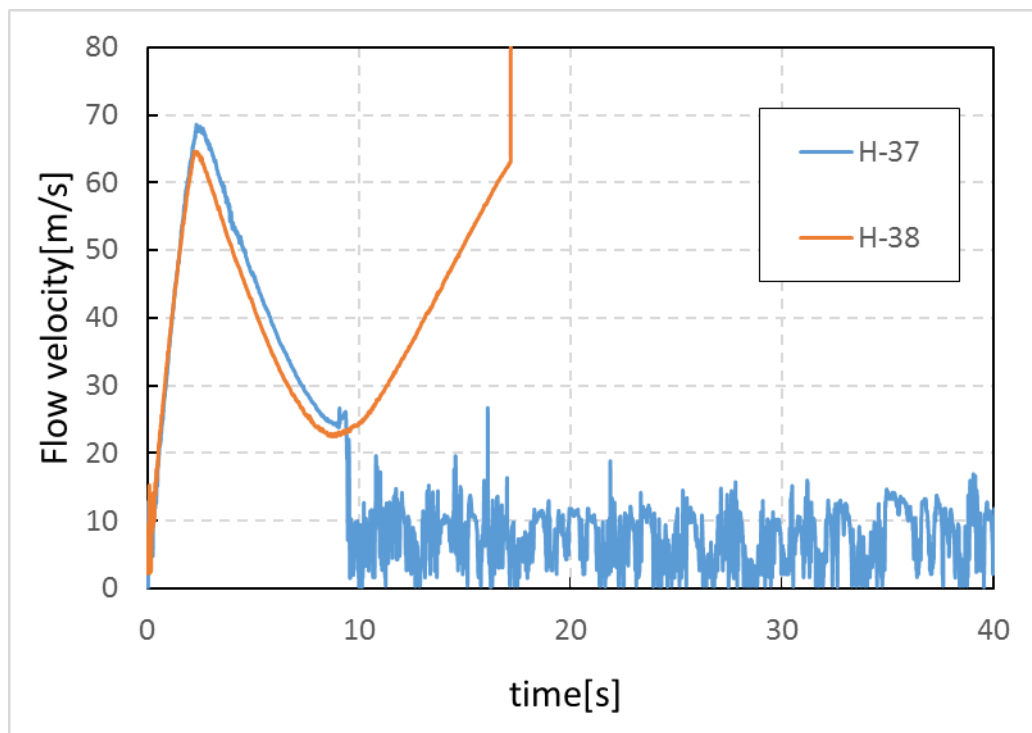


Fig. 3.7.7 対気速度フライトデータ

対気速度計測回路は、ロケットのノーズコーンに取り付けられるのでスイッチでの電源投入できないため、作業所で電源投入をして射点まで輸送するという方法をとった。そのため、輸送時に飛翔したと認識してしまう恐れがあったため、それを防ぐために無線でデータ取得開始の許可をすることになった。フライトに供するにあたって、まず問題となったのは通信が途切れたときの再接続についてである。それらの問題を解決し、フライト時には動作を確認できた。

3.8 飛翔経路計算

3.8.1 H-36

ロケットの打ち上げを行うにあたってロケットの諸元から軌道計算を行い飛翔経路及び落下位置の予測を行った。計算はすべて新規作成した C++プログラム上で行っている。但し、今回使用した軌道計算手法は過去 10 数年間使用した鈴木規高氏の 2003 年修士論文「小型ロケット～」を踏襲している。プログラム版への移行によって計算時間は従来 45 分以上掛かっていたのに対して、計算条件にもよるか約 10 分の 1 程度まで軽減することが出来た。逆にデメリットとして、些細な変更でも担当者自身にプログラム周辺の知識が必要とされる点が挙げられる。しかしながら打ち上げの高高度化、特に 2 km 以上の打ち上げ機体においては計算時間増加の問題は無視できないところであり、今後の担当者にはそういった知識の習得が特に有意であると思われる。以下に打ち上げ実験時に使用した TSRP_Sim_1.0.1 内の計算のフローチャートを示す。

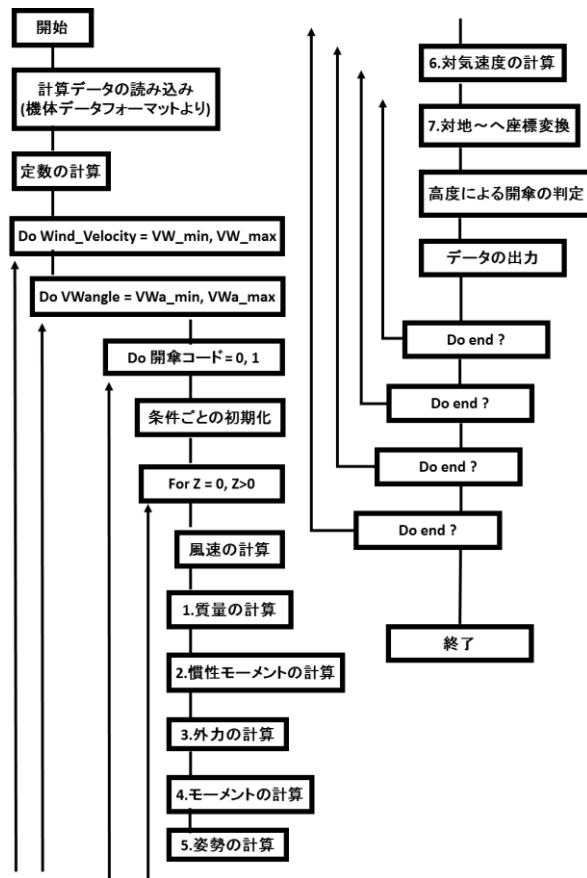


Fig. 3.8.1 プログラム計算フローチャート

以下に実際の落下場所と計算結果の比較を示す。

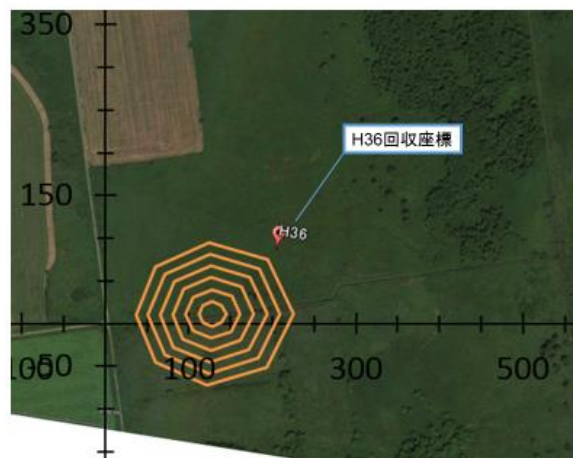


Fig. 3.8.2 H-36 落下座標と予測範囲

上記のように風速 7 m/s 外縁をさらに外れる結果となった。当日の打ち上げに当たっては事前の風速高度分布係数の予測から安全側へ係数の更新を行い、更に地上風速の計算上限を 10 m/s まで引き上げた上で安全上問題ないことを確認している。5 m 風速計の取得データによると、15 分前西南西の風 6.16 m/s、打ち上げ時南の風 4.5 m/s、15 分後南西の風 4.5 m/s と近年の打ち上げの中でも強風であり、突風の影響も大いに有り得ることから、上空風速の見積もりが甘かったと考えられる。残念ながら打ち上げ前後の風向風速履歴データが取得できなかった為原因についての特定は難しく、今回のように事前に強風になることが予測できている場合には高度に見合った余裕を見ておくことが重要であると思われる。

3.8.2 H-37/38/39

計算手法は H-36 と同様である。以下に実際の落下場所と計算結果の比較を示す。

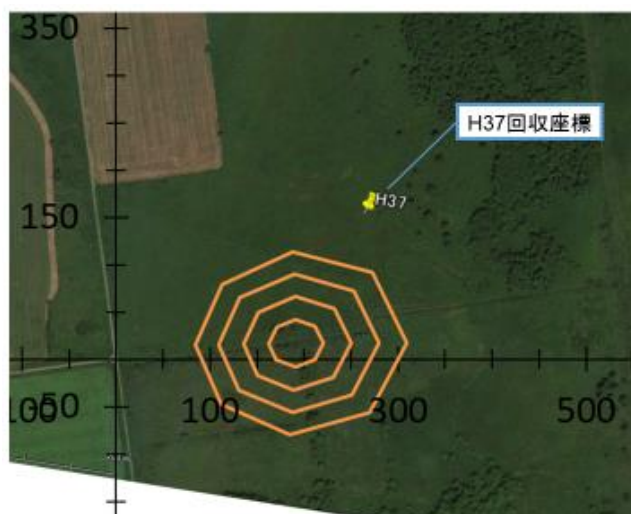


Fig. 3.8.3 H-37 落下座標と予測範囲

予測範囲の外縁は地上風速を 4 m/s とした場合の外縁である。上記のように予測範囲を外れる結果となった。打ち上げ時の風向風速は 15 分前西南西より 6.16 m/s、打ち上げ時南より 1.68 m/s、15 分後南南東より 1.95 m/s であった。穏やかな風であったにもかかわらず流れた原因については H-36 と同じく風向風速データ履歴が無いことから特定できないが、以下に示す対気速度 V_a の比較において、

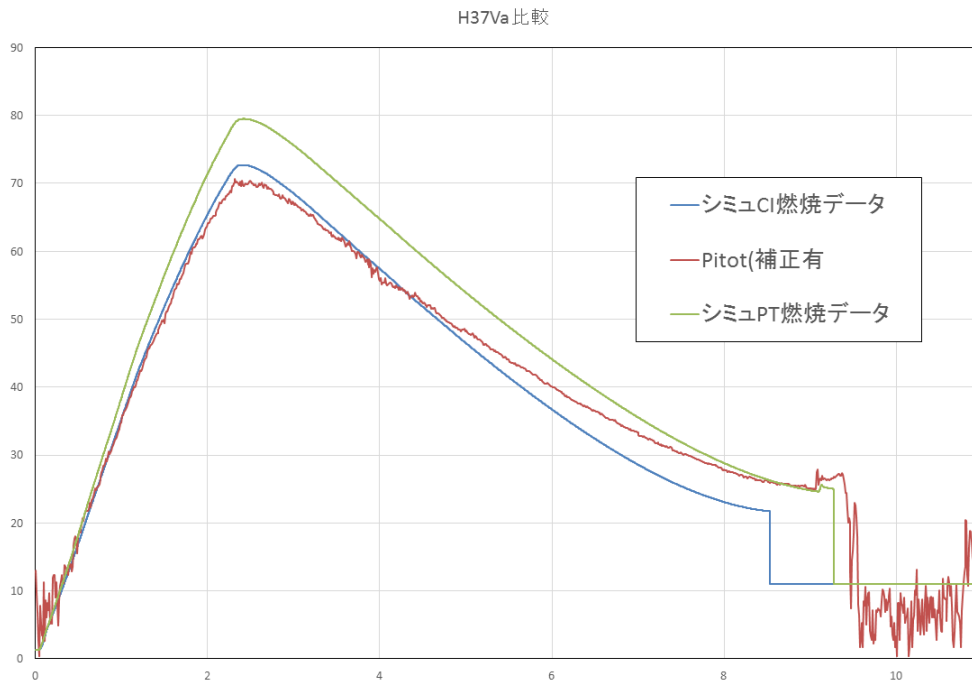


Fig. 3.8.4 対気速度フライトデータ

共通計器(CI)のジャイロ補正が有効であるとして注目すれば最高速度到達までは精度よく予測できており、慣性飛行が続くにつれて徐々に開きが大きくなっていく傾向がある。断定できる判断材料ではないが、上空で予期しない風向風速の変化があった可能性は大いに有り得ると考えられる。

H-38は弾道落下となった為弾道落下した場合の事前の落下予測範囲と回収座標を示す。

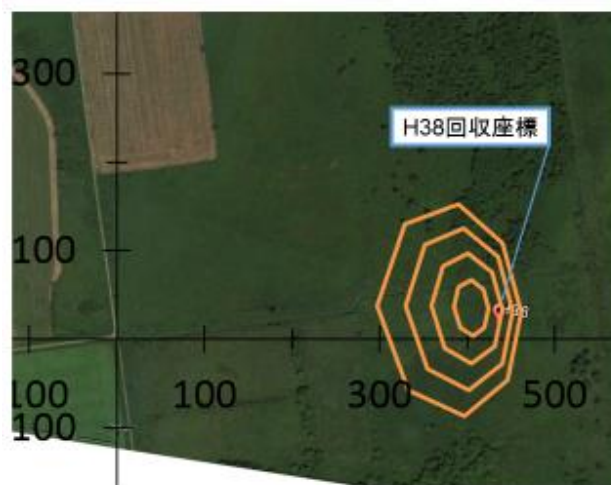


Fig. 3.8.5 H-38 落下座標と予測範囲

打ち上げ前後の風向風速は15分前東より1.57 m/s. 打ち上げ時東南東より0.86 m/s, 15分後東南東より2.66 m/sであった. 方位角方向, 落下位置ともにほぼ一致している為予測は正しくなされたと考えられる. 次に対気速度 V_a の比較においては,

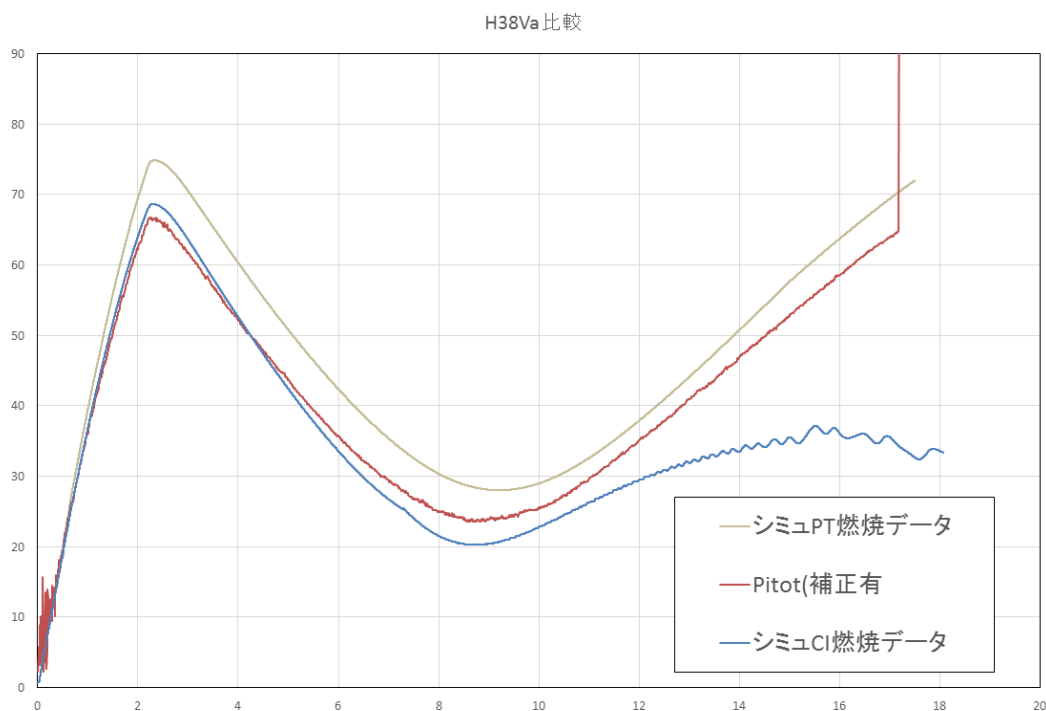


Fig. 3.8.6 対気速度フライトデータ

共通計器(CI)のジャイロ補正が有効であるとして注目すれば最高速度到達まではH-37と同様に精度良く予測できており, 慣性飛行が続くにつれて徐々に開きが大きくなっていく傾向がある.

H-37, H-38共にグラフの動きが非常に良く似ていることから現在の支配方程式の見積もりでは4 m/s程度低めに見積もられている可能性がある. したがって頂点大気速度が重要となるミッションにおいては頂点速度に補正項を導入することでより高精度の予測を立てることも考えられるが, 今回はデータ点数が2点であり, 機体固有の問題の場合も有り得る為これ以上の考察は行わない. 今後は慣性飛行中の姿勢角変化と抗力の概算値を見積もることで補正項の検討を行っていく方針である.

4. 打上計画 (H-40, H-41)

4.1 実験目的

2016年3月に北海道大樹町での打上実験を行った。TSRPで進行している中期的開発計画にのっとり、2機の打上げを行った。以下に実験目的を示す。

- ・H-40 (ハイブリッドロケット40号機)
 - 新型機体構造打上実証実験
 - 新型バルブシステムの打上試験
- ・H-41 (ハイブリッドロケット41号機)
 - 新型エンジンの性能実証
 - 1 kHz ロガーの打上動作実証

H-40はGSEトラブルおよび点火用GOx供給系の不備による不点火によって延期された後、3月6日に打上げを行った。搭載計器のデータより正常に飛翔したことが確認でき、可視範囲内においても異常飛翔は認められなかった。分離機構は正常に動作し、着地後のテレメータ信号の取得状況も良好で全機回収に成功した。

H-41においても新型K型エンジンは正常に動作し、パラシュートの開傘を経て全機回収に成功した。

4.2 機体概要

4.2.1 H-40

H-40は将来の高高度機において必要とされる「最適化による軽量化と空力抵抗の低減を行なった新しい機体構造」および「大型モータに対応し小型軽量化を図った新型バルブシステム」の実証を目的とした機体である。仕様および概要を以下に示す。

Table 4.2.1 H-40 諸元

機体名称	H-40
機体全長	2094 mm
機体直径	183 mm
乾燥質量	14.3 kg
搭載ロケットモータ	THR-F210L 改-LTD (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	バルブシステム (FVS-538-62T 改) 共通計器 テレメータ 教育計器 (慣性計測) オンボードカメラ (GoPro HERO4-Session) 無火薬式分離機構 (不知火 III) パラシュート

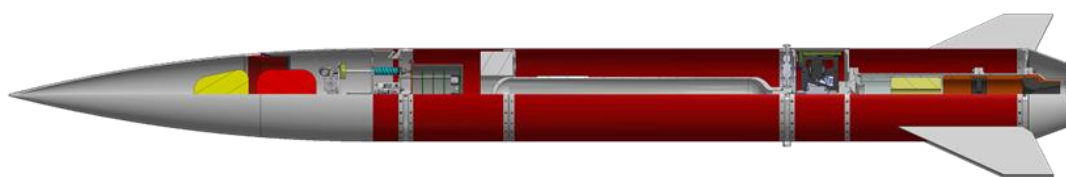


Fig. 4.2.1 H-40 概要図

TSRP では 2013 年度よりロケットの高高度化を一貫した開発目標としているが、高高度機においても機体構造にはモジュール式構造である TMRS (Tokai Module Rocket Structure) を依然として使用していた。TMRS は様々なミッションに対応できるように汎用性を主眼において開発されており、チューブやカップリングの規格化を行うことでそれを達成している。反して、高い到達高度を目指す機体においては構造系を最適化する上で限界があり、非効率な開発となってしまう。新型機体構造開発計画とは、高高度への打上げに適した構造システムを新しく開発することで、より効率的に高高度化を目指したものである。

高高度ミッションにおいて構造系へ要求されるべきは、大別すると”構造の最適化による機体重量の軽量化”と”空力抵抗の削減による空力損失の低減”であり、新型機体構造はこれらを基本方針としている。また、高高度打上げでの適用を想定しているためパラシュートの二段回開傘、海打ちへの対応を前提としているのも特徴である。

新型機体構造の基本方針である構造の最適化は、機体の大部分を占めるモータシステムを含めて行うのが望ましいが、1 年間の開発でこれを成すのは現実的ではない。そこで、本開発においては段階的に行うことにし、各段階の目標を次のように決定した。

第一段階、クリティカルな空力抵抗の低減、構造の部分的な最適化、大型機体の問題点調査

第二段階、モータシステムの検討，新型回収機構の導入

第三段階、最適化設計手法の開発，構造設計プロセスの体系化

なお，H-40 は第一段階の実証機として位置づけられている。

本機はCFRP（炭素繊維強化プラスチック）製チューブとジュラルミン（A2017-T4材）製カプラリングを一次構造材としたモノコック構造であり，空力抵抗の低減を目的にオジャイブノーズコーンとボートテイルの適用，機体締結ボルトの枕頭化を行なっている。機体直径はM型以上の大型モータの搭載を考慮し，過去最大の183[mm]となっている。

ノーズコーンの形状はタンジェントオジャイブを採用しており，L/Dは4である。材質は電波透過性と空力加熱に対するアブレーション性能を考慮してGFRPとし，ハンドレイアップ法にて成形した。マスタ型の製造は学内に最適な加工設備が無いことから，芝浦工業大学 芝浦衛星チーム ハイブリッドロケット班（SSTR）に依頼し3Dプリントして頂いた。



