

第12回能代宇宙イベント

TSRP-H-42号機 打上実験報告書

2016年10月6日(木)

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

学生実験責任者 岸里 大輝

目次

1. 実験目的

2. 実験概要

3. 実験結果

3.1. 概要

3.2. 構造

3.3. 回収系

3.4. モータ

3.5. タンク閉鎖機構

3.6. 共通計器

3.7. テレメータ

3.8. アンビリカル BOX

3.9. 空力

3.10. 飛翔予測

3.11. GSE

4. 総括

1. 実験目的

ハイブリッドロケット 42 号機 (TSRP-H-42 号機)

- ・超音速飛翔するロケットの物理的出データの取得

2. 実験概要

打ち上げには、自作の地上支援設備を使用し、全長 5 m となる秋田大学所有の発射台を用いる。予想最高速度は Mach1.1 (367.68 m/s)、予想到達高度は地上から約 5500 m を予定していた。ロケットは打ち上げ後、頂点付近で 1 段目小型パラシュートの開傘を行い、低高度まで比較的早いスピードで降下する。続いて、高度 200 m 付近まで降下後に 2 段目メインパラシュートの開傘を行い、4.5 km 円の指定された保安区域に減速落下させ、着水を確認後、機体に搭載されたテレメトリによって位置を特定し回収を行う。なお、ロケット発射場の地盤高は平均海面より 4 m である。

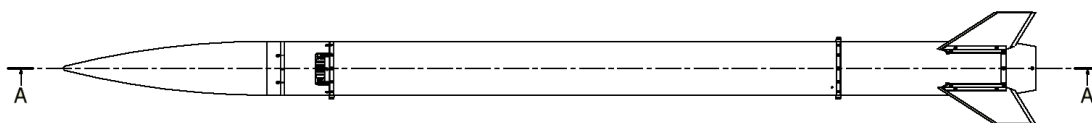


図 2.1 機体概形

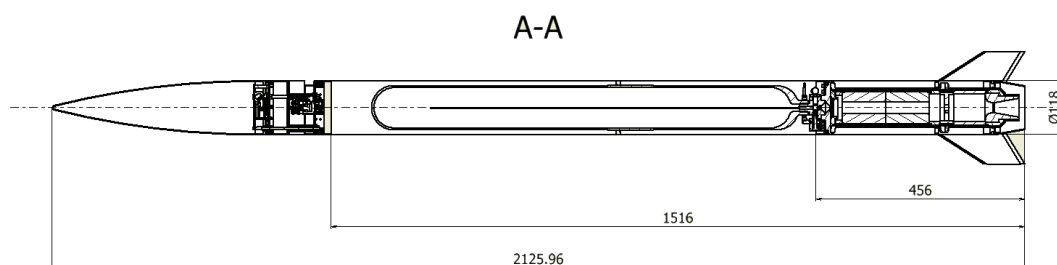


図 2.2 機体寸法図

3. 実験結果

3.1. 概要

H-42 号機は平成 28 年 8 月 24 日 06 時 24 分 40 秒に落合浜海水浴場跡地より打ち上げられた。離床後約 8 秒時点に何らかの物体が機体より脱落し、直後に機体は空中分解を起こした。分解した機体の内、酸化剤タンク、タンク閉鎖機構、ブラックボックスロガー、モータ、フィンおよび該当部の外装 FRP チューブを回収することができた。飛翔データが記録されている計器は海中へ沈んだものと思われ、詳細な解析および原因究明は行えていない。以降の節にて各コンポーネントについて報告する。

3.2. 構造

3.2.1. 概要

TSRP-H-42 号機は超音速飛翔を達成するために各部構造が特化されており、近年の TSRP では珍しく再利用性を一切考慮していない、完全な使い捨て型の機体である。