Fig. 4.2.2 ノーズコーンマスタ型

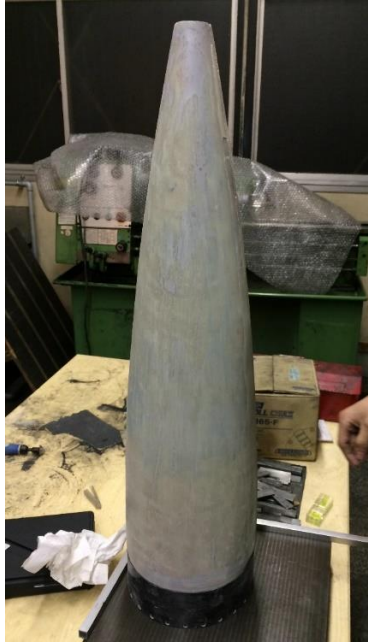


Fig. 4.2.3 成形したノーズコーン

ポートテイルは底面抵抗係数の低減に効果があるとされており，適用にあたってはシミュレーションを用いて実際に高度が上がることを検証した，ノーズコーン同様 GFRP のハンドレイアップ法により成形しているが，雌型を旋盤で削り出すことで成形手順の簡素化を図っている．設計にあたってはランチャ挿入時の機体支持棒の干渉と，点火時の跳ね返り火炎を考慮して長さでテイル出口径を決定した．

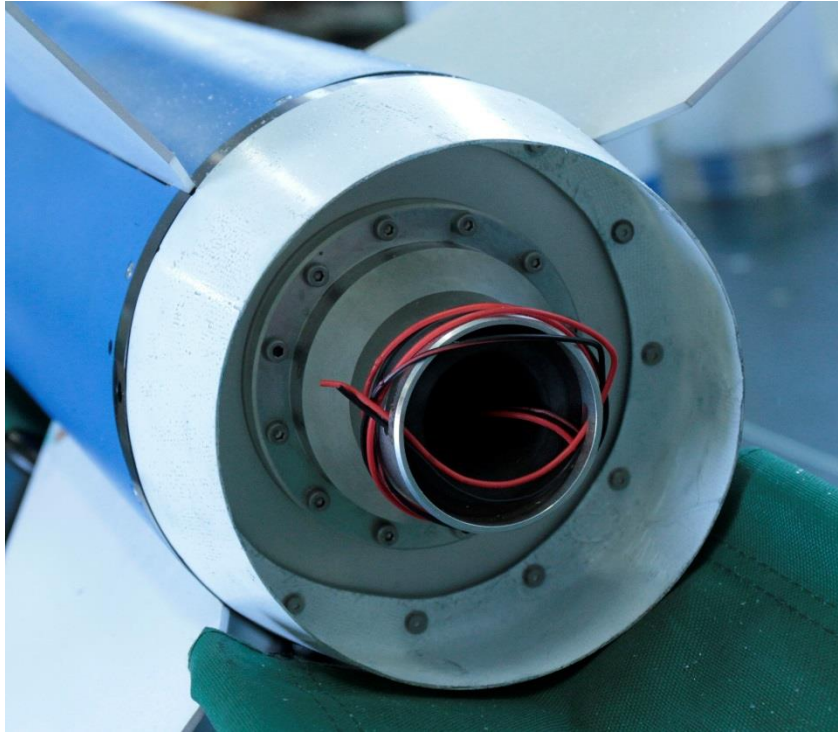


Fig. 4.2.4 ポートテイル



Fig. 4.2.5 ランチャ挿入時の様子

フィンに関しては従来のスラストマウントおよびエンドカバに取付けしていた構造から、機体チューブに直接マウントする方法とし、空力抵抗の低減を図ってマウント類の機外露出を可能な限り廃している。

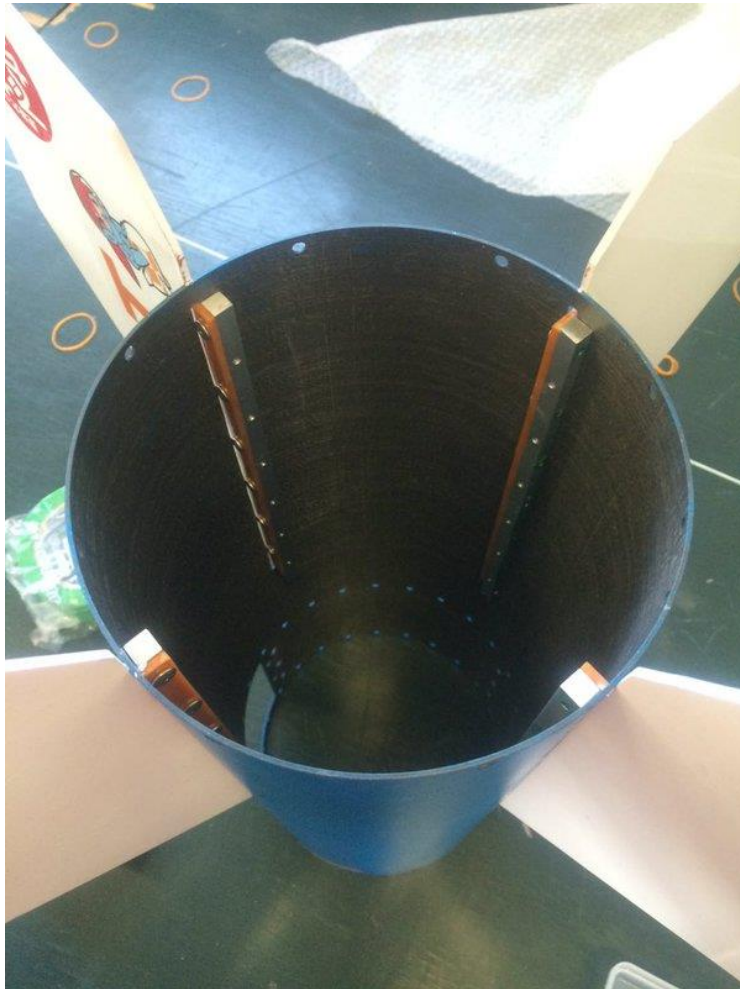


Fig. 4.2.6 フィン取付部

バルブセクションは実験目的の一つである新型バルブシステム FVS-538-62T 改を搭載しているエリアの総称である。このセクションには新型機体構造開発計画の第一段階である構造の部分的な最適化を適用した。なお、新型バルブシステムの詳細においては燃焼班の報告書を参考されたい。

バルブシステムは 2014 年度以来二度目の搭載であり、構造側との I/F 調整を密に行うことで H-36 に搭載した実証用モデルから 1/3 以上の軽量化と大幅な体積効率の向上に成功している。構造側の特徴としては体積効率を向上するために制御回路をチューブにマウントしている点、供給配管等の外部 I/F を全て一つのカブラに集約している点、サーボ動作信号を受信するため電波透過窓を設置している点である。

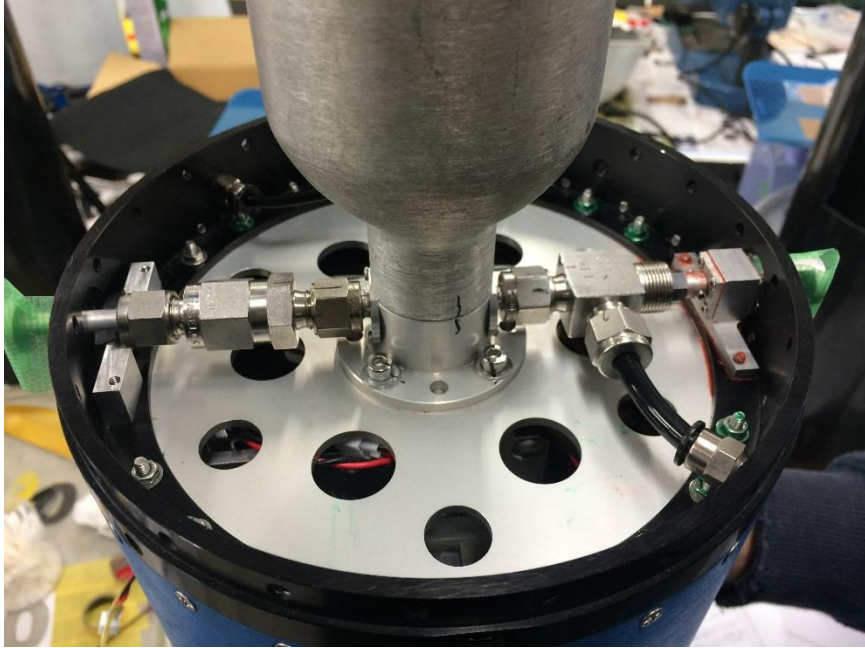


Fig. 4.2.7 バルブ搭載カプラ



Fig. 4.2.8 搭載した制御回路

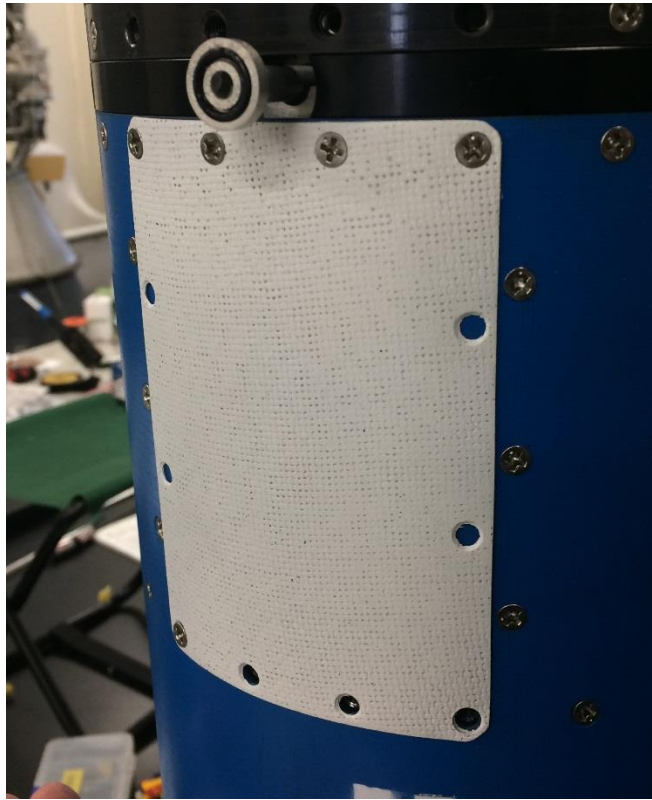


Fig. 4.2.9 電波透過窓

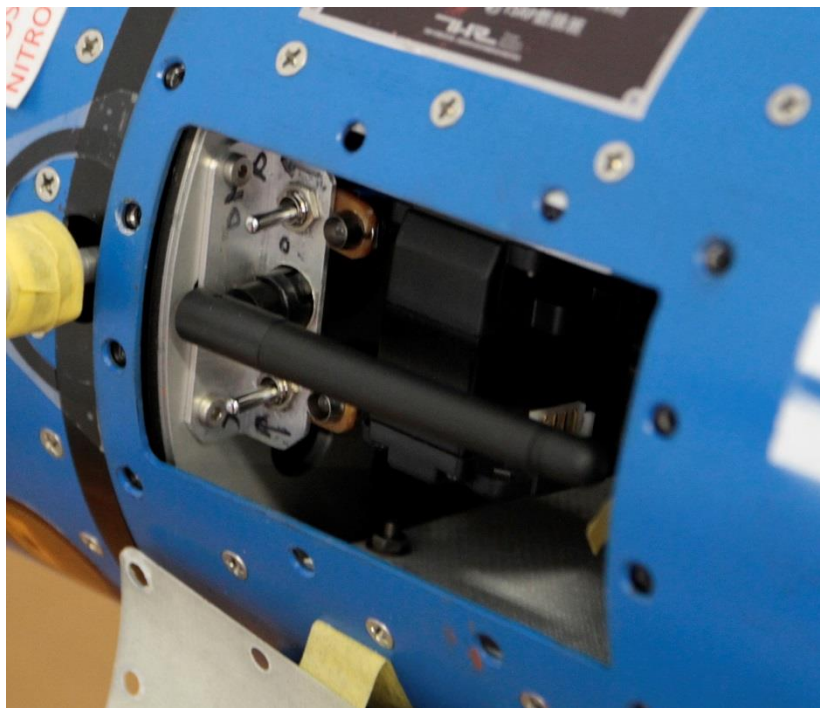


Fig. 4.2.10 電波透過窓開放時

制御回路においてはCAD上でハーネス設計を行なって配線長を事前に算出することでインテグレーション試験時の手間を省いている。電波透過窓はメンテナンスハッチも兼ねており、バルブの動作状況を直接確認出来ることを考慮した。また、計器/サーボモータ搭載区画はチューブごと水密が可能になっている。

リカバリーセクションはパラシュート、分離機構、分離指令および慣性計測装置を搭載しているエリアの総称である。分離機構は開発リソースの関係上、従来通り不知火 III、および不知火 IV を採用しているが、分離面をノーズコーンの中間とすることで設計変更をベースプレートの拡大のみに留めており、殆どの部品が TMRS 仕様から流用可能である。搭載計器は構造の簡素化の観点から不知火 III のベースプレートにマウントしている。電源投入は組み付け時に行い、キルスイッチを設けることで飛翔検知動作に制限をかける予定だったが、予定していた部品が調達出来ずキルスイッチの搭載は行っていない。

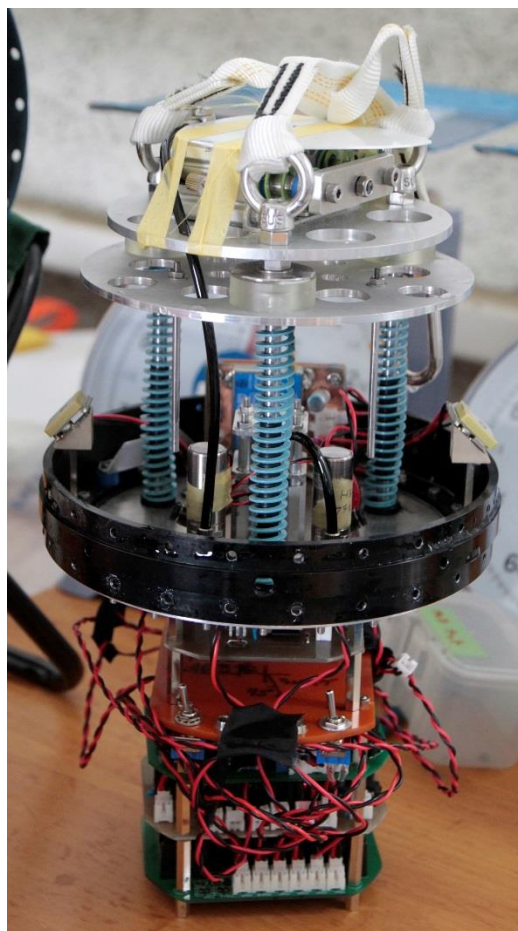


Fig. 4.2.11 分離機構と搭載計器



Fig. 4.2.12 機体着地点の様子



Fig. 4.2.13 ドローグシュート着地点の様子



Fig. 4.2.14 回収した H-40

4.2.2 H-41

H-41 は新しく設計された K 型エンジンの性能実証のために開発された。同時に, H-37/38/39 で設計されたオープニングショック測定回路を加速度測定仕様に変更した 1 kHz ロガーの打上げ時動作実証を行った。機体設計は過去の $\phi 150$ 級機体の設計を踏襲している。以下に諸元を示す。

Table 4.2.2 H-41 諸元

名称	H-41
機体全長	1465 mm
機体直径	154 mm
乾燥質量	6.6 kg
搭載ロケットモータ	THR-F406K-LTD (推力 600 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	共通計器 1 kHz 加速度ロガー オンボードカメラ 無火薬式分離機構 (不知火 III) パラシュート

4.3 空力

4.3.1 H-40

H-40は姿勢安定手法として尾翼による空力安定を採用したため、機体に応じた翼設計を行った。空気力および圧力中心の計算にはBarrowman Methodを利用し、減衰係数など安定微係数の計算には見掛けの質量の手法を用いた。以下に設計した翼および空力計算値を記載する。

Table 4.3.1 H-40 空力計算値

Item		Value	Unit
合成圧力中心	l_{cp}	1.4241	m
Roll減衰モーメント係数	C_{lp}	-0.055	-
Pitch/Yaw減衰モーメント係数	C_{mq}	-1.579	-
抗力係数	C_D	-	-
合成法線力係数	$C_{N\alpha}$	6.7103	rad ⁻¹

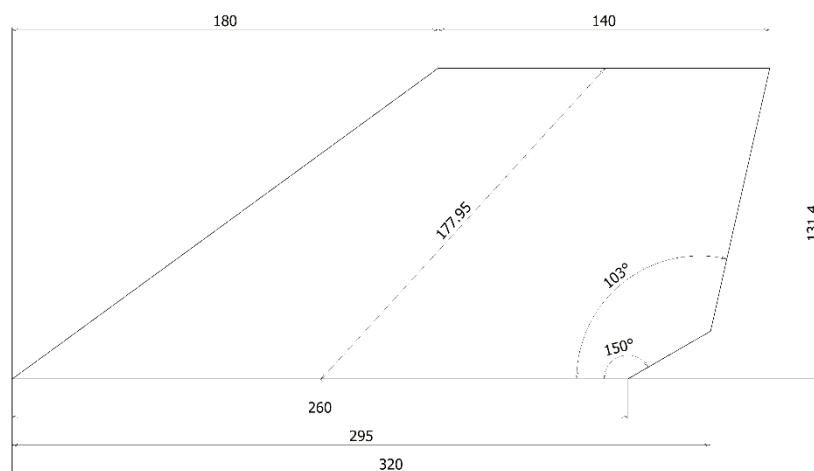


Fig. 4.3.1 H-40 フィン寸法

H-40は、今後の大型機を見据えた構造を実証するという目的のため、超音速飛しょうを見据えた後退翼を採用した。同時にバルブシステムおよびL型モータの搭載とそれらの質量によって空力安定性の確保が難しかったため、全体的に翼を大きくせざるを得なかった。翼が大きくなったことを受けフラッタの危険性が浮上したが、翼厚を増して剛性を確保し、また、飛しょう対気速度がそこまで大きくなかったことも相まってフラッタに対する安全マージンを十分に用意することができた。

H-40では翼の取り付け方法上、翼が機軸垂直面から固定部材の幅分径方向にズレが発生した。

この場合、機体が迎角を持つと大きなロールモーメントが発生する恐れがあった。機体がロールすると酸化剤タンク内の酸化剤の挙動や頂点で開傘するパラシュートに悪影響を及ぼす可能性がある。これを確認するために風洞実験を行ったが、設備都合上簡易的な解析しかできなかった。実験結果としては翼のズレによってモーメントが変化することは確認されたが、ズレがない場合も無迎角時にモーメントが発生しており、再度の実験が必要と思われる結果が得られた。今後この翼取り付け方法を継続する場合はさらなる検討が必要と思われる。

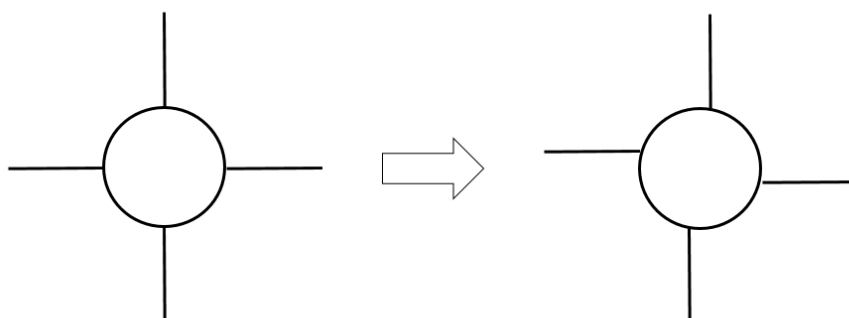


Fig. 4.3.2 翼のズレ

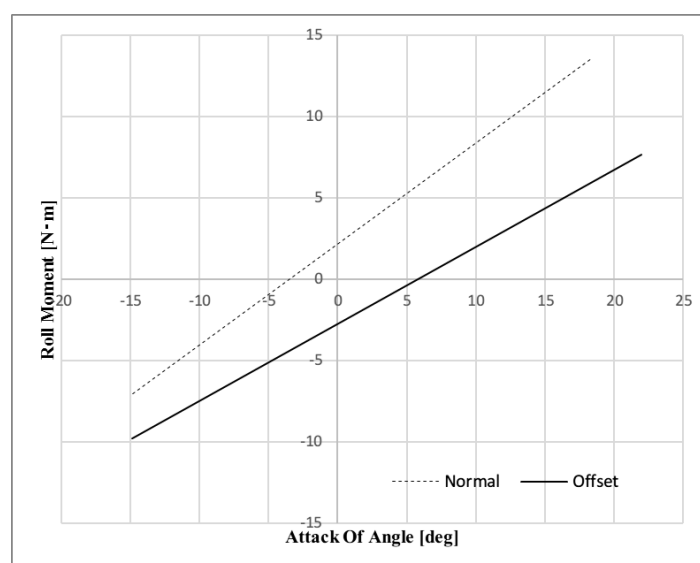


Fig. 4.3.3 AoA vs M_{Roll}

4.3.2 H-41

計算手法はH-40と同様である。計算によって空力計算値とフィン寸法を以下に示す。

Table 4.3.2 H-41 空力計算値

Item		Value	Unit
合成圧力中心	l_{cp}	1.1205	m
Roll減衰モーメント係数	C_{lp}	-0.178	-
Pitch/Yaw減衰モーメント係数	C_{mq}	-2.64	-
抗力係数	C_D	-	-
合成法線力係数	$C_{N\alpha}$	10.556	rad ⁻¹