ロケットの速度を向上させるために構造系が努力すべきことは“軽量化”と“空気抵抗の低減”の 2 つに大別できるが、このうち、“空気抵抗の低減”については機体直径を可能な限り小さくすることと、オジャイブ形状のノーズコーンを採用することで達成している。次に“軽量化”だが、主荷重を負担するチューブをタンクチューブ 1 本のみに限定化し、なおかつ後述する強化リング方式を採用することで構造質量の大幅な削減を狙った。

本機的设计にあたって構造上の主要方針は以下の 4 点である。また、構造概要を図 3.1 に示す。なお、本節内ではノーズコーン側を“上部”，モータ側を“下部”と呼称する。

- 1) 主荷重を負担する構造部材の限定化、およびチューブ数の削減
- 2) 空気抵抗の低減を重視し、可能な限り機体外に突出する構造を避けること
- 3) 既存開発品の組み合わせで成立すること
- 4) 弾道落下時のデータ回収性を考慮すること

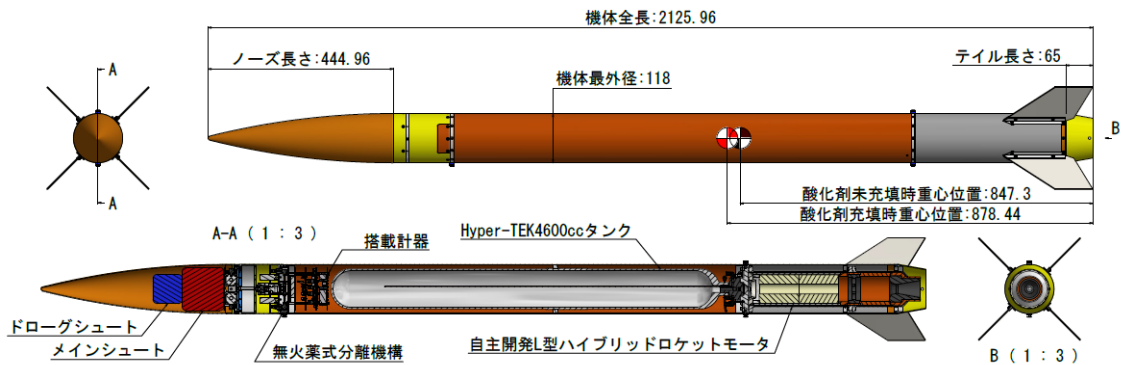


図 3.1 TSRP-H-42 号機構造概要

3.2.2. 設計

本機は約 4 ヶ月という短期開発のため、搭載するコンポーネントは出来る限り TSRP において過去実証済みか、最小限の改良で成り立つよう設計を行った。そのため、図 3.2 に示すとおり新規開発品はタンク閉鎖機構のみである。

同様の理由で搭載モータは既存開発品である THR-F210L 改を選択したが、後に燃焼班内で酸化剤タンク容積増加への対応が行われ、改良型である THR-F210L 改二に変更した。また、搭載モータが確定した段階でモータ最外径を基準に機体直径を $\phi 118$ mm に決定した。