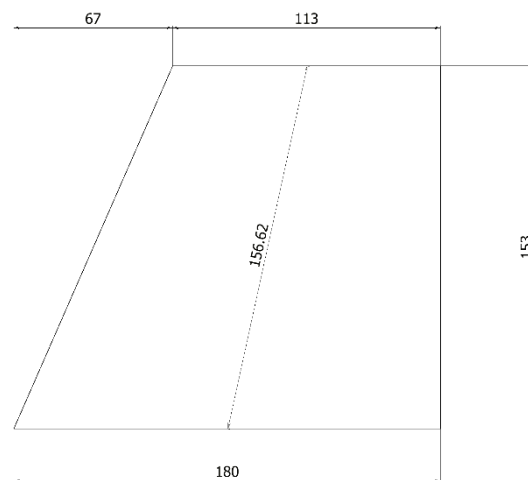


Fig. 4.3.4 H-41 フィン寸法

4.4 分離機構（パラシュート放出機構）

4.4.1 H-40

H-40 は機体構造が従来から大幅に変更された機体であるが、分離機構は開発リソースの削減と確実な回収を行うために、実績と信頼のある不知火 III と不知火 IV を採用した。なお、不知火 III は新型機体構造に対応するため一部設計変更を行なっているが、不知火 IV はいくつかの試験を行なった結果、改良を行わなくとも必要な性能を満たしていることが確認されたため、現行モデルをそのまま使用している。

現行の不知火 III は、当団体において長い使用実績があり高い信頼性を有した分離機構である反面、H-40 のような大型機体が想定されていなかった時期に開発されたものであるため基本的に大型化には不向きである。そのため、新型機体構造は将来的に大型機体に適した新型分離機構への換装を予定しており、分離機構に不知火 III を用いて打上げを行うのは新型分離機構が開発されるまでの極短期間を予定している。以上の理由から新型機体構造への対応にあたっては設計変更をなるべく少なくし、出来る限り既存の部品を流用することでリソースを有効活用出来

ると考えた。

機体直径が大型化した際、現状のシステムをそのまま大型化すると、殆どの部品が新規製造を余儀なくされてしまう。そこで、分離面を従来のノーズコーン下部からノーズコーン中央部に変更した構造を新たに考案し、開発コードを不知火 III-Advanced とした。不知火 III-Advanced は新規製造品をベースプレートのみを抑え、他の全ての部品を現行型から流用出来るようになっている。また、副次的効果として大幅な体積効率の向上にも成功した。

数回の地上分離試験を行い、分離回路側でややトラブルが生じたことがあったが大きな問題は発生せず、良好な結果が得られた。

打上げ直前までの運用作業も問題なく進み、不知火 III-Advanced、不知火 IV とともに正常動作し、全機回収を達成した。この実験をもって不知火 III-Advanced の開発は終了し、以降は新型分離機構の開発に注力していく予定である。

4.4.2 H-41

大学での分離試験中に共通計器とのコネクタが原因と思われる分離試験の失敗がたびたび起こった。これの対処策として不知火のリロード前に共通計器を結線し電磁弁の動作確認を行った後に結線は解除せず不知火のリロードを行い機体へ渡すという従来とは異なった手順を採用し機体へ搭載した。リロード時のケーブルの断線が危ぶまれたが何度か上記の手順で分離試験を行ったがケーブルの断線は見られなかった。また、共通計器側のケーブルを十分に長くしておくことで断線の可能性は軽減させることができるものと考えられる。

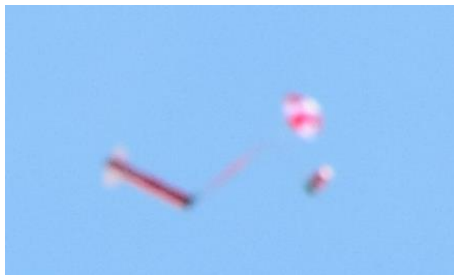


Fig. 4.4.1 開傘直後の様子

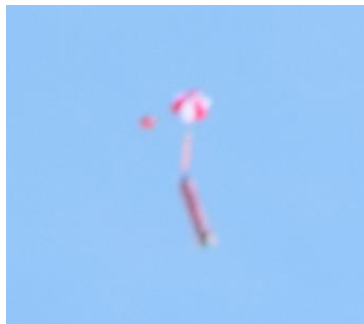


Fig. 4.4.2 降下中の様子

これまでノーズ紐を結線する際にパラシュート側に結線を行っていた。しかしこの部分に関してはあまり深く考察されておらずパラシュート側に結線されていたり機体側に固定されていたりと担当者によって結線位置にずれが生じていることもあった。現在、上記で述べたように固定位置は2か所で検討されている。一つ目は Fig. 4.4.3 にあるパラシュート側で結線する方法である

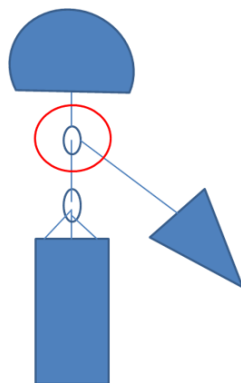


Fig. 4.4.3 パラシュート側への結線図

こちらは開傘時にパラシュートと絡まりパラシュートが開きにくくなる可能性がある。二つ目は図 4.4.3.のように機体に取り付けたアイナット紐の直上にノーズ紐を取り付ける方法である。

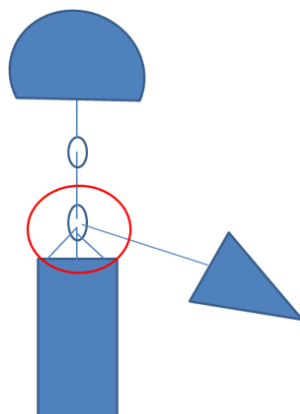


Fig. 4.4.4 機体側への結線図

こちらは放出時にパラシュートと絡まる恐れがある。放出時にパラシュートと絡まった場合パラシュートはほぼ開傘せずに分離機構が正常に作動した状態でも弾道落下のような形でロケットが落下してくる可能性が十分に考えられる。以上の点から H-41 ではパラシュート側にノーズ紐を結線した。ノーズ紐をパラシュート側に固定したことで開傘時にパラシュートと絡まることが懸念されたが、上空でパラシュートは正常に開傘した。また落下中および着地後も絡まった

様子はなく正常に開傘したと言える。



Fig. 4.4.5 着地後の様子

4.4.2 アブソーバ

従来のアブソーバの製造方法は Fig. 4.4.6 のようにウェビングにミシンを用いて縦に複数のラインを縫っていく形であった。しかし、アブソーバに力がかかっているもののアブソーバが動作せずに地上に帰ってくるといった現象が打上実験において多々見受けられた。また、アブソーバに入れるラインの数は特に定められておらず搭載したアブソーバによって強度はまちまちであった。以上の事から従来のアブソーバは縫目の強さが強すぎるのではないかと考察し新たな製造方法を用いたアブソーバの製造方法を考案した。



Fig. 4.4.6 従来のアブソーバ

縦にラインを入れる縫い方は製法が難しくすべてのラインを直線状に縫うことは困難なものであった。そこで図4.4.4.2のように縫い方を斜めにした。

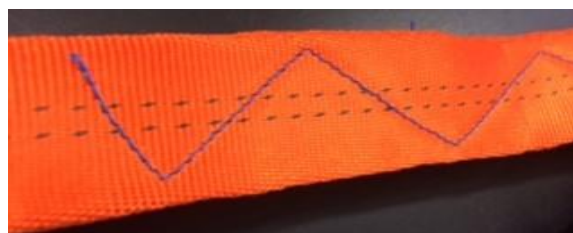


Fig. 4.4.7 新アブソーバ

H-41 はオープニングショックを計測するためアブソーバを搭載せず H-40 にアブソーバを搭載し実験を行った。メインシュートは全て破断しドロッグシュートは途中まで破断するという結果を得られた。アブソーバの動作状況としては全てがちぎれるのではなく途中まで破断している方が好ましいためドロッグシュートのような状況が望まれる。今後はアブソーバの製法による破断強度の比較や使用する材料による比較などを行いどの程度の力でアブソーバが破断するのかを定量的に評価できるようにする。また今の製造方法では縫目の粗さが均一ではなくまったく同じものを製造することが極めて困難であるため同品質のものを製造できるような製造方法も考案していく。

4.5 ハイブリッドロケットモータ

4.5.1 H-40

H-40 搭載モータは当団体が 2012 年度より開発を行ってきた推力 1 kN 級ハイブリッドロケットモータ THR-E/F210L 改である。このモータは HyperTEK 準拠では L 型クラスに相当する TSRP 独自開発モデルであり、酸化剤に N_2O 、燃料はワックスを使用している。また、本モータは H-33, H-34 のフライトに供された実績のあるモータである。今季のフライト実験においては HyperTEK 1680 cc タンクを使用し、酸化剤供給方式を従来のステム方式からバルブシステムへ変更して行った。酸化剤供給方式を変更したが、内部コンポーネントや外装に関しては変更を加えず実験に供した。以下に地上燃焼試験とフライト試験の推力時間履歴の比較と解析結果の比較を以下に示す。

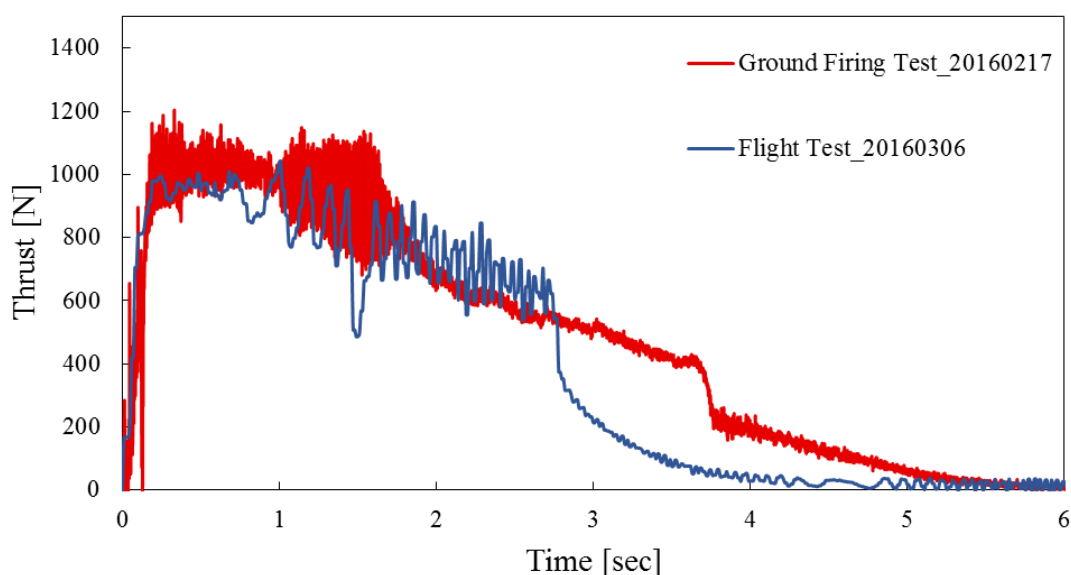


Fig. 4.5.1 THR-E/F210L 改 推力時間履歴の比較

Table 4.5.1 解析結果比較

項目	地上燃焼試験	フライト試験	単位
燃焼時間	3.66	2.71	sec
酸化剤質量流量	0.4299	0.5202	kg/sec
燃料質量流量	0.04564	0.04813	kg/sec
燃料後退速度	2.773	3.022	mm/sec
O/F	9.420	10.81	-
平均推力	726.9	802.8	N
全力積	2874.9	2363.5	Ns
比推力	153.1	154.3	sec

解析結果では地上燃焼試験に比べフライト試験では約 80 N の推力増加及び燃焼時間の大幅な減少が確認されている。また、地上燃焼試験では発生しなかった燃焼振動が観測されている。これら一連の性能変化の原因はインジェクタオリフィス流量係数の変化にあると考えられる。インジェクタオリフィス流量係数が増加することにより、酸化剤質量流量、酸化剤質量流束、燃料後退速度、燃料質量流量といったパラメータが増加、性能変化をもたらしたと考えられる。また、推定ではあるが今回のフライト試験の解析データより得られた酸化剤質量流量を獲得することができるインジェクタオリフィス流量係数を算出することを試みた。酸化剤供給圧力や特性排気速度効率などの条件については地上燃焼試験より得られた値を用いている。結果として、インジェクタオリフィス流量係数が 0.495 となったとき酸化剤質量流量は 0.5208 kg/sec となり、理論燃焼時間も 2.79 sec と近い値を示す。また、この時の理論燃焼室圧力は 2.34 MPa と地上燃焼試験で計測された平均燃焼室圧力よりも 0.5 MPa 程度高い値が算出され、振動燃焼が誘発されたと考えられる。だが、インジェクタオリフィス流量係数、燃焼室圧力はフライト時の計測データでは算出不可能であるため推定の域を出ない。この他、フライト試験では酸化剤供給路がランチクリアと共に切り離され、酸化剤供給路中の空圧弁から供給部までの余剰酸化剤は大気中に解放される。だが、地上試験では切り離されることが無いため余剰酸化剤も燃焼に寄与することとなる。このような条件の違いによる性能変化に関しては現在解析途中である。

4.5.2 H-41

H-41 搭載モータは昨年度より検討されてきた THR-E/F406K を用いた。本モータは HyperTEK 準拠での K 型に相当するモータである。上記した THR-E/F210L 改と同様に酸化剤に N₂O、燃料にワックスを用いたハイブリッドロケットモータである。今回のフライト試験での目的は理論計算や地上燃焼試験と同程度の性能が確認できるかの試験である。また、機体や搭載計器に関しては教育目的でリソースを低減させる為に二段分離を行わない高度設定となった。その為、使用するタンクは K 型用 HyperTEK 835 cc から J 型用 HyperTEK 440 cc へと変更された。以下に本モータの外観図を示す。

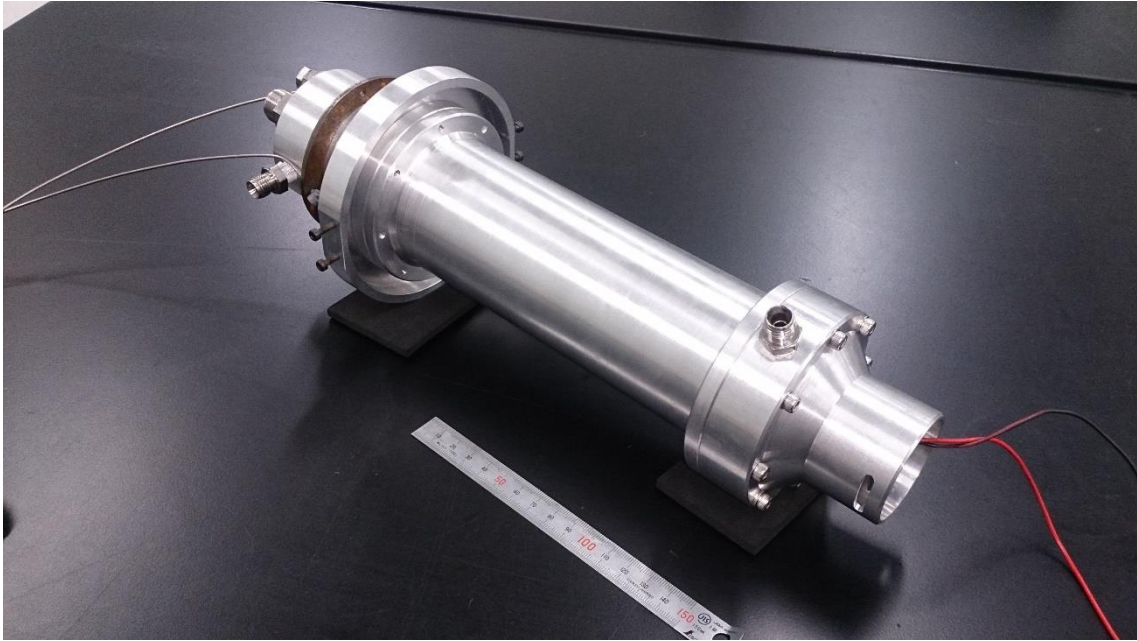


Fig. 4.5.2 THR-E406K 外観

本モータの地上燃焼試験時の性能及びフライト試験で得られた性能比較を以下の表に示す。また、同試験で得られた推力時間履歴を以下の図に示す。

Table. 4.5.2 THR-E/F406K 解析結果比較

項目	地上燃焼試験	フライト試験	単位
燃焼時間	1.406	1.09	sec
酸化剤質量流量	0.2745	0.334	kg/sec
燃料質量流量	0.04118	0.0451	kg/sec
燃料後退速度	4.724	5.285	mm/sec
O/F	6.666	7.401	-
平均推力	521.4	560.7	N
全力積	780.4	762.2	Ns
比推力	164.7	159.1	sec

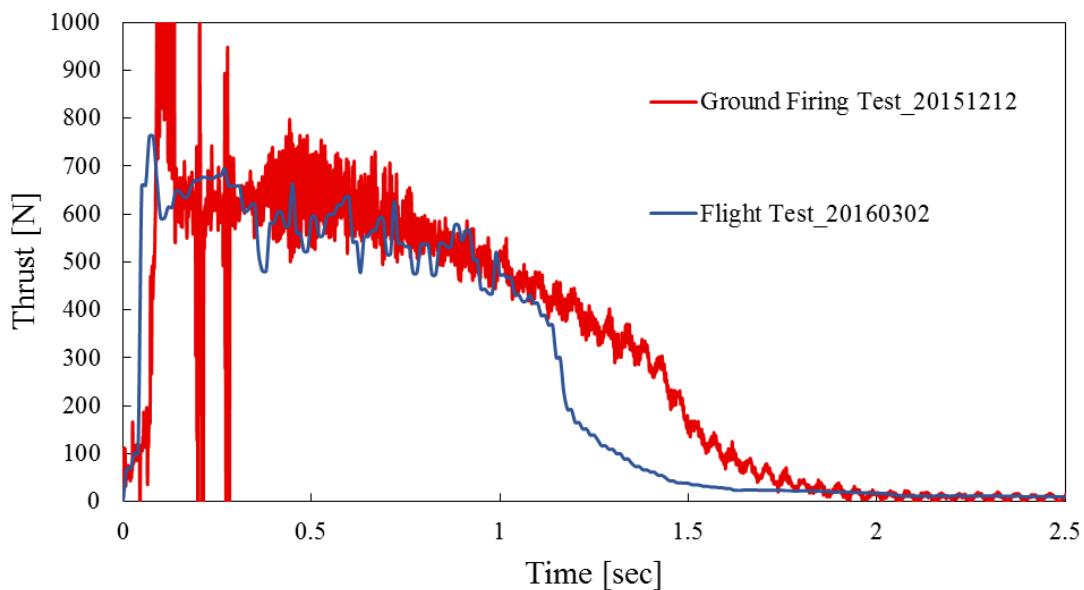


Fig. 4.5.3 推力時間履歴の比較

前項に記した H-40 と同様の性能変化の傾向が見られた。H-41 の地上設備では酸化剤供給方式がステム方式のため、余剰酸化剤は発生しない。そのため、H-40 と同様に、一連の性能変化はインジェクタオリフィス流量係数の増加に伴うと考えられる。