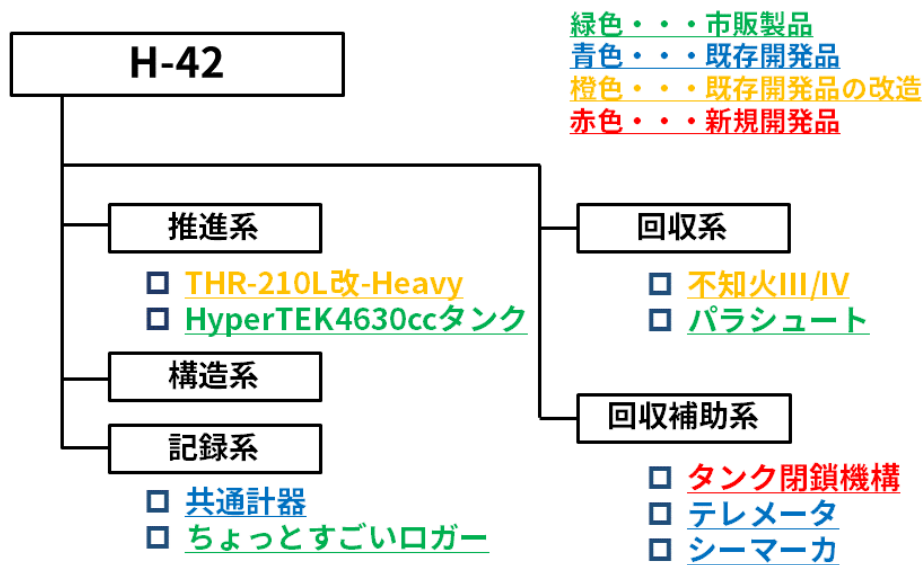


図 3.2 H-42 号機システム系統図

本機は複数の FRP 製チューブをジュラルミン(A2017-T4)製プレートで結合した構造をしており，外装である FRP チューブが一次構造材となっているモノコック構造である．FRP チューブはモータチューブ，タンクチューブ，回収部外装チューブの 3 つで構成されており，それぞれの諸元は表 3.1 のとおりである．なお，使用する全ての FRP チューブはシートワインディング法にて成形するが，製造は(有)スリーホープに委託した．

表 3.1 各 FRP チューブの諸元

チューブ名	モータチューブ	タンクチューブ	回収部外装チューブ
寸法 [mm]	φ117×φ118×350	φ117×φ118×1100	φ115×φ118×98
材質	GFRP	CFRP	GFRP
使用プリプレグ	GF-18(平織りクロス材)	HRX350G125S(UD 一方向材)	GF-18(平織りクロス材)
積層構成	[0 ₃] _T	UD 材 [±45/0/±45] _T	[0/45/0] _T
備考	フィンマウント用の切欠き有片端に強化リング接着	両端部に強化リング接着	一部中ぐり加工で肉抜き

・タンクチューブ

タンクチューブは軽量化と強度を両立させるため CFRP 製の薄肉チューブ両端に A2017-T4 製の強化リングを接着した構造になっている．これにより応力集中が生じる締結部の強度のみを強化することが出来，応力集中の生じない中間部の肉厚を低減できる．また，ボディダイバージェンスへの対策として，使用プリプレグにはトン数 40 t の高弾性率のものを選択した．以下に強化リングの概念図および図面を示す．

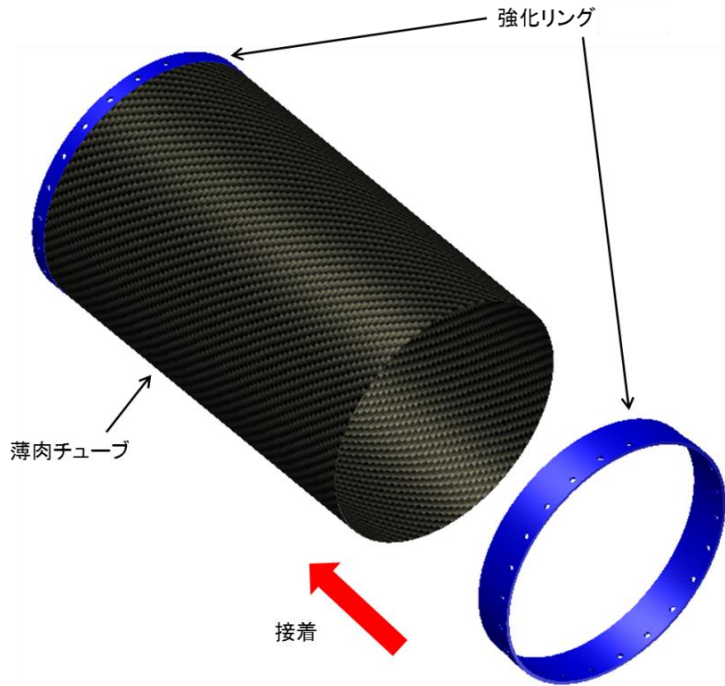


図 3.3 強化リング概念図

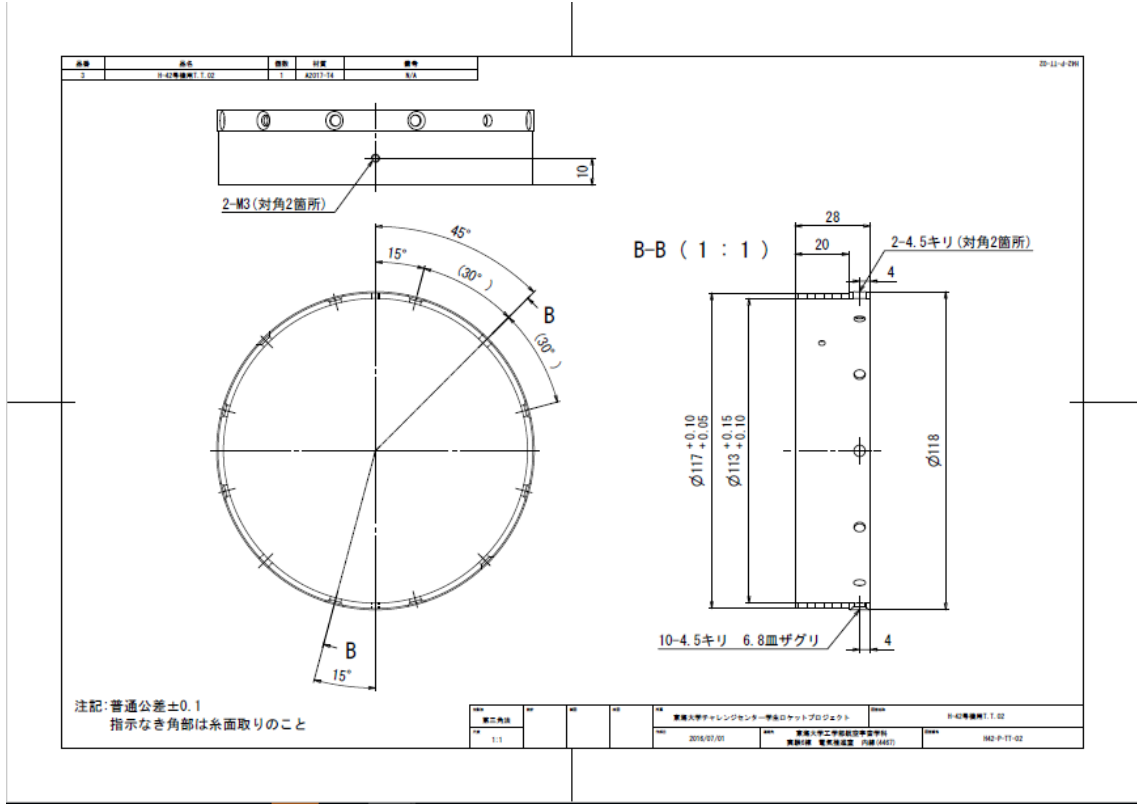


図 3.4 タンクチューブ強化リング図面(モータ側)