4.6 GSE

冬期打ち上げ実験において地上支援設備（以降 GSE と記載）は例年通り、亜酸化窒素・酸素ガス・窒素ガス用の GSE 配管を運用し、配管の制御には新規開発された無線仕様の制御系を使用した。ランチャーには TSRP ランチャーを使用した。ここでは主に運用時に発生したトラブルについて報告する。現地において無線 GSE の通信不良が多々発生した。この主な要因として、指向性の高いアンテナ同士が一直線になっておらず通信不良が起きたと考えられる。また、降雪時の雪の反射やアンテナ同士の軸線上に車両等が入るといった環境条件による通信状態の悪化が確認された。これらの対応としてアンテナを高所に設置し、アンテナの通信状態を確認しながら微調整を行った。点下器系においてはワニクリップの根元が断線したが、現地で修復を行い使用した。ランチャーにおいては例年通り、鉄板一枚を土台に使用して敷設を行った。組立において主なトラブルは見られなかった。運用時には、レールの溝掃除の際に拭き残った水分やレール溝に入り込んだ雪が凍ってしまうというトラブルが生じた。対策として念入りに拭いた直後から養生で目張りをし、雪の入り込みを防いだ。打上シーケンス時には、太陽によるカメラ液晶の反射や背景が白という点から充填確認の白煙の視認が困難であったため、視認での確認と同時に音の変化による充填確認を行うことにより対応した。

4.7 バルブシステム

4.7.1 概要

H-40 搭載型バルブシステムは、酸化剤充填、供給用機体内部配管、主流路バルブ制御用搭載回路、無線 GSE、ランチャ、ランチャ設置型酸化剤供給タワーからなり、H-40 専用に最適設計されたバルブシステムである。H-36 に搭載されたバルブシステムよりも軽量化と省スペース化、運用性、信頼性の向上を目指し設計された。これらの設計要求を全てクリアするため、点火用酸素供給路の一部が機体チューブ接続用カプラとなっている事や、配管内に供給する酸化剤の圧力と運動量による機軸方向の力を配管自身ではなく、機体外殻で負う事等、機体と内部配管のインターフェースは H-36 及び、今までの TSRP のロケットには見られないほど融合的な物となった。図 4.7.1 に H-40 のバルブモジュールを示す。各要素の技術的な報告は後述の燃焼班活動報告を参照されたい。

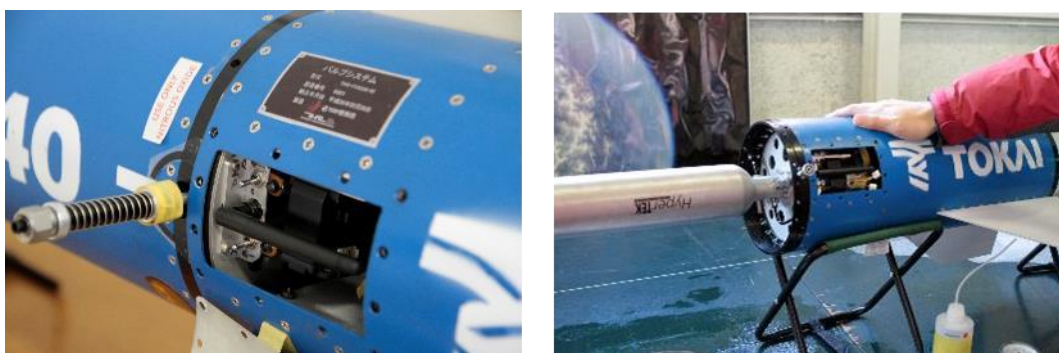


Fig. 4.7.1 H-40 のバルブモジュール

4.7.2 開発

バルブシステムはそのシステムの大きさから多人数開発を行った。開発主任が仕様検討、概念設計、システム設計を行い、その下に各要素担当者が付き、基本設計、詳細設計、製造を行っていった。このような多人数での開発を成功させるため、仕様検討を入念に行った。特に計測制御班に所属する回路担当者とは仕様策定会議を繰り返しお互いの合意を取ったうえで開発をスタートさせた。開発がスタートしてからは、バルブシステムに関する担当者を集め、定期的に進捗確認会議を行った。この会議では進捗の確認と開発を行っている最中に出てきた問題点を把握することを目的とし、必要であればその場で仕様の改変作業を行った。また、各要素が開発主任の提示した概念設計とシステム設計に即した基本設計、詳細設計になっているかどうかを確認するバルブシステム単体の独自設計審査を行った。これらのマネジメントを行いながら開発を進めたことにより、多人数及び他班に渡る開発に於いても比較的スムーズに開発が進行したと考えられる。今後 TSRP では今回のバルブシステムのような開発が増加することが予想でき、バルブシステム開発を今後の開発方法のテストケースとして活かしていきたい。

4.7.3 打上実験結果

H-40 打上実験の際、予備燃焼及び酸化剤供給を行ったが不点火になる現象が発生した。これはバルブシステム内部配管の酸素供給用ポリウレタンチューブの長さが長すぎたため、組立時に座屈してしまい、酸素が十分に供給されず発生した物であった。検討、設計段階に於いて、このような重大な不具合が発生するとは考えておらず、チューブの寸法公差の指定を甘くしており、かつ組立時に酸素供給確認試験は行っていなかった。今後この方式を取る場合は、チューブ長さの管理及び、組立時の酸素供給確認試験が必須である。渡航では、不点火発生後バルブモジュールの分解及び再組立ての際、チューブ長さの管理及び酸素供給確認試験を作業所で行い対処した。その後再度の打上実験では、バルブシステムはDUMP 操作兼酸素供給用つまみ側タワーの機体離脱後に引き込む機構以外の全てのシステムで正常動作を確認した。DUMP 側タワーの引込機構に関しては所定の引込量の 3/1 程度の引込量での動作となってしまったが、この程度の引込量でも問題ないような設計となっている。後の動画解析では、接続解除後の酸化剤側タワーの振動が目立った。これはタワーが設置されている反射板の剛性が足りない事により発生しており、今後はランチャー自体のバルブシステムへの最適化を行っていく必要があると考えられる。

4.8 搭載計器

4.8.1 共通計器 (H-40)

H-40 搭載の共通計器は開発・現地運用の担当者が 1kHz ロガーとの兼任であることを鑑みて、新規開発が不要かつ運用経験が豊富な H-36/H-37/H-38/H-39 搭載用に開発した汎用共通計器を使用した。実際の打ち上げで搭載したものは、在庫として保管されていた基盤に新たに部品を実装したものであったが、BM として用いるため前年度冬に作成した計器の再整備も行った。使用するセンサ等に昨年度の汎用共通計器からの変更は無い、以下に計器の主だった諸元を記す。

Table 4.8.1 計器主要諸元

Component	Detail	
Microcomputer	-	PIC 18F2553
Accelerometer	Chip	MPU-6050
	Range(+)	16 G
Gyro meter	Chip	MPU-6050
	Range(+)	500 dps
Barometer	Sensor	MPXA6115A6U
	Range	42.2 ~ 105 kPa
Thermometer	Sensor	LM60 BIZ
	Range	-40 ~ 80 deg
A/D Converter	Resolution	12 bit

2016 年 3 月に大樹町にて行われた H-40 の打ち上げ実験に共通計器の FM を供した。H-40

は飛行中に正常に 2 段分離を行い，着地後回収された計器からも全てのセンサの正常なデータ取得が確認された．それぞれの分離に関しては 1 段分離はタイマーmin(14 s)での分離となったが，分離判断自体は 13.5 s に行われていた．後述する様に 14.5 s で最高到達高度を記録したことも考えると適切なタイミングで分離判断が行われていた事が伺える(分離判断の 1 秒後に分離動作を行うアルゴリズムが組み込まれているため)．2 段目は高度 200 m での分離を目指したが，実際の分離を行ったのはタイマーmax(44 s)であり高度としては 260 m 地点であった．なおフライト時にマイコンが求めた分離目標高度は 191 m 付近であり目標の 200 m に対し 5%近い誤差が生じているが，こちらは発射検知直前の気圧値対して事前にプログラミングしておいた目標高度の地上との気圧値の変位を足したものを分離高度とする方式を採用しているため生じた誤差であると考えられる．

共通計器が取得した気圧データより求めた，H-40 の高度変化を Fig. 4.8.1 に示す．これより H-40 の最高到達高度は離床後 14.5 s 付近で記録された 881 m であることが分かる．なお今年度冬に打ち上げた H-41 も含め過去に取得した気圧データは分離が成功した場合，その直後に気圧値が大きく低下する様子が見られていたが，今回の解析ではその変化が確認出来ない．この理由として従来のベーク板を介して機体に取り付けていた方式と比べ，H-40 で採用した不知火に直接懸架する方式では分離の振動の影響を受けづらくなったためであるとの仮説を立てた．分離時の気圧の振れが無くなる事自体は解析精度の向上に役立つため，この事象の回避を目的としたシステムの変更等を行う予定は無い．

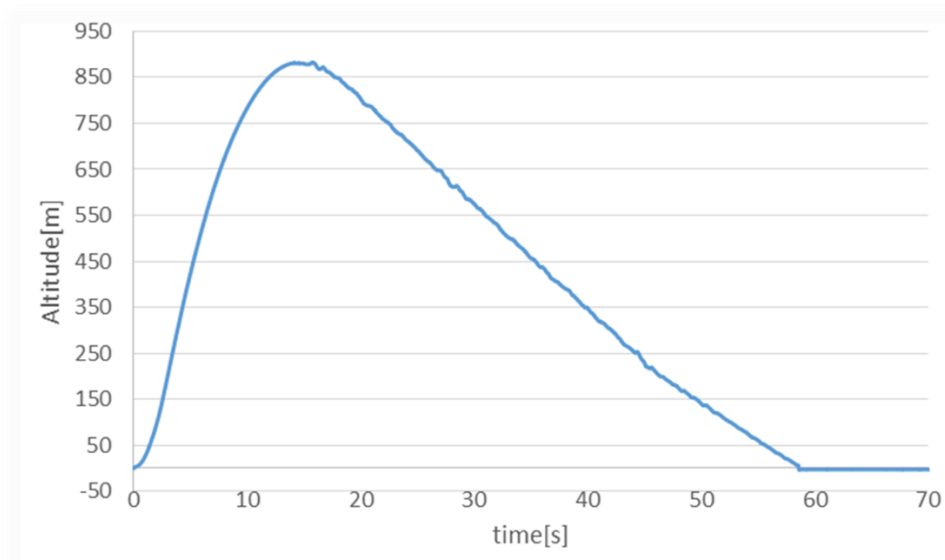


Fig. 4.8.1 H-40 高度変化

H-40 の解析においても加速度と角速度を取得したため，加速度を機上の座標系から地上座標系へと以下の座標変換行列を用いた変換を行った．変換後の Z 軸加速度を以下に記す．こちら

の時間軸を用いて ROM に記録された分離時間の推定並びに機体降下速度の推定を行った。

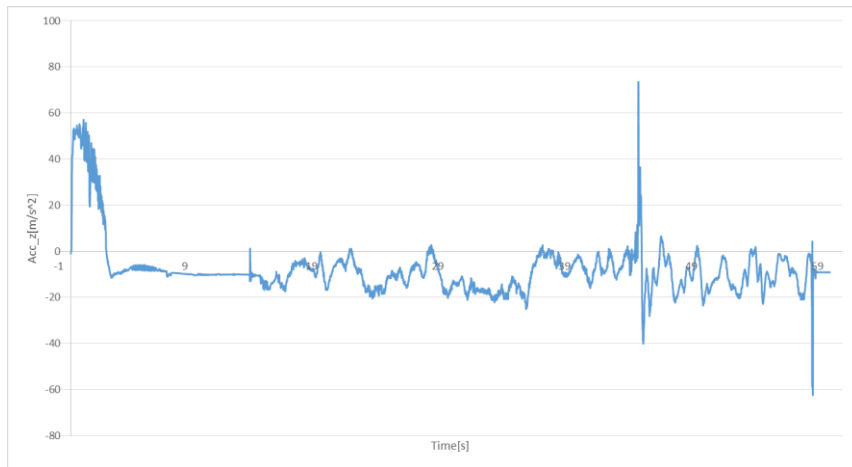


Fig. 4.8.2 座標変換後機軸加速度

H-40 及び H-41 の運用において直前期に手順の変更を行った。変更点としては不知火のリロード前に共通計器を不知火に結線し、共通計器側から電磁弁を制御してフライト直前のリロードを行う事である。これにより不知火 - 計器間のラインの健全性を保証することができる様になった。変更時期はリハーサル 2 終了後ではあったが、本番では特に問題が生じることなく両機共に正常な分離が行われた。今後は分離回路として分離機能を独立させ、不知火に直接懸架する事で運用性の向上を図る。

4.8.2 テレメータ

テレメータは測定されたデータを外部に伝送するシステムのことを言う。今回は H-40 の位置情報を計測、送信した。

Table 4.8.2 テレメータ性能概要

	計測	記憶	通信
モジュール名	GPS(GM-318B)×2個	Openlog	MU-1

今後 TSRP ではロケットの高度化を目指す。それに伴って機体の回収において着地範囲は広域化されることが予想される。それにより、回収も困難になるので正確な着地地点を測定することが重要になる。本実験においては GPS を用いた回収方法の技術継承を目的とした。

実験方法は機体内部に GPS を搭載し、測定した GPS データを 2.4GHz 帯の無線通信機器 MU-1 を用いて地上に無線送信する方法を取った。受信局では MU-1 のアンテナに八木アンテナを採用し受信されたデータを PC で表示し機体から送信される GPS データを監視した。打ち上げ後には機体が着地した方位角と観測点の位置から機体までの距離を算出するオリジナルソフト

ウェアで機体の着地位置を確認した。

本実験のテレメータの無線通信に関して致命的なトラブルは無く、継続的に GPS データを受信することに成功した。飛行中ではデータの受信状況は良好であったが機体の着地前後で通信の途切れが確認された。GPS データを地図上に表示したものを以下に示す。

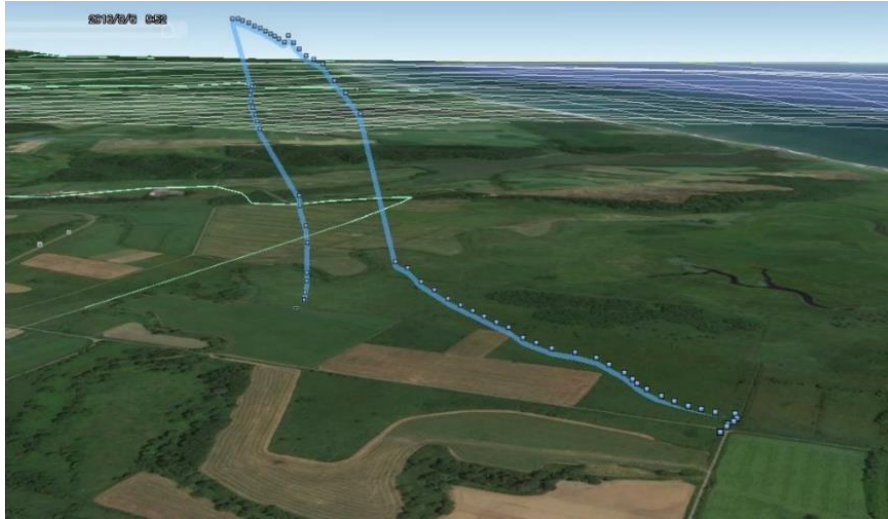


Fig. 4.8.3 GPS データプロット図

機体に内蔵される GPS から計測しソフトから算出した方位角は約 35° 、実際に着地した機体を目視で確認しその着地点の方角を方位計で測った値は約 39° であった。観測点から機体までの距離はソフトウェアでの計算結果では約 421 m、機体に内蔵した GPS データを GoogleEarth 上にプロットし観測地点との直線距離を測ると約 425 mであった。機体着地時、受信が途切れた時があったことについて、これは低い周波数帯での通信を行っていたため、指向性が強く正確に機体の方向にアンテナを向ける必要があった。だが微小な調整は困難であったため、途切れが生じた。今後はアンテナを 2 本使用し受信する可能性を上げるなどして対策を行う方針である。

4.8.3 共通計器 (H-41)

設計は、既存の H-36 の共通計器をモデルにして作成した。

計器製作後、分離機構とのテストで所定の挙動とは違う挙動を見せた。本来なら計器を分離機構に接続し、電源を投入 Flight モードに設定し、電源を再投入しセンサが 2G を検知してから分離動作に入る。しかし、このテストでは分離機構を計器に接続した段階で即時に分離機構が分離してしまうという事故が発生した。原因は分離時にスイッチングを行う FET とコネクタの間に短絡している部分があり、その部分から分離用から 12v の電圧が流れ出ているものと考えられる。修正後、電磁弁のみでの動作テストでは正確な挙動を見せたため、この部分以外の原因はないと判断した。

以下に解析結果を示す。

Table 4.8.3 解析高度

気圧よりもとめた到達高度	345 [m]
加速度よりもとめた到達高度	350 [m]
分離時間	8 s

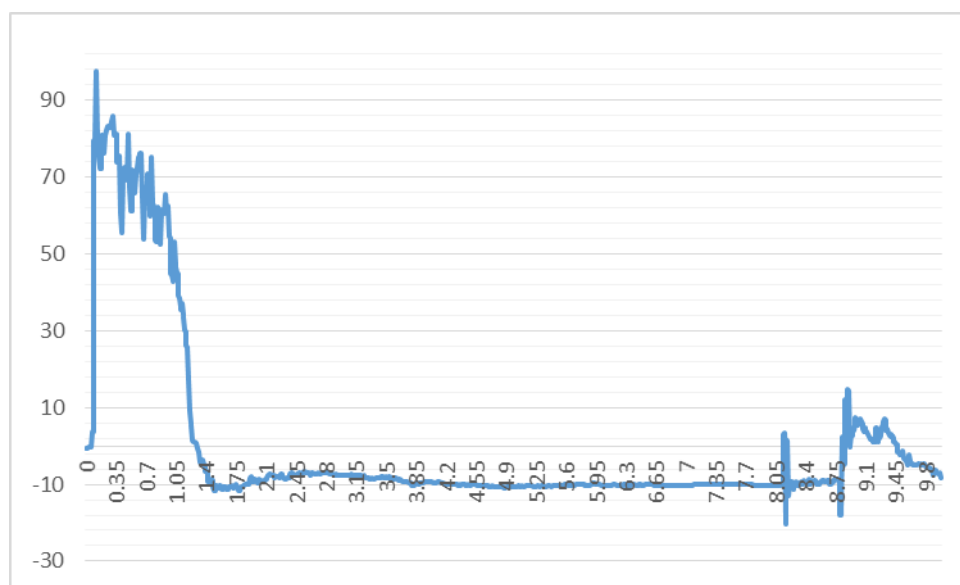


Fig. 4.8.4 H-41 機軸加速度

4.8.4 1 kHz ロガー

本計器は機体分離時のオープニングショック(以下 OPS)の計測を目的として開発された H-41 搭載の計器である。前年度に打ち上げられた H-37 に搭載された OPS 測定回路(ロードセルロガー)において OPS の計測自体は成功しているが、その時の計測結果により共通計器の加速度データからも比較的近い値を得ることが出来ると判明した。ロードセルの機体への搭載はロードセル自体が高価であることや機体運用性が悪化する等負担が大きいため、代替としての加速度計による OPS の計測は様々な面から大きなメリットがある。ただし、共通計器のサンプリング周波数 100 Hz では十分ではなく、1 kHz 以上のサンプリング周波数が必要になってくる。以上の経緯から開発された計器が 1kHz ロガーである。

1kHz ロガーの開発に際して課題となった事がサンプリング周期 1 kHz を達成可能な ROM の選定であった。通常の計器に用いている EEPROM(AT24C1024B)はデータの記録時間に 1 msec 程度を要するため、OPS 測定回路では EEPROM の 10 並列化の方式を採用したが、この方式では回路が複雑化することに加えて十分な記録容量を確保することが出来ず、2 G 検知前のデータを保存する事も出来なかった。そこで本計器では新選定した SPI フラッシュメモリである

MX25L4006E を使用し、比較的単純な回路でのサンプリング周期 1kHz の達成を実現した。今回選定した ROM に合わせて加速度計も SPI 接続が可能な ADXL345 を使用した。こちらは過去に I2C 接続での使用実績があり、SPI 用のプログラムを製作し易いと判断し採用した。以下に計器諸元表、回路図及びボード図を記す。

Table 4.8.4 計器諸元

Component	Detail	
Microcomputer	-	PIC 18F2550
Accelerometer	Chip	ADXL345
	Range(+/-)	16 G
ROM	Chip	MX25L4006E
	Capacity	0.5 MB × 4