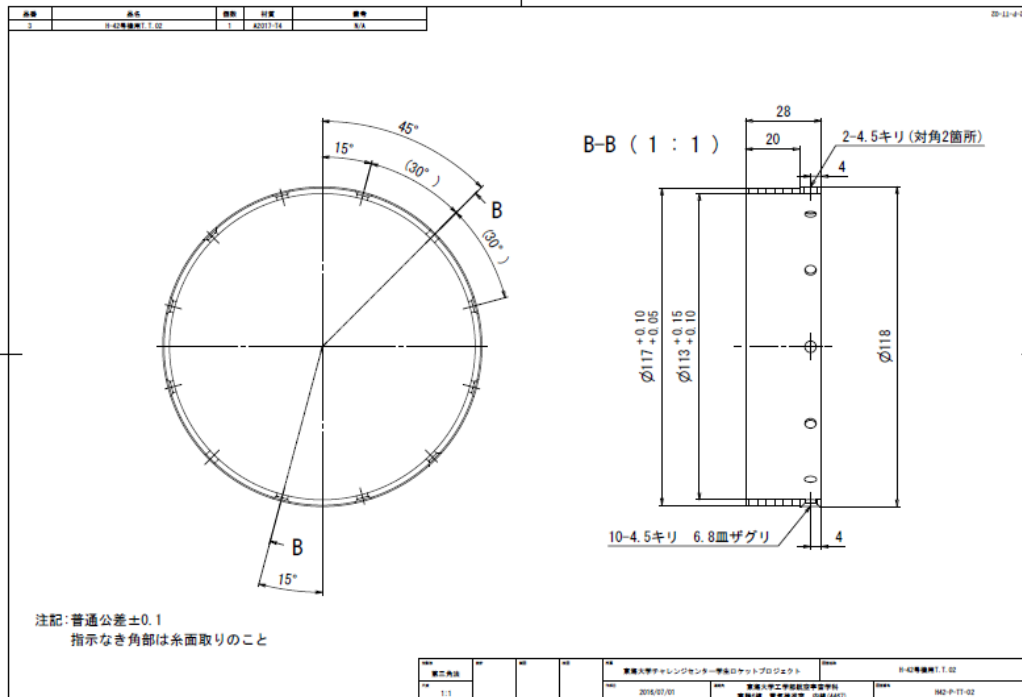


図 3.5 タンクチューブ強化リング図面(分離機構側)

モータ側の強化リングにはベントポートおよびタンク閉鎖機構へのガス注入 I/F が設けられており、ワンタッチ継手を接続できるように接着部に M3 のネジ穴が加工されている。なお、チューブとの接着にはハンツマン・ジャパン株式会社の Araldite®2011 を使用した。

また、タンクチューブ内には酸化剤タンク上部に計器類も搭載されており、海水の流入を防ぐためにチューブ両端を O-ring で軸シールしている。これにより着水後の主な浮力発生源としても機能し、発泡材等の固体フロートを搭載しなくとも十分な浮力を稼ぐことが可能である。

・モータチューブ

モータチューブはタンクチューブ下部に接続されるチューブであり、最下端にポートテイルが取り付けられている他、空力安定用のフィンが固定されているためフィンによる空力荷重を負う。本チューブは軽量化のため推力室上部隔壁に直接接着されており、チューブ下部のみ組立上の都合で分割可能なよう、強化リングが接着されている。これは、ボルト頭の露出を避けるためと、製造時に治工具が使いまわせることを考慮した結果である。また、強化リングはフィン取り付け I/F との干渉を避けるため 4 箇所に切欠きが設けられている。タンクチューブのような大荷重は作用しないため、材質はチューブ、強化リング共に加工性の良い GFRP を選択した。以下にモータチューブ強化リングの図面を示す。