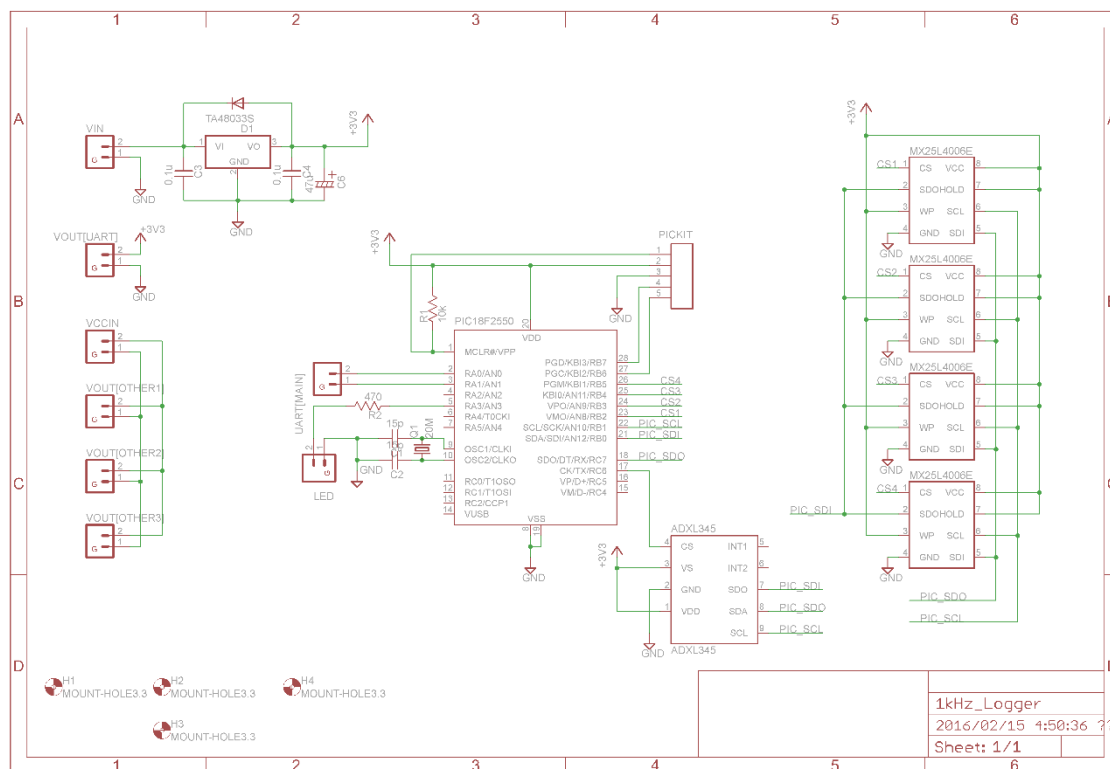


Fig. 4.8.5 1 kHz ロガー回路図

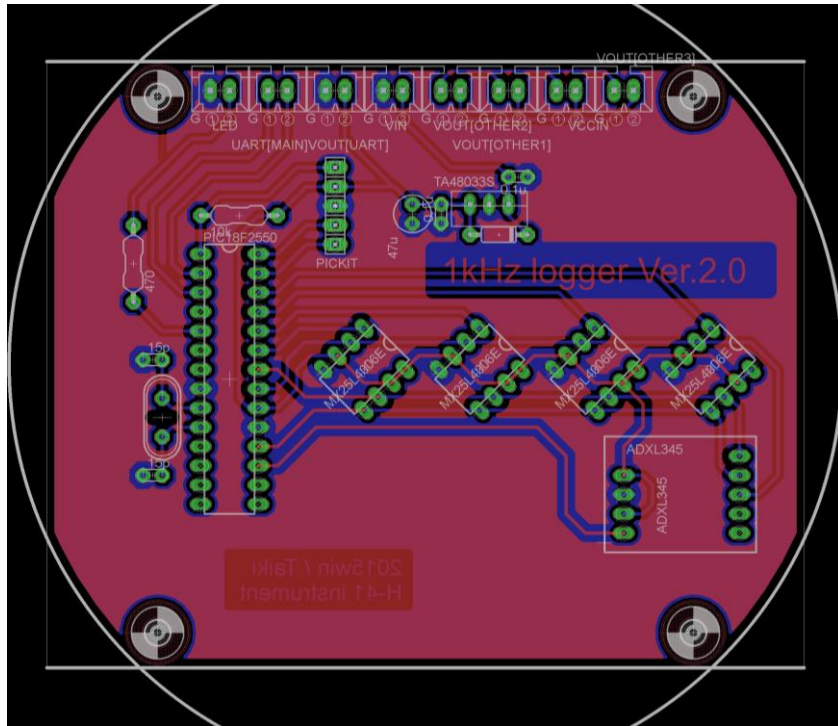


Fig. 4.8.6 1 kHz ロガーボード図

H-41 の打ち上げ実験後機体から回収された 1kHz ロガーより打ち上げ直前の値も含むフライトデータの読み出しに成功した。データはノイズがかかった状態ではあったものの、同時に搭載された共通計器の取得加速度と近い傾向を示していた。共通計器取得加速度との比較が以下の図になる。Y 軸のグラフにて 8 秒付近に見られる 2 つ目のピークが OPS であると考えられる。なおこれ以降の図において共通計器のデータを赤いラインで、1kHz ロガーのデータを青いラインで示している。

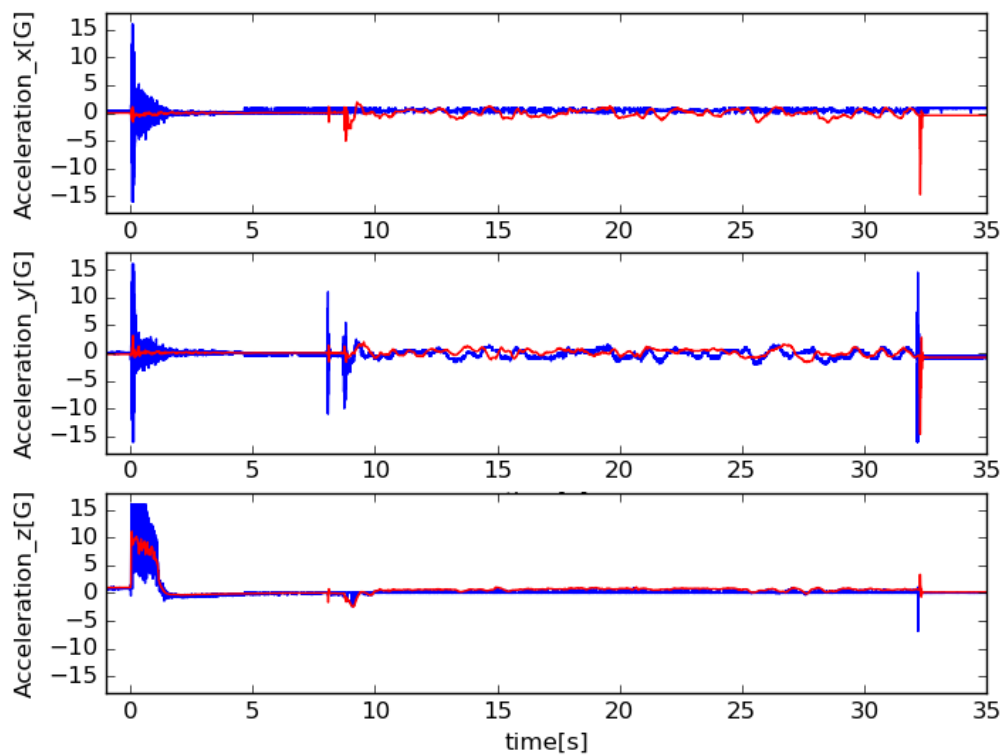


Fig. 4.8.7 計器取得加速度の比較

ノイズについて考察するため加速度のz軸成分をフーリエ変換した。その結果を以下に示すが、これによると190 Hz 前後及び320 Hz 前後に大きなピークが見られる。

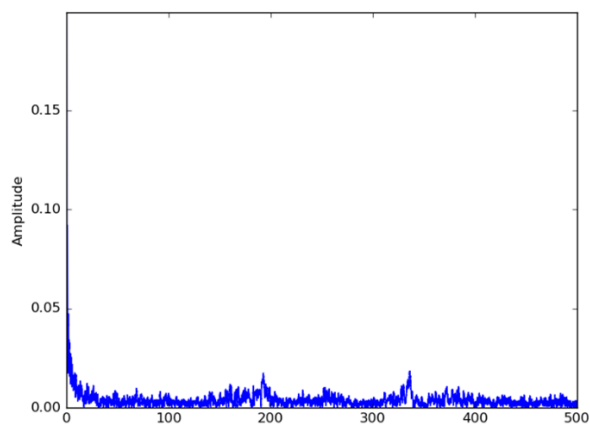


Fig. 4.8.8 機軸加速度 FFT 結果

両周波数帯は燃焼振動の周波数とは異なるため、これらを無くす様に 150 Hz をカットオフ周波数として LPF を掛けたものが以下となる。

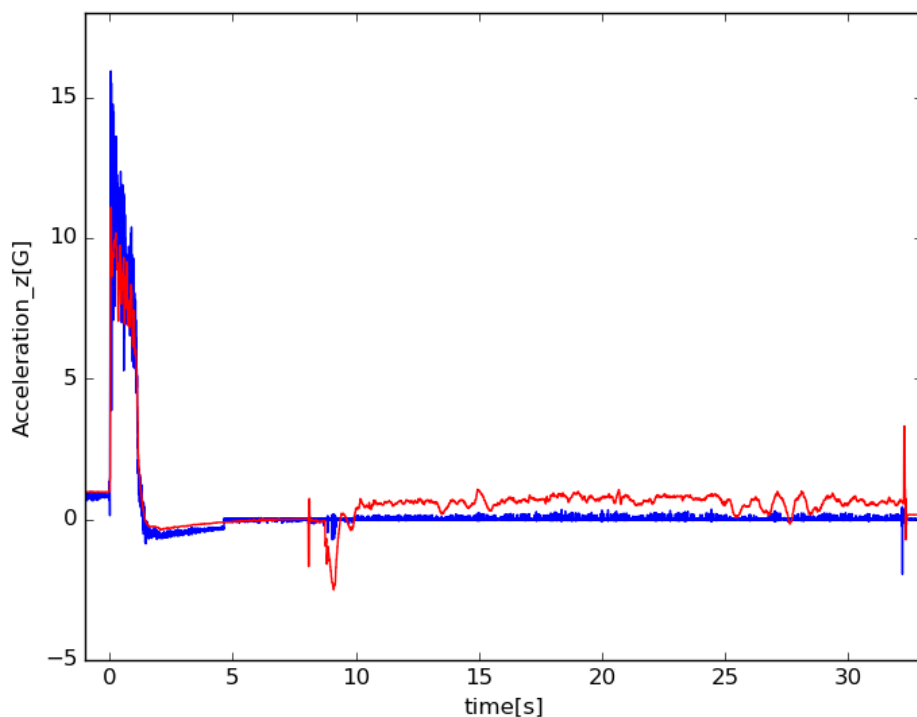


Fig. 4.8.9 LPF 後加速度

この図の様に高周波成分を除くと 1kHz ロガーと共通計器の加速度は非常に近い概形を取るものの、1kHz ロガーの加速度値は共通計器のものよりも高く出ている事が分かる。以上から 1kHz ロガーによる OPS の取得自体には成功しているものの全体的に高周波成分のノイズが多いデータとなっており、そのショックの絶対値の整合性の判断に関しては今後の解析及び他の機体における取得データとの比較が必要となると考えられる。またノイズが多く出た原因として今回使用した ADXL345 のセンサ特性が挙げられる。このセンサは比較的静的な加速度値を精度良く吐き出すため、動的な加速度の計測にはまた別のセンサを選定する必要がある可能性が高いと考えられる。

4.9 飛行経路計算

4.9.1 H-40

打上実験を行うにあたって、安全性の確保のため、ロケットの諸元から飛しよう経路計算を行い、落下位置の予測を行った。計算手法としては NAL-TM-145 ”スピンを伴うロケットの運動

を計算するプログラム”を元に、本団体自主開発の THR モータを使用したハイブリッドロケット向けにモデルの詳細化を行ったものを採用している。計算は Fortran90 にて実装したプログラムにて行った。

以下に実際の落下地点と計算結果を示す。

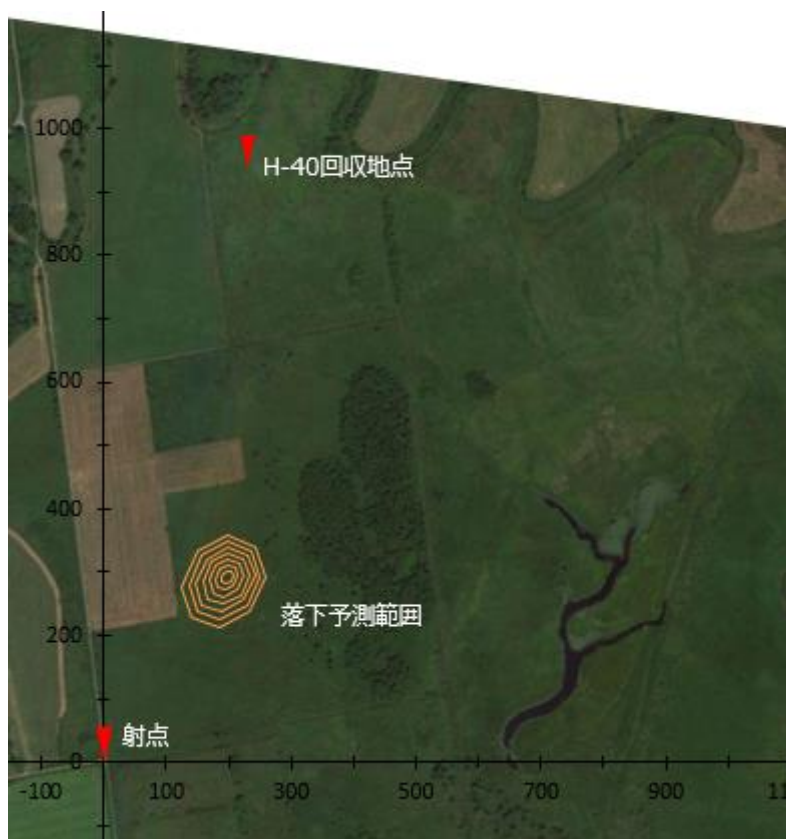


Fig. 4.9.1 落下地点

落下予測範囲から大きく離れた地点に着地していた。着地点は機体に搭載されていた GPS ロガーおよび回収を行った際に携帯電話で取得した GPS 座標で特定しており、両者の示す座標はほぼ同一だったため、GPS の精度以内でおおよそ正確と思われる。当日打ち上げの際には、風速の高度分布予測をより風速が大きくなる方向で見積もり、安全上問題ないことは確認していた。5 m 風向風速計のログから打ち上げ前から後までおおよそ北から風 0.7 m/s で大きな変化はなかった。したがって風速の高度分布の見積もりおよびパラシュート降下時の運動モデルについて再検討する必要がある結果となった。従来までの飛ばし経路予測では弾道落下の場合はかなり精度よく見積もれていることが多く、パラシュート降下時の運動モデルに関しては大きな問題であることを改めて認識することとなった。

4.9.2 H-41

計算手法は H-40 と同様である。以下に実際の落下場所と計算結果の比較を示す。



Fig. 4.9.2 H-40 落下座標と予測範囲

落下予測範囲の外縁は地上風速 4 m/s の場合の範囲である。打ち上げ時風向風速は南からの風 2.0 m/s、打ち上げ前には南からの風 2.7 m/s まで観測していた。やや予測地点からは離れた位置に落ちているが南からの風 2.0 m/s の場合の落下予測地点からの距離はおよそ 70 m であり、記録した GPS の精度から考えても十分な予測がなされたと考えられる。

4.9.3 まとめ

H-40 と H-41 の落下地点と予測位置を比較すると高度が高い H-40 は高度の低い H-41 よりズレが大きい。これまでの経験から弾道落下の場合は精度良く飛しょう経路計算ができていることを考えると、運動モデルが十分でないパラシュート降下が長くなる高高度機では落下地点が予測範囲外となってしまう可能性があると考えられる。したがって今後の開発として計算精度の向上、特にパラシュート降下時の運動モデルに関しては急務である。

4.10 新分離機構

2015 年時点での TSSS (Two Stage Separation System) には不知火IVが使用されている。不知火IVは現行の設計に変更されてからは成功率 100%を誇り、信頼性の確保されたものと考えられる。しかし、不知火III同様大型機体を想定されていなかった時期に開発されたものであるため、

機体の大型化につれ必要以上に体積がかさむなど、大型化に不向きな機構であった。また、これまでの動作保証試験にて不知火IVは吊り下げ質量 25 kg までが可動範囲であり、これを超えると作動しないとされていた。開発ロードマップを考慮すると、遠くない時期に機体質量 25 kg を超えるようなロケットが設計されることが予想され、大型化に対応しやすく高強度で可動質量範囲の広い新型 TSSS を開発する必要があった。

現状の不知火IVの可動質量限界を確認するために、おもりを用いて動作試験を行った。不知火IVと不知火IIIを接続、不知火IIIのメインシャフト下部にアイナットをとりつけ、アイナットにおもりを吊るすことで機体質量を模擬した。



Fig. 4.10.1 供試体図

すでに可動が確認されていた質量 25 kg から 5 kg ずつおもりを増やし、繰り返し試験を行った。結果、吊り下げ質量 80 kg まで動作を確認し、損傷や変形は見られなかった。また 80 kg で試験は中止したが、これはおもりがこれ以上用意できなかったことおよび試験環境的要因によってこれ以上の増量が難しかったためである。よって不知火IV自体の可動質量限界は 80 kg より高いと思われる。可動質量限界が 25 kg から 80 kg まで大幅に伸びているが、これは 25 kg で終了した以前の試験時から不知火IVの設計が変更されており、ロックを担っているピンのテーパ角度や固定ボルトの本数および位置などが影響を与えたためと考えられる。

この試験によって不知火IVは機体質量 80 kg での動作が保証された。不知火IVを高強度化した場合の質量増加率も鑑みて新型 TSSS の開発は急務ではないと判断し、今期における新型 TSSS の開発を凍結した。コンセプトモデルなどを引き継ぎ、今後の開発計画に組み込んでいく。

5. 教育プロジェクト

5.1 概要

TSRP で現在進めている中期的開発計画 (Fig. 1.4.2 参照) では 2015 年度夏季の打上実験は行わず、冬季の打上実験にリソースを優先的に割り振ることとなっている。しかし、これまで 1 年生を含む下級生への教育はこれまでの TSRP では夏季の能代宇宙イベントでの打上実験を通じたものが主であり、冬季の打上げは技術実証の機会とされていた。2015 年度冬季の打上実験も技術実証の実験である。これによって下級生への教育機会が大幅に減少することが懸念された。特に 1 年生に関しては 4 月に入学以降、翌年 3 月の冬季打上実験までロケットの打上げを見ることなく活動を行うこととなるため、活動意欲の維持が困難であることが予想された。そこで 1 年生に対してモデルロケットを用いた教育プロジェクトを実施することとした。

教育プロジェクトに対し求められる条件として

- ・低コスト
- ・上級生の時間的リソースを過剰消費しない (H-40 開発のリソース優先)

が挙げられた。これらが満たせない場合は従来通りのハイブリッドロケットプロジェクトの実施が優位となるためである。まず、これまでのハイブリッドロケットプロジェクトでの教育内容として最も重要な項目として

- ・ロケット打上げの流れの経験
- ・PDCA サイクルの経験

が挙げられた。各個別専門技術も重要であったが、それらは座学的教育期間が設けられるため教育プロジェクトと平行して実施することが可能であるという判断が行われた。上記条件と求められる教育内容を満たすプロジェクトとしてモデルロケットの設計、打上実験が提案された。コスト面ではモデルロケットモータはハイブリッドロケットモータより安価であり、機体構造も紙筒となり GFRP や金属を使わず安価となる。設計面では過去に TSRP で打ち上げた H-5 レストア機を始めとするモデルロケットを参考とすることで設計に上級生の時間的リソースを消費しづらいことが予想された。これらに加え、求められる教育内容であるロケットの設計、打上経験および PDCA サイクルもプロジェクトを経験することで得られると期待された。これらを踏まえ、1 班 5 人以上を基本として 4 班を作成し、各班ごとに固有のミッションを設定することで 1 年生全員がロケット設計のいずれかのセクションに関わりかつ PDCA サイクルを経験できるモデルロケットプロジェクトが教育プロジェクトとして採択された。使用するモデルロケッ

トクラスとして、A 型などではその推力の低さによって各ミッションに対する自由度が失われることおよび活動意欲の刺激が不十分と考え、G 型モデルロケットモータを使用することとした。各班ではカナード翼の効果の実証やドップラー効果による速度推定など実験機会が限られるハイブリッドロケットプロジェクトでは採択されづらいミッションが見られ、上級生にとってもいくつかの知見が得られるものもあった。

2015 年 11 月 7 日に野田市スポーツ公園にて打上実験を実施した。しかし、4 機の内 2 機を打ち上げた時点でパラシュート開傘時の機体破断、保安範囲外への減速着地、離床直後のモータ脱落などトラブルが頻発し、原因が構造的なものであったため残る 2 機の打上げを中止した。

結果的に見ると、効果に関しては一定の成果があり 1 年生の段階で設計に関わられた経験からか翌年以降の活動継続率も高く積極的な世代となった。しかし、H-40 開発担当者がモデルロケット設計、指導の担当を担ったため H-40 開発に割く時間は当初の予想より減少した。なおかつ構造設計については過去機を参考にしたものの現地でのトラブルからたくさんの問題点が明らかとなり、モデルロケットプロジェクトに期待した条件は満たされなかった。TSRP 内に大型モデルロケットの設計、製造に十分な経験を持つものが存在せず、各種見積もりが甘いまま進んでしまったことが顕著となった結果であった。したがって、今後大型機開発のために夏季の打上げがない場合の教育プロジェクトとしてモデルロケットプロジェクトを採用する場合は、ハイブリッドロケットプロジェクトとは違う形で技能、経験が必要となることを把握した上で計画することが重要である。

5.2 機体

教育プロジェクトでは G 型モデルロケットを教材として使用したため、機体構造においては基本的に一般的な大型モデルロケットの構造に準拠しているが、自団体において打上実績がある H-5 レストア機の構造を特に参考とした。なお、設計製作期間を考慮して新入生が構造設計を行う範囲は分離面から上のミッション部とフィンのみとし、班に関係なく共通設計に出来るモータ部や各種マウント類は上級生側で事前に設計を行なった。

5.3 空力/シミュレーション

5.3.1 空力設計

機体設計は Open Rocket で行うため、空力設計も Open Rocket で行うことが可能だったが、本プロジェクトでは教育を兼ねて、学生ロケットで主流の“手作りロケット完全マニュアル”に記載されているバロウマンメソッドを設計手法として採用した。計算シートを作成し、計算手法とその内容を把握することに加え、今後多用する Excel による計算シートの作成を経験することを目的とした。なお、安定判定およびフィンの設計は計算シートで対応しているが、Open Rocket のシミュレーションの仕様上、Open Rocket でのシミュレーションには Open Rocket

で算出される圧力中心の位置を利用している。

5.3.2 シミュレーション

TSRP が保有しているシミュレーションはハイブリッドロケット用でありモデルロケットに適用するためにはいくらかの改修を施す必要があり、開発リソースの節約のため、本プロジェクトでのシミュレーションはモデルロケットに対応している Open Rocket を利用することにした。しかし、プロジェクト後半での実測諸元を用いたシミュレーションにて Open Rocket によるシミュレーション結果が発散し、正常な落下分散が得られないというトラブルが発生した。これに対し、Open Rocket を利用している他団体に問い合わせなどを行ったが、原因不明かつ対処として機体の設計しなおししか見つかっていないことがわかったため、急遽 TSRP のシミュレーションをモデルロケットに対応させたモデルを作成した。これによって正常な落下分散は得られたため、風向風速制限や打上可否判断についてはこちらのシミュレーションを用いた。

今後モデルロケットを扱う場合でもシミュレーションについては、Open Rocket を利用しないことが望ましい。今回 TSRP のシミュレーションにモデルロケット対応モデルを作成したが、開発期間を短縮するために計算モデルを非常に簡易的なモデルにし、本プロジェクトで打ち上げるクラスのもの程度を対象としている。本格的にモデルロケット用として改修を加える場合には計算モデルを構築しなおす必要がある。

5.4 搭載計器

教育プロジェクトにおいて 1 年生の計測制御班志望者は標準計器の製作と取得データの解析を行った。担当者の殆どが電子工作の未経験者であり製作期間が実質的に 2 ヶ月程度と短かったため、動作確認済みの回路図とプログラムは上級生側で用意した上で作業に着手して貰った。ミッション計器を兼任する者が多かった中 4 班全ての計器の動作確認が取れ、打ち上げを行った 2 班は正常なデータ取得も行うことができた。極力 1 年生の負担を減らしかつ今後のハイブリッドロケットでの計器開発に経験を活かせる様に、動作保証が取れている共通計器をベースに簡易化した計器を標準計器として採用した。H-35 型共通計器をベースとしたが、モデルロケットの仕様上電磁弁は使用しないため電磁弁駆動部を搭載せず、回路設計に特段のノウハウを必要としない様にアナログ部(気圧センサ、温度センサ及びアンプ)をデジタルセンサに置き換えた。標準計器の主要な諸元及び回路図を以下に記す。

Table 5.4.1 標準計器主要諸元

Component	Detail	
Microcomputer	-	PIC18F2550
Accelerometer	Chip	MPU-6050
	Range(+/-)	16 G
Gyro meter	Chip	MPU-6050
	Range(+/-)	500 dps
Barometer	Chip	LPS25H
	Range	26 ~ 126 kPa

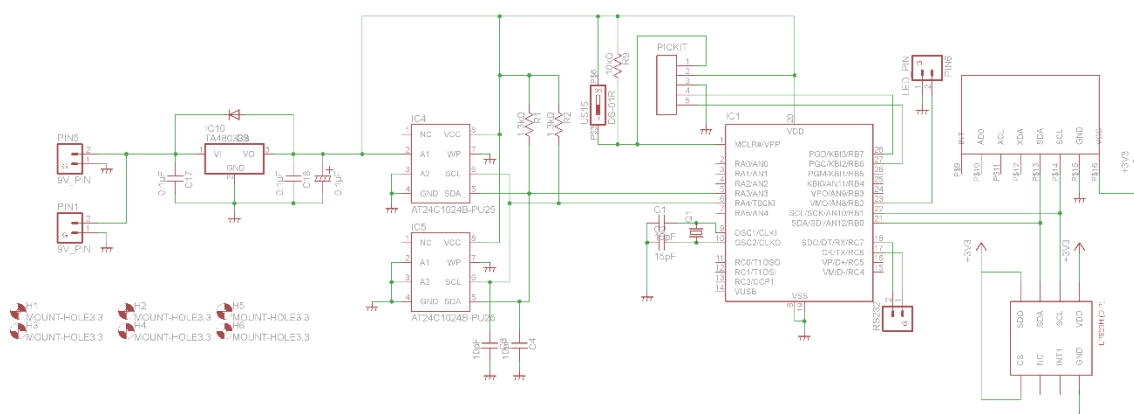


Fig. 5.4.1 標準計器回路図

プロジェクト発足当初は想定していなかった事ではあるが、4班の内3班が個別のミッション計器を必要とするミッションを提案した。機体側に独自に変更を加えた上でミッションとして成立させる事の困難さを考慮すると、この状況はやむを得ない面もあった。しかし上級生2名しか指導を行えない中、自らの開発を抱えながら未経験者に適切にアドバイスを行う事は非常に困難であり、実質的にハイブリッドロケット側の計器開発がストップする事態となった。今後同様の状況が生じ得る場合は1年生のミッション内容の制限も含めて対応するべきであると考えられる。

6. その他の活動報告

6.1 燃焼班 (2014 年度)

6.1.1 ハイブリッドロケットモータの他大学への貸与

2014 年度能代宇宙イベントの陸打ちにおいて、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 (TSRP) が芝浦衛星チーム (SST) のハイブリッドロケットに供したモータは、TSRP 燃焼班が 2000 年度に独自開発した自作ハイブリッドロケットモータ THR-F003J である。本モータの推進剤は N₂O/WAX を使用しており、推進性能は HyperTEK 準拠のクラス分けによれば J 型相当である。また、酸化剤タンクは既製品である HyperTEK 製 J 型タンクを用いて、それ以外のコンポーネントは自作したものである。本モータは過去に複数回の地上燃焼試験と 7 回のフライト試験を実施し、成功実績のあるモータである。以下にモータの外観図を示す。



Fig. 6.1.1 THR-003J 外観図

本モータは設計時の性能として平均推力 340 N となるように性能設計を行った。ここで、Table 6.1.1 に各種性能、Fig. 6.1.2 に推力時間履歴を示すが、機体が弾道落下した際に計器が破損したためフライト中の加速度データを取得できず推力時間履歴の算出は行えていない。

Table 6.1.1 各種性能

項目	地上燃焼試験	単位
燃焼時間	2.16	s
平均推力	341.1	N
全力積	828.7	Ns

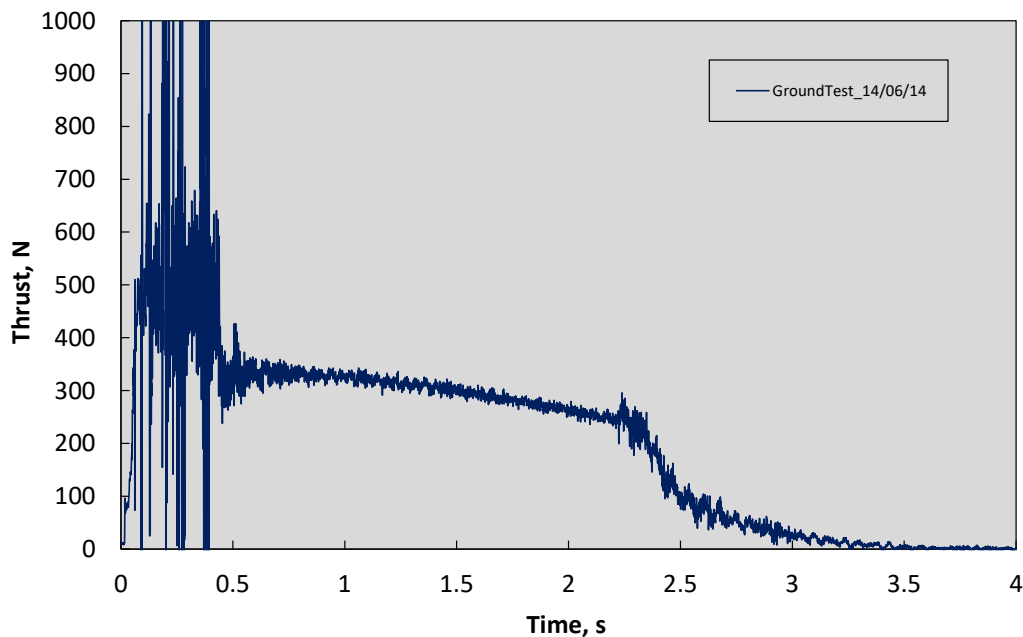


Fig. 6.1.2 地上燃焼試験の推力時間履歴

推力時間履歴の前半に生じている振動波形はイグニッションワイヤのスパークによるノイズであり燃焼振動ではない。

今回のフライト試験の結果について特筆する点は、燃焼終了直前に黒煙が排気されていたことである。また、打ち上げ動画からも燃焼振動特有の音が確認されたため、この現象は燃焼不安定によるものであると推察する。回収後モータの解体を行ったときに燃料の消費量が、過去に行った複数回のフライト試験と比較して多かった。ここから推察できることは酸化剤流量が増大したことにより燃料の供給量が増大または崩落し、燃焼室圧力が上昇し燃焼振動を誘発したということである。また、WAX系推進剤において燃料リッチの状態では燃焼効率が低いときに黒煙が発生するということがあったため、今回のフライト試験も類似した状況である可能性が高い。酸化剤の量に関しては、予冷時間が長かったため酸化剤密度が上昇し、設計時より酸化剤の搭載量が増加した可能性がある。いずれも推測であるためフライトデータが無い状態で原因を特定するのは困難である。

次にモータの構造について記述する。回収時のモータの状態はタンクアダプタから折れ、酸化剤タンクと推力室が分離した状態で発見された。また、ノズルカバのタイラップを通す部位が変形し、内部コンポーネントであるノズルの一部が損傷した。以下に示す図はタンクアダプタとノズルカバの外観図である。前述した破損個所以外に目立った外傷はない。

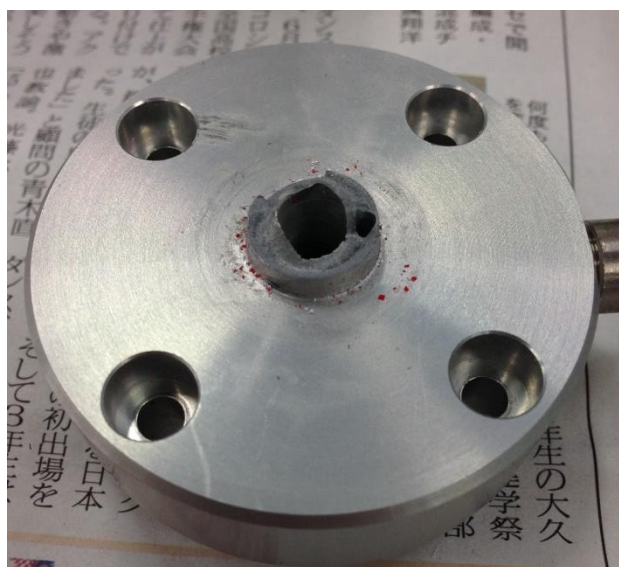


Fig. 6.1.3 タンクアダプタ



Fig. 6.1.4 ノズルカバー

6.2 燃焼班 (2015 年度)

6.2.1 概要

2015 年度の燃焼班は TSRP 全体の目標である、高高度化を目指すための技術実証をメインの柱として活動を行ってきた。具体的には通年で開発を行っている自作モータの新造をはじめ、バルブシステムの改良や GSE の無線化、M 型クラスの大型燃料の製作等が挙げられる。前期には例年、2 度行っている打ち上げ実験が今年度は 1 回となったため、1 年生はプロジェクトの一環でモデルロケットを製作し打ち上げ実験を行い、開発やプロジェクトの流れを学んだ。後期は北海道大樹町で新型の K 型モータやランチシステムを完全に廃した大型モータ用バルブシステム、

無線 GSE の技術実証打ち上げ実験を行い，成功を収めた。

6.2.2 新規 600 N 級ハイブリッドロケットモータ開発

THR-X406K（以下，本モータ）は 14 年度後期より開発が開始された N₂O/WAX ハイブリッドロケットモータである。本モータは推力 600 N 級の HyperTEK での K 型に相当するモデルである。このモータの開発目的は，部品損傷によって使用不可となった旧 600 N 級ハイブリッドロケットモータ THR-E/F006K 改（以下，006K 改）の代用，燃焼室内部構造を変化させて行う各種性能試験を実施するためのテストベッドとすることである。新規技術要素は入れず，既存の確立された技術を用いて設計を行った。

モータ外殻構造については当団体に運用中の THR-E/F210L 改及び THR-E/F303J の構造を踏襲し，軸方向荷重を受け持つ構造が従来のネジ式からフランジ式の構造への変更が決定した。これは，能代宇宙イベントの安全審査に異常時の圧力開放機構を機軸方向へ設けることが望ましいと規定されたためでもある。また，フランジ式構造ではバルクヘッドまたはノズルカバのみを外すことによって内部コンポーネントを換装可能であるため近年の燃焼試験において運用性の向上を確認できた。その為，安全性の向上と運用性の向上を得られるフランジ式モータ構造とすることを決定した。

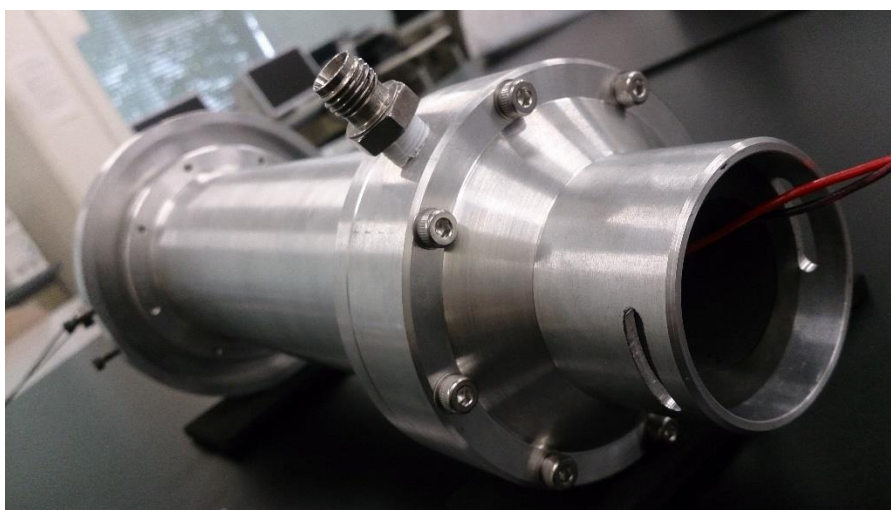


Fig. 6.2.1 THR-X406K 外観

製造後の運用では主に新規開発燃料の燃焼特性取得試験，バルブシステムによる点火試験に供した。火入れとなる燃焼試験で得られた推力時間履歴を以下に示す。

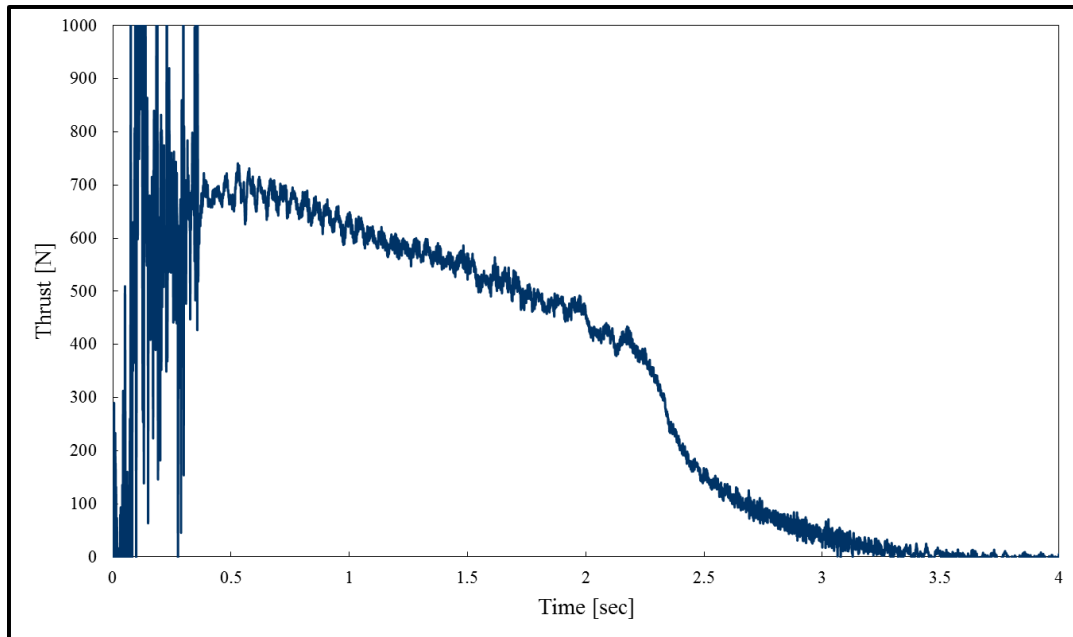


Fig. 6.2.2 推力時間履歴

当初目標としていた性能及び製造性や運用性を確認できたため、運用に問題はないと考えられる。また、冬季打上においても打上げ実証もできた為、打上げに供することも可能である。今後、地上でのテストベッドとして運用を行う予定である。

6.2.3 バルブシステム

現在、TSRP 燃焼班では、酸化剤供給システムとして、HyperTEK と同じくランチシステム方式を採用している。ランチシステムを使用した場合、モータ着火時にランチシステムの居座りによって、燃焼室内圧が高まり、モータシステムが爆発する可能性がある。TSRP でも、過去にランチシステムの居座りが原因の一つと考えられる爆発事故が発生している。また、ランチシステムを使用することにより、モータの設計に制約が出てしまうという短所もある。安全性、及び設計の自由度を高めるといった観点から、今後開発される大型モータにランチシステム方式を用いるのは最適ではなく、早急に次世代酸化剤供給システムの開発が必要であり、機体内部にバルブを搭載した酸化剤供給システム「バルブシステム」を開発するに至った。バルブシステムは2012年度より、本格的な開発を開始し、2013年度終わりに地上燃焼試験を開始、2014年度に地上燃焼試験に成功、そして、2014年度冬期打上にてH-36に搭載され、フライト実証試験を行った。このフライト試験に供したバルブシステムは、初運用という事でより安全性を追求した堅牢な設計にしており、質量と運用のしやすさを犠牲にしている。今年度は、バルブシステムをロケットに定常的に搭載することを目指し、積極的な軽量化と運用性の向上を設計方針とし開発を進めていった。

バルブシステムは機体に搭載される「機体内部配管」、地上から酸化剤を機体内に供給するた

めの「地上付帯設備」、機体内に搭載され、点火所からの指令によってバルブを動作させる、「バルブ制御回路」、そしてランチコントローラ及びサテライトコントローラ間を無線化した「無線GSE」からなる。2014年度と同様な構成となっているが、2015年度に開発した物の反省から改良を行い、より信頼性の高いシステムとなった。Fig. 6.2.3 にバルブシステムの構成を示す、また、今年度のバルブシステムの開発は、Fig. 6.2.4 のような体制で行われた。こちらも2014年度の実験を生かしトップダウン型の開発体制とした。主任設計者がシステム設計と各コンポーネントの仕様策定と内部配管設計を行い、その下に各要素の設計者が付きシステム設計と仕様に基づき開発を行っていった。

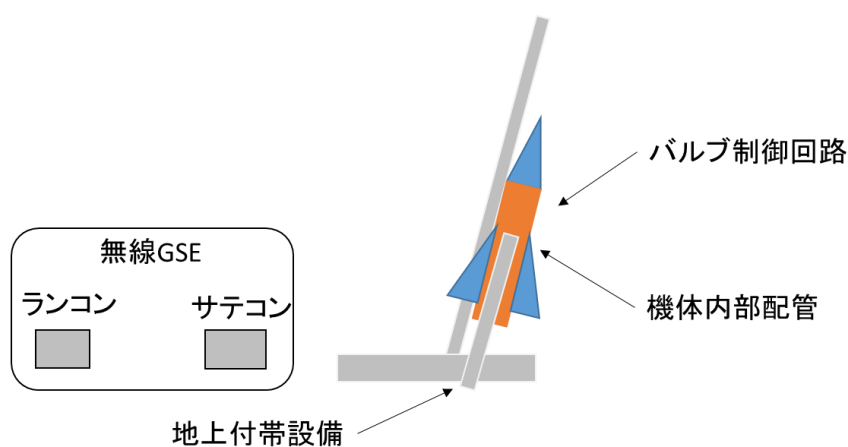


Fig. 6.2.3 バルブシステムの構成

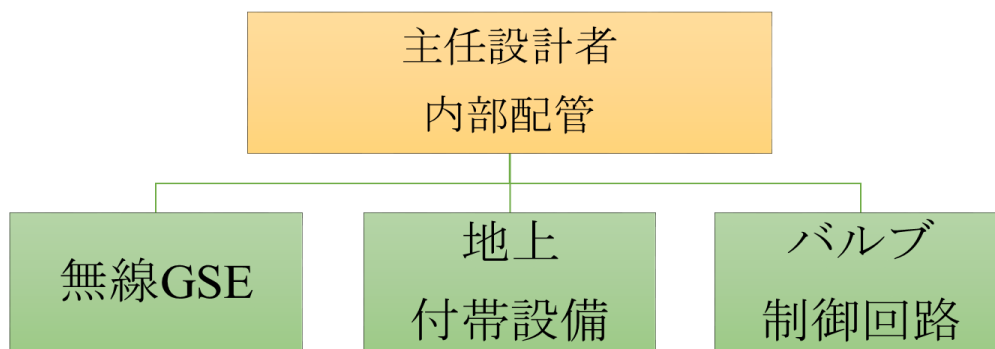


Fig. 6.2.4 バルブシステム開発体制

内部配管は積極的な軽量化を行った。2014年度に開発した物から配管構成を見直し、各配管

部品の機能をタンクアダプタに複合させることにより達成した。具体的にこの複合タンクアダプタは、配管長と機体外殻の製造公差吸収機能、酸化剤分配機能、主酸化剤供給路と DUMP 操作つまみ、予備燃焼用酸素供給路の保持及び位置決め機能、機軸とバルブ軸の角度調整機能を備えている。また、タンクアダプタと配管自体は機軸方向に固定されておらず、配管内を通る酸化剤の圧力による力及び、流体力は機体外郭で負う設計となっている。これらの設計により、バルブモジュール全体で 2014 年度の H-36 と比較すると質量でおよそ 1 kg, モジュール長でおよそ 100 mm のカットに成功した。Fig. 6.2.5 に H-36 に搭載した 2014 年度バルブシステム内部配管と、H-40 に搭載した 2015 年度バルブシステム内部配管を示す。また、今年度は予備燃焼用の酸素供給も機体側面から行うようにした。これにより、燃焼室内部から配管を完全に廃する事に成功した。



Fig. 6.2.5 H-36 搭載型バルブシステム (左), H-40 搭載型バルブシステム (右)

機体内に搭載されるバルブ制御回路は点火所からの指令を受けサーボモータを動作させるための回路である。昨年度開発した物よりも TOCOS TWE-strong リモコンモードを利用する事により信頼性の構造を図った。今年度は海内を視野に入れ、タンクフロート化を行えるよう、燃焼後バルブを閉めるという動作ができるようにした。この動作を実現するため、発射検知を加速度センサによって行い、指定秒数後にバルブ閉めを行う機能を付加した。弾道落下時に比較的生存率の高いモータ付近にロギング機能を持ったブラックボックスを配置したいという構想の下、プロジェクト側より発射検知用の加速度センサのロギング機能の搭載要望があったので、EPROM を搭載し、3 軸加速度及び 3 軸角加速度のロギングを行った。Fig. 6.2.6 に FM バルブ制御回路を示す。

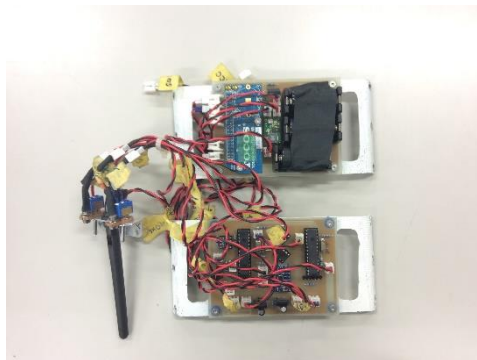


Fig. 6.2.6 FMバルブ制御回路

バルブ地上設備は主酸化剤供給，酸素供給，DUMP 弁操作の機能を持ったランチャ接続型のタワーである。今年度のタワーは接続アダプタのロケットとの干渉を避けるため，接続解除後に引き込む機能も実装した。昨年度のタワーはランチャ迎角と同期せず，かつ，自由度が多かったため，角度の調整に手間取るという物であった。今年度はこの反省を生かし自由度の最小化，および調整部分の集合化という設計方針のもと開発を行った。具体的にはランチャ反射板にタワーを剛結させることにより，ランチャ迎角との同期を図った。また，MISUMIの支柱クランプを多用する事により自由度の最小化，調整部分集合化を図った。これらの設計により，H-36 搭載型バルブシステムの地上設備が打上げシーケンスの準備で40分程かかっていたのに対し，H-40 搭載型バルブシステムの地上設備は最短 20 分で準備を完了させる事ができるようになった。Fig. 6.2.7 にランチャに接続されたバルブシステム地上設備を示す。



Fig. 6.2.7 バルブ地上設備とランチャ（打上げ後）

無線 GSE は今まで点火所のランチャコントローラから射点のサテライトコントローラまで有線で接続していた GSE 電装系を無線化し，敷設の労力を減らすというものである。昨年度開発した物は信頼性が低く，防水処理等もなされていなかった。今年度は防水防塵化，信頼性の向上に主眼を置いて開発を行った。Fig. 6.2.8 に無線 GSE の構成図を，Fig. 6.2.9 に実際の無線 GSE をそれぞれ示す。

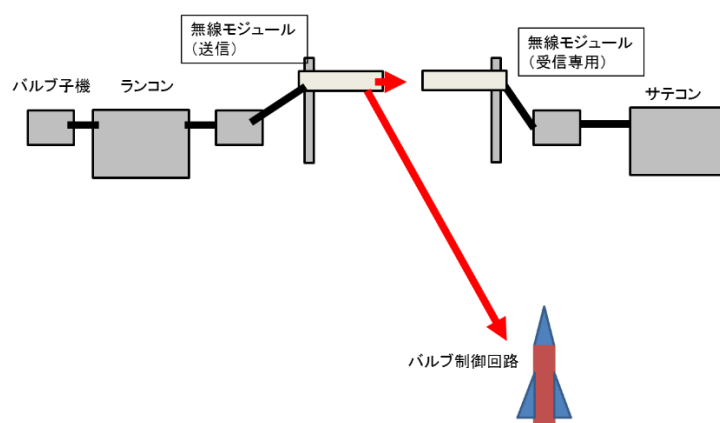


Fig. 6.2.8 無線 GSE 構成図

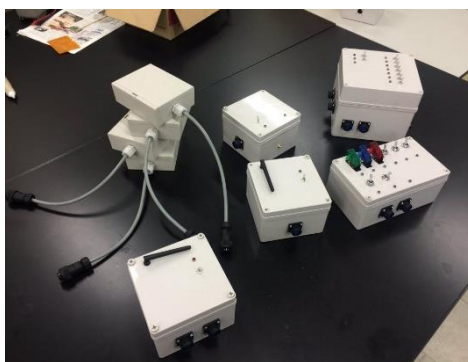


Fig. 6.2.9 無線 GSE

2015 年度に開発したバルブシステムは 2015 年度冬期打上にて H-40 に搭載され、フライト実証試験を行った。バルブシステムを大推力エンジンにて実証するため、THR-210L 改を用いてフライトを行った。H-40 は離床から開傘、回収まで成功した。バルブシステムはほぼすべての物が正常に動作した。今回の開発を通して発覚した問題については 2016 年度以降の開発に生かしていく予定である。

6.2.4 バルブシステム点火試験

昨年度より従来のステム式酸化剤供給方式からバルブシステムに変更したことによって、主燃焼へ移行しない不点火問題が発生していた。点火条件として内部コンポーネントの寸法や使用するインジェクタオリフィスを変化させて試験を行っており、これらの試験で点火に成功した条件が H-36 の打上実験に供された。今年度は、推力 1 kN 級の大型モータにバルブシステムを用いて酸化剤供給を行う打上実験が予定されていたため、大型モータへ点火することができる条件の探索を行った。

パラメータを変化させずに 2 度の燃焼試験を行うと、点火と不点火の両方が記録されたこともある。このように不点火の原因は複数の要因によって構成されていると考えられ、特定は非常

に困難である。今年度の点火領域の搜索では点火用酸素、イグナイタの設置方法などに強く影響を及ぼされる可能性が示されてきた。だが現状の計測設備では定量的評価ができない。今後の試験としては計測設備を導入して点火領域の搜索を行う予定である

6.2.5 地上支援設備 (GSE)

地上支援設備は射点にて機体内に液体酸化剤を充填するためのガス配管、ガス配管や点火等の制御機器、機体を打上げるためのランチャからなる。これらの地上支援設備は全て前述したバルブシステムの一部として開発がなされた。ここでは、地上支援設備の運用面について報告する。

TSRPではホビー用ロケット”HyperTEK”のGSEを基に改良を加えたものをガス配管及び制御系として長らく使用していたが、今回の冬季渡航より新規開発した無線GSEを使用している。今回の冬季渡航中に、H-40及びH-41のオペレーションを行い、両機ともに打ち上げることが出来た。しかし期間中にいくつかの不具合が発生した。H-40打ち上げの際、ネオントランスの点火試験を行ったところイグニッションワイヤが点火しないという不具合が生じた。これはネオントランスに装備されているワニ口端子が外れていたことが原因であり、ワニ口端子をはんだ付けすることで解決した。また、充填確認用カメラの子機の予備電池が存在せず、充填確認が出来ないという事態が発生した。これは渡航前・現地到着後の確認不足が問題であり、1回目の打ち上げでは充填確認用カメラなしで充填確認を行った。この問題に対しては、子機の裏に予備電池を常に貼り付けて置くことで、電池の不足にすぐに気づけるようにすることで対応する。H-41打ち上げの際には充填確認用カメラで酸化剤の充填が確認できないという事態が発生した。これはバントポートからの噴射が薄かったことが原因であり、現地においては音の変化によって充填確認を行った。今後は、噴射の確認が難しいと思われる場合は初めから音の変化による充填確認を行うこと、また、充填確認用カメラをもっと鮮明に写るものに変更することを検討する。

ランチャはロケットを打上げるための発射台である。2015年度より燃焼班バルブシステムの一部門として運用、開発を行う事となった。2015年度は8月の能代宇宙イベント及び、3月の冬期打ち上げにて運用を行った。TSRPは2015年度能代宇宙イベントでの打ち上げは行わなかったが、TSRPランチャ及び運用人員のボランティア派遣を行った。TSRPランチャ派遣隊は能代宇宙イベントに於いて、設営手伝い、ランチャラグの提供、及び製造、他大学打ち上げ支援を行った。特に、他大学支援としては、九州大学、東北大学、芝浦工業大学、筑波大学のロケット打ち上げの為にTSRPランチャの運用を行った。

6.2.6 1年生教育

燃焼班では1年生に燃焼班に必要な知識や技術を教えるため、独自の教育カリキュラムを組んでいる。1年の内、前半期を入門編として、TSRP燃焼班に必要な最低限の知識及びGSE運用技能、モータ内部コンポーネント製造技術を身に付けさせる事に焦点をあてた。また、後半期は

応用編とし、燃焼班の各開発コンポーネントの開発に必要な技術を体系的に学ばせる事に焦点をあてた。ここでは、2015年度に行った1年生教育の内容と反省、今後の展望について簡単に報告する。

前期では1年生向けに燃焼班の主な活動や作用反作用程度の原理でロケットは推力を得ているというような簡単な推進工学、ハイブリッドロケットの仕組みを燃焼希望以外の1年生にも紹介した。また、例年行われているGSE講習会や燃料全般を製作することで機械に慣れてもらった。今年度は前期にハイブリッドロケットの打ち上げ実験を行わない関係で、1年生は大型のモデルロケットを製作／運用してプロジェクトを体験し、流れを学ぶ教育プロジェクトに参加した。そのため、1年生は教育プロジェクトに専念することになり、加工技術や推進工学といった燃焼班で必要な知識、技術の習得に遅れが見られた。ただし、近年の教育から考えると遅いと思われるだけであって、致命的な問題では無い。

後期は去年度から行っている、部門別の研修を行った。モータ、バルブと製図、燃料、計測と3週毎にテーマを変えて半期にわたり座学や実習を行う（本年度はグループ分けをせず全員同時に受講した）。モータは推進工学全般やハイブリッドロケットの原理、バルブはバルブシステムの意義や仕組み、製図について、燃料は燃焼工学とロケット工学の燃料に関わる部分やCEAの実習を行った。計測は実験における計測の意義、計測装置や測定方法の紹介を行った。また、北海道大樹町で行われる打ち上げ実験のために、燃焼実験ではGSEの組み立てや燃料の生産等、実際に手を動かして積極的に作業に当たらせた。それにより、打ち上げ実験ではランチャやGSE部隊で活躍し、技術の取得を証明した。

1年生の教育については年々、進歩しており充実しているように考えられるが、まだ確立された教育方法ではなく模索の段階であることは間違いない。特に1年生の人数や経験、能力は毎年違うので、それに合わせて教育もフレキシブルに変化させる必要がある。本年度の燃焼班の教育は全体的に遅れが生じており、特に加工面でミスが目立っていた。去年度までは前期後期それぞれで打ち上げ実験があり、燃焼実験もそれに合わせて実施していたが、打ち上げを行わないので燃焼実験も少なく、加工の機会が減った事が問題の原因であると考えられる。また、部門研修では与える知識の量と難易度が高く、1年生の知識の定着が浅かった。

今後、更なる技術の発展のためには1年生からの無駄のない教育と早い段階で現状の技術を理解できる知識を持たせることが必要不可欠となる。特にTSRP内で燃焼班の技術レベルは高く、B2,3年生はB4以上の知識を要求されている。しかし、工学の基礎を学んでいない1年生に推進工学等の応用を学ばせることは酷である。そのため、1年生の前期からしっかりとGSEや旋盤といった手を動かす作業を覚えさせ、1年後期から徐々に必要最低限の工学知識と部門毎の専門知識を蓄えるような教育にしていくのが良いと考える。そして2年生からは自ら考えて行動し、更に深い知識を得るように上級生も配慮して完遂できるレベルの仕事を与えながら教育を進めるべきである。

6.3 計測制御班 (2015 年度)

本年度の計測制御班は教育に重きを置いた方針での活動を行った。これは前年度限りで今迄開発の主力として活動していた人員が卒業・修了を迎え団体を去り、人的リソースが極端に減少してしまったため、それを補う目的で打ち出した方針ではあったものの同時に、能力の高い人員に集中してタスクを振り分ける事で開発を維持する状況に強い危機感を覚えたため策定した方針でもあった。

このような状況を抜本的に変えるためには単独で開発を行う事ができる人員を増やす必要があり、それはいち早く開発に耐えうる水準までより多くの新入生を引き上げる必要があるという事である。今回は新歓教育の変更と計器作成時期の前倒しを行い、これを目指した。前者に関しては今迄回路図を渡し新入生に実装及び動作確認を行って貰うだけだった内容を変え、事前に電子部品に関する知識や電気分野の法則を直接実験で確認して貰う等の勉強会の時間を多く設け、ただ言われた通りに作業を行うのではなく少しでも自ら考えて回路製作ができる様に工夫をした。

後者に関してはモデルロケットプロジェクトに合わせて回路設計(ボード図のみ)-運用・解析までを1年夏に行って貰った。その後1年は冬期のプロジェクトでメインの開発者としてプロジェクトに携わり解析までの一通りの役割を果たした。今迄の世代でも1年冬から計器の担当を持った例はあったが、3人がそれぞれ別の計器を担当し、トラブルはあったものの全員がやり遂げたのは今回の取り組みの成果として特筆すべきものであると考える。

ここ数年のロケットの大型化に伴う開発の長期化・複雑化により、今迄の開発体制が成り立たなくなる寸前のとなっている事は所属班を問わず団体内の共通認識である。今後は今年度の反省も踏まえた、より洗練された教育システムを実践していく必要がある。

6.4 UNISON ランチャ (2014 年度)

ランチャとは打上発射台を指す。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ランチャで打上げが行われた。S.S.T.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、無事に打ち上げる事ができた。

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もって退役する。これからの打上業務は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。

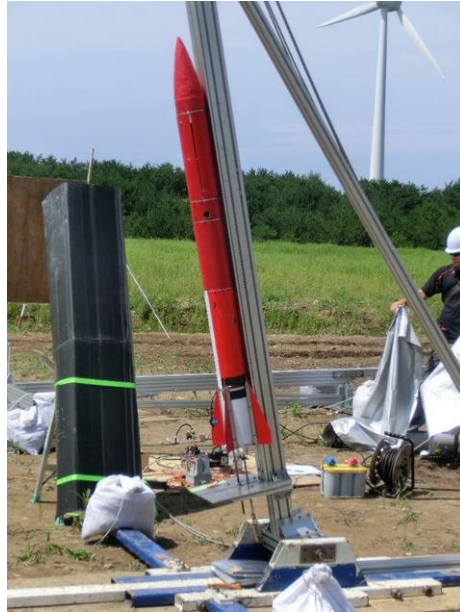


Fig. 6.4.1 S.S.T.の打上げに供される UNISON ランチャ

6.5 TSRP ランチャ (2014年度)

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



Fig. 6.5.1 TSRP ランチャ

TSRP ランチャの基本的な仕様を以下に示す。

Table 6.5.1 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。支柱の立上げの様子を Fig. 6.5.2 に示す。



Fig. 6.5.2 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。



Fig. 6.5.3 新型反射板

第10回能代宇宙イベントにおけるTSRPのH-35の打上げ実験においてTSRPランチャの運用を行った。打ち上げ実験での運用では事前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。

また打上げ終了後にランチャ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、ランチャ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。Fig. 6.5.4に曲がったランチャシステムの写真を示す。



Fig. 6.5.4 噴射炎制御の様子と変形したランチャシステム

6.6 新UNISONランチャ (2015年度)

6.6.1 共有ランチャプロジェクト概要

昨今、学生ロケット団体は全国的に増加の傾向にあるが打上げ実験に必須となるランチャは未だ限られた団体しか保有しておらず、ランチャ保有団体の負担増加がUNISONハイブリッドロケットWGで一つの問題として認識されつつある。共有ランチャプロジェクトとは、各団体が

共有して使用するランチャを製造し UNISON で管理することで、ランチャ保有団体の負担を軽減し、より円滑な打上実験を行おうというものであり、2015 年度 UNISON プロジェクトに採択された。

6.6.2 新 UNISON ランチャ

共有ランチャプロジェクトで製造するランチャは、簡易な加工のみで製造出来る点と将来的な発展性に富む設計である点が評価され、TSRP ランチャをベースに開発を行うことが決定したため、TSRP が新 UNISON ランチャの主設計を担当することになった。

基本的に TSRP ランチャの構造をそのまま流用しているが共有ランチャという性質上、練度に関係なく誰でも運用出来ることが望ましかったため、わずかな動作で格納状態から展開状態に移行出来るよう改造を行っている。また、格納状態では 2t トラックで丸ごと輸送可能である。

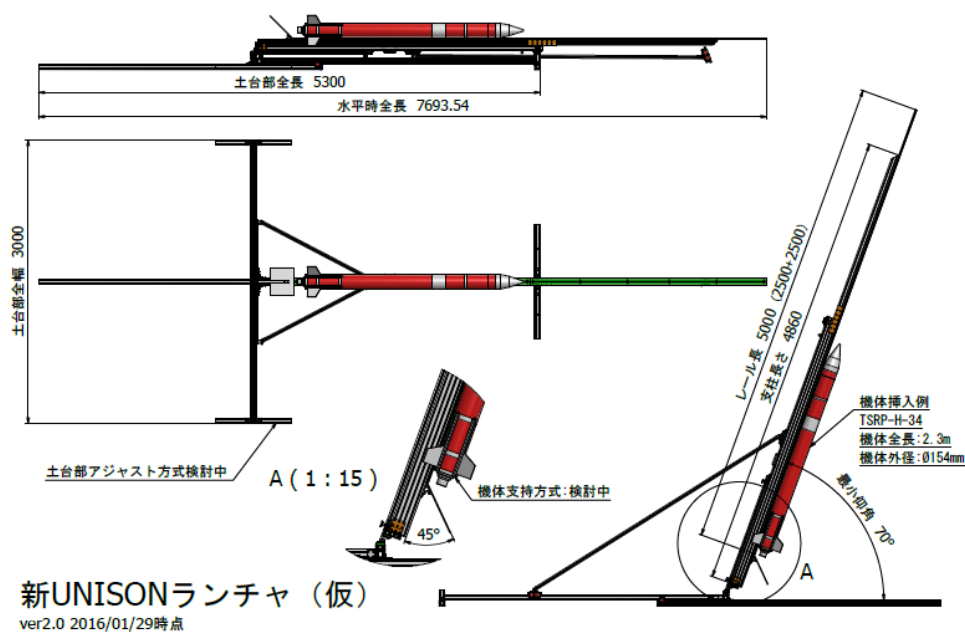


Fig. 6.6.1 新 UNISON ランチャ概要

6.7 TSRP ランチャ (2015 年度)

6.7.1 概要

TSRP ランチャは 2014 年度より TSRP で運用しているレール長 5m 級の吊り下げ型レールランチャである。2015 年度は 8 月に開催された第 11 回能代宇宙イベントでの他大打上支援運用、および 3 月の大樹町実験での運用の他、運用性を改善する目的で複数箇所の改良を行った。

6.7.2 改良点

改良を行ったのはレールとヒンジの二箇所である。レールは従来の3分割構造から輸送しやすさを考慮して4分割構造にし、なおかつ固定ボルト穴を深ザグリ穴にすることで締めすぎによるレールの損傷を防いでいる。ヒンジ部は土台側にベースフレームを追加し、支柱/土台結合作業の負担軽減を図った。

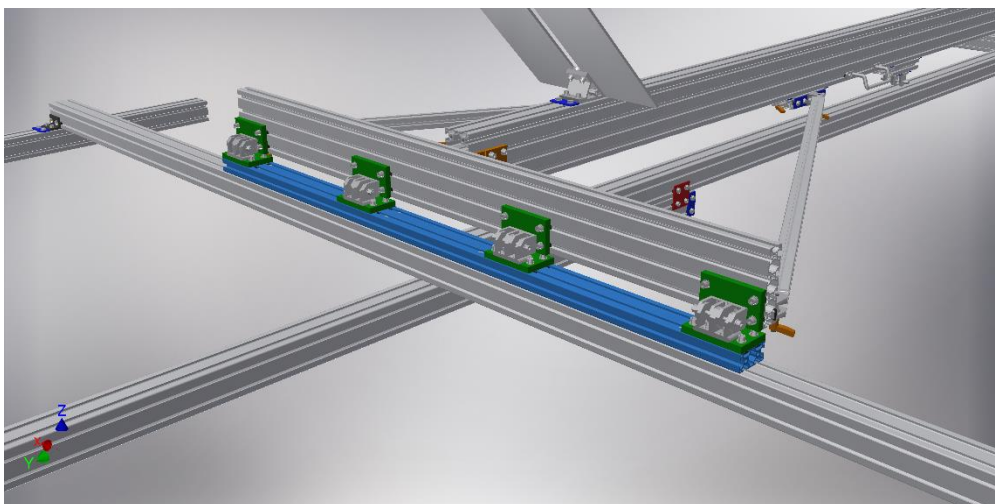


Fig. 6.7.1 追加したヒンジベース（青色部）

6.7.3 第11回能代宇宙イベントでの運用

例年、TSRPは能代宇宙イベントにおいてランチャ保有団体ということもあり自団体のみならず他団体の打上支援を行っているが、今回は実験団体として能代宇宙イベントに参加しなかったため、ランチャ隊を派遣して他大の打上支援のみを行った。TSRPランチャを使用した団体は東北大学FTE、芝浦工業大学SST、九州大学PLANET-Q、および筑波大学STEPである。また、秋田大学ASSP、FTE、STEPの各団体にはランチャラグの提供を行っている。

各団体ともランチャが原因となるトラブルは発生しておらず、円滑な運用を行うことが出来た。

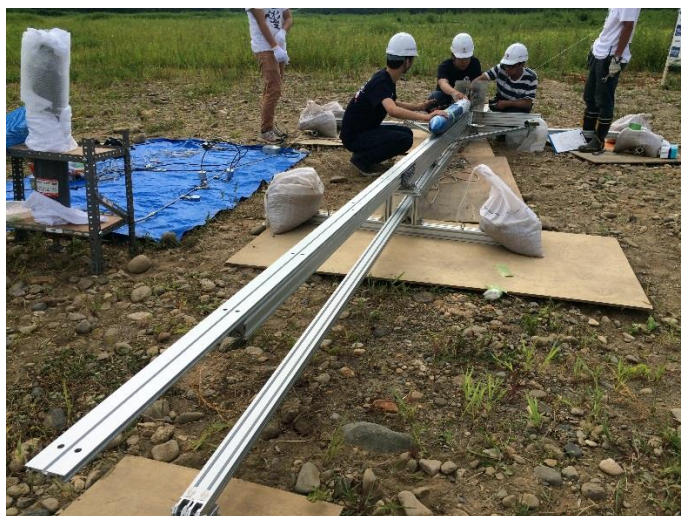


Fig. 6.7.2 PLANET-Q 打上支援時の TSRP ランチャ

6.7.4 大樹町実験での運用

大樹町実験での運用に関しては、昨年度問題となった輸送費の高騰を回避するため、空輸する際に問題となる 3m 程度の長物部材を株式会社インターステラテクノロジズ様のご協力により現地発注して頂くことで対処した。そのため、格納庫内で細かな位置合わせ等を行った後に射点搬入、組立という運用形態を採っている。組立後の運用に関してはレールが凍る等のトラブルが一時発生したものの、大きな問題は起きていない。



Fig. 6.7.3 H-41 打上実験時の TSRP ランチャ

6.8 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、センサ周りの開発が間に合わず運用は行わなかった。Fig. 6.8.1 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。

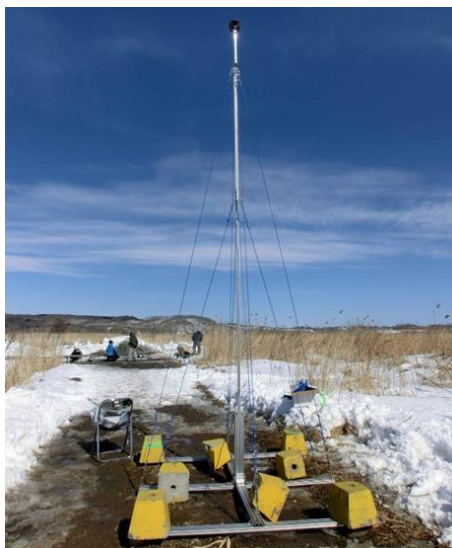


Fig. 6.8.1 試作型地上風向風速計

6.9 広報班 (2014 年度)

広報班は、TSRP のアウトリーチ活動を行う班である。具体的な活動は、各種展示会に於いての展示活動や小中高校生を対象とした工作教室等である。ここでは、2014 年度に行った広報班の活動について報告する。

Table 6.9.1 に 2014 年度に広報班が行った年間活動をまとめた。2014 年度は例年行っている活動に加え、地域連携の一環として神奈川県平塚市にある平塚市博物館での企画展示や、神奈川県立平塚工科高校文化祭での展示活動を新たに行った。Fig. 6.9.1 は平塚市博物館に於いての展示風景、Fig. 6.9.2 は平塚工科高校に於いての展示風景である。また、2014 年度は通算 2 回目となる高校生向けのハイブリッドロケット教室も開催した。Fig. 6.9.3 はハイブリッド教室の様子である

Table 6.9.1 2014年度の広報班の活動

月	イベント	備考
4月	新入生歓迎会	
5月	平塚市博物館企画展示	講演会も実施
6月	技報編集	
7月	UNISEC 総会	
	能代プレイベント	展示品の提供
8月	能代宇宙イベント	市民ポスター展にて最優秀賞獲得
	火薬学会プロペラント専門部会来訪	展示活動
9月	SDF	展示活動
	TELSTAR 取材	
10月	平塚工科高校展示	平工祭にて展示
11月	建学祭	展示活動
	ホームカミングデー	建学祭にて実施 モデルロケット教室及び燃焼試験
	ロケット交流会	展示活動
	MFT2014	有人ロケット交流会として出展
	OB/OG 会	
12月	UNISEC Workshop	ポスター投票, 口頭発表投票, UNISAS 賞にて2位を獲得
	ハイブリッドロケット教室	2日間実施
3月	キッズフェスティバル	ストロー教室を行う



Fig. 6.9.1 平塚市博物館における展示



Fig. 6.9.2 平塚工科大学における展示

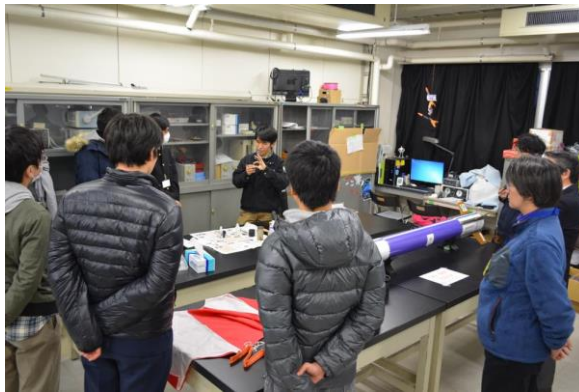


Fig. 6.9.3 ハイブリッドロケット教室の様子

6.10 安全管理委員会（2014年度）

6.10.1 設立背景

今期から安全管理委員会を設立した。設立に至った主な理由としては、自分たちが行っている事に対する危険意識が低いことがあげられる。その作業が危険だと思わずに作業をしている状態で、特に工作機械の使い方は大きな危険性を持っている状態であった。このほかにも、高所に重い物品が保管されている、水場の近くにバッテリーなどが保管されているなどの危険個所が放置されたままだった。これらから引き起こされる事故は人命に関わり、自団体だけでなく他団体にも影響を与えることになる。今までは運よく大事故にはならず済んでいたが、いつ起きてもおかしくない状況にある。ロケットが大型化し、工作機械だけでなく、地上試験、打上試験でも危険を伴うことが増える。そのため、事故を未然に防ぎ、危険意識を共有することを目的とし、設立に至った。

6.10.2 安全講習

新入生に対して安全に関する講習会を行った。(別途資料「安全講習会資料」を参照)講習の内容としては、事故について、ヒヤリハットとは何か、事故が起きる原因、事故の防止策、危険予知トレーニングを行った。これらの内容で、重点を置いたのは、事故はいつでも起きる可能性があるということ意識してもらうこと。そして、ヒヤリハットという事故の前段階があることを知ってもらい、それを未然に防ぐことが重要だという点である。このほかにも、人間は必ずミスをするものだということも知ってもらい、そのミスから起きる事故の防止策として、物理的な阻止や機械的なバックアップが存在すると伝えた。これらを踏まえ、講習会の最後に危険予知トレーニングを行った。

6.10.3 ヒヤリハット・事故情報の収集方法の検討

事故の未然防止のため、ヒヤリハットや事故情報を収集した。これは、どこでどのようなことが起きやすいのかを知り、再発防止と作業内容の改善のために行った。ヒヤリハットや事故情報は、毎週行われる各班の会議にて収集を試みたが、事故情報は取り上げられてもヒヤリハットについては忘れていくことが多い印象を受けた。そのため、Google フォームによって個人ごとに収集しそれらを会議でも取り上げる手法を目論みたが、ヒヤリハットや事故が起きた直後にフォームを開く、フォームに記入することを忘れることが多く、収集できないケースが多かった。これらの手法では、ヒヤリハットが発生してから時間が経ってしまうことが忘れにつながる原因であった。そのため、各班が作業を行う場所ごとに作業報告書を作成し、設置した。(別途資料「作業報告書」を参照)報告書には、その日の作業で発生したヒヤリハットや事故内容、怪我の有無を記入していく。直前の作業で起きたことをそのまま書くことができるので忘れ防止となった。この作業報告書は年度末に導入したが、作業件数自体が少ないにも関わらず、ヒヤリハットや小さな怪我なども記入があった。今後の収集方法はこの手法を用いる予定である。

6.10.4 保護具管理

活動する際に必要となる作業着、防塵マスク、ヘルメットの選定を行った。それぞれメーカー、型番を統一化した。これに合わせて、古くなった防塵マスクや破損しているヘルメットの間引きを行った。

ヘルメットについては、ABS製の物であれば3年間、FRP製では5年間が交換目安と言われる。

(日本ヘルメット工業会 <http://japan-helmet.com/> より)だが、交換時期について知らなかったことや、予算をとっていなかった。そのため交換を行うことができなかった。また、一般サイズではサイズが大きすぎ、合わない人もいたため一回り小さなものを急遽購入することとなった。

6.10.5 安全講習改善点

2015年度の安全講習会は新入生全員だけでなく教育担当になっている上級生にも参加しても

らう予定である。新入生に危険を教える立場である上級生に、教育が重要な事故防止策となっていることを伝えるのが目的である。また、危険予知トレーニングを再度行う予定である。

6.10.6 ヒヤリハット・事故情報収集方法改善点

前述したように情報収集方法を年度内で幾度か変更したため、年間通しての収集はできなかった。また、作業報告書も全班が共通の物を使用したが、それぞれの班ごとに使用する機械や場所が違うため、どこでどのような事例が起きやすいかといった点が収集できないことも判明した。今後は、報告書の内容を集計するとともに各班での報告を合わせて行い、その結果をホワイトボード等で活動場所内に掲示する予定である。また、2014年度の工作機械を用いた作業を見ると、それぞれの作業で異なる手順や方法で工作を行っていた。結果、その人ごとに、危険の生じる作業工程が異なる状態にあった。これを正し、事故未然防止のため、製作物に合わせた作業手順書を各班で作成する予定である。（別途資料「作業手順書」「作業手順書_記入例」を参照）

6.10.7 保護具管理改善点

作業着に関しては2014年度に選定した作業着を、防塵マスクは新入生の購入に合わせて、上級生用の交換フィルタを購入予定である。また、2015年度の打上実験の時期に合わせて新しくヘルメットの交換を行う予定である。使うヘルメットとしては、FRP製の物を選定してある。FRPは耐候性があり屋外作業に向いており、また交換目安が5年と長いことから選定した。サイズは一般サイズと小サイズを購入予定である。

6.11 安全管理委員会（2015年度）

6.11.1 安全講習・工作室講習

昨年度に続き、新入生に対して安全に関する講習会を実施した。講習内容は昨年と同様に、事故について、ヒヤリハットとは何か、事故が起きる原因、事故の防止策、危険予知トレーニングを行った。また、近年の開発は大型化に向け、使用する設備が増えることや作業内容が非定常的になる。これらの影響もあるため、これまでの毎年繰り返している定常作業時に必要な安全の意識といった固定概念にとらわれず、どのような作業であっても事故はいつでも起きる可能性があるということを意識付けできるような内容とした。また、ヒヤリハットという事故の前段階の存在とそれを未然に防ぐことを上級生も含めて再確認する場として講習会を位置づけた。そして、人間は必ずミスをするという前提より、ミスから起きる事故の防止策を先に考える場として危険予知トレーニングを実施した。これは上級生を含めた新入生のグループをいくつか作り、一般的な作業でどこに危険や事故の原因があるかを探ってもらい、各グループで発表と多くの意見を集めることによって多様な視点を持つてもらうことを目的とした。

工作室講習では、新たに大型旋盤が導入されたため、指導する上級生に対して講習会を実施した。内容としては、これまで使用していた旋盤との違いを説明し、仕様の違いから発生しやすい

事故を想定してどのような点に注意して作業を進めるか、指導をするかを重点として講習を行った。

6.11.2 保護具管理

今年度も昨年度に続き保護具一式の整備や確認を行った。今年度の大きいな設備維持としては、ヘルメットの購入が挙げられる。このヘルメット購入の主な理由としては、交換時期がABS製で3年間、FRP製で5年間が目安とされているが、昨年度まで使用していたヘルメットは10年近く使用されていることが判明したためである。また、今年度購入したヘルメットの選定条件は、飛来/落下物、墜落時保護用であること。また屋外使用のため、耐候性に優れること。頻繁に買い替えを行わずに済むようなもの。といったことからFRP製のヘルメットを購入した。また、このヘルメットに関して、個人差で頭のサイズが合わないことが昨年度より判明していたため、特大サイズと小サイズのヘルメットも合わせて購入した。

ヘルメット以外での保護具整備としては防塵マスクのフィルタ交換期間を行った。このフィルタの交換時期については、使用している防塵マスクメーカーによって特に定められておらず、息苦しくなった場合交換といったようになっている。だが、当団体では毎日のように使用することはなく、初期状態からどれだけフィルタ詰まりが起きているかが判断しづらい状況である。そのため、使用した期間が1年を過ぎたマスクのフィルタの交換を行うことと決定した。2016年度より各班で使用している防塵マスクのフィルタを一斉交換とする。

このほかに、塗装作業に用いる防毒マスクの購入を検討した。今年度までの活動において、機体やその他製作物に対する塗装作業において有機溶剤や塗料を使用しているが主だった保護具を着用していないことが問題視されていた。そのため、主に塗装作業が定常作業として定着している構造機構班の塗装作業者を中心に2016年度の活動より防毒マスクの導入を検討中である。

7. 会計報告

2014年4月1日～2015年3月31日

支出金及び自己負担金

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	3,700,000	3,700,000	0
自己負担金	2,578,000	2,467,074	110,926
他の支援金	700,000	400,000	300,000
合計	6,978,000	6,567,074	410,926

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	99,360	-99,360
消耗品費	2,695,000	2,589,490	105,510
図書資料費	0		0
旅費交通費	1,920,000	2,426,915	-506,915
印刷製本費	70,000	14,472	55,528
通信運搬費	640,000	1,227,631	-587,631
保険費	0	4,978	-4,978
賃借費	774,000	204,228	569,772
諸会費	459,000		459,000
報酬・委託費	300,000		300,000
雑費	120,000		120,000
支出合計	6,978,000	6,567,074	410,926

2015年4月1日～2016年3月31日

支出及び自己負担金

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	3,900,000	3,900,000	0
自己負担金	2,041,000	1,350,901	690,099
他の収入	400,000	300,000	100,000
収入合計	6,341,000	5,550,901	790,099

支出内訳

勘定科目	予算額 (C+E=G)	決算額 (D+F=H)	差異 (G)-(H)
設備備品費	0	0	0
消耗品費	3,105,000	3,404,841	△ 299,841
図書資料費	0	0	0
旅費交通費	1,350,000	1,203,490	146,510
印刷製本費	70,000	20,060	49,940
通信運搬費	400,000	685,988	△ 285,988
保険費	0	2,796	△ 2,796
賃借費	575,000	230,226	344,774
諸会費	421,000	0	421,000
報酬・委託費	300,000	0	300,000
雑費	120,000	3,500	116,500
支出合計	6,341,000	5,550,901	790,099

謝辞

本プロジェクトの活動は東海大学工学部航空宇宙学科，東海大学チャレンジセンター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，インターステラテクノロジズ株式会社，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，一般社団法人あきた宇宙コンソーシアム，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，株式会社ホーペック，有限会社スリーホープ，GEOSPORTS，UNISEC 加盟団体の皆様にお世話になりました。感謝申し上げます。

5号館機械工作室の広瀬務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。



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 東海大学湘南キャンパス 実験 6 棟 電気推進室

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

[禁無断複写転載]