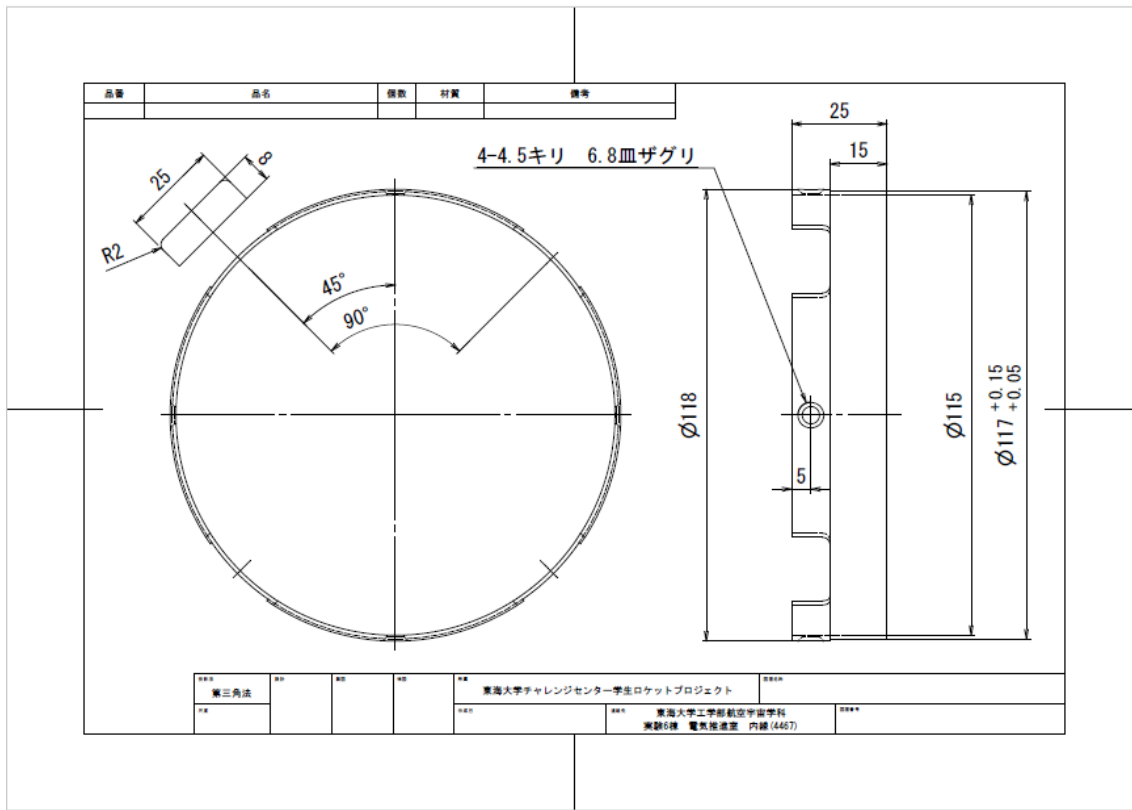


図 3.6 モータチューブ強化リング図面

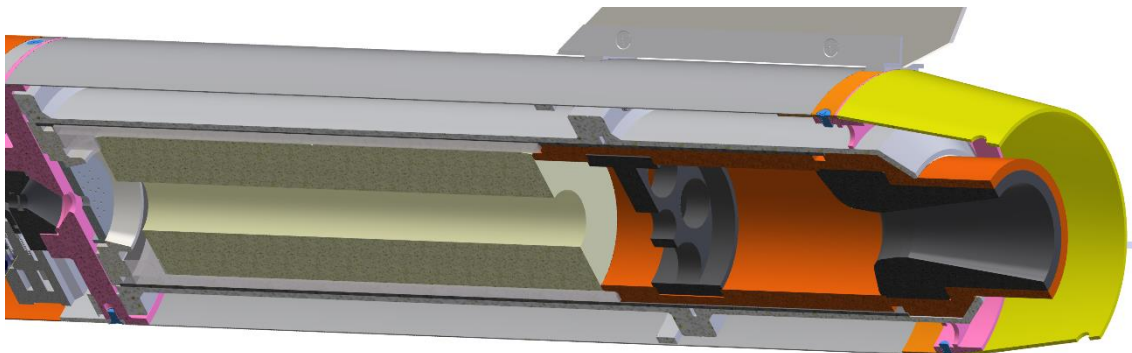


図 3.7 モータチューブ CAD 図

・回収部外装チューブ

回収部外装チューブは飛行中にノーズコーンを支える他、搭載計器へのアクセスハッチが設けられている。本チューブは上に挙げた他のチューブとは異なり、厚さ 1.5 mm の一本のチューブであるが、上部に軽量化のため中ぐり加工で肉抜きがされている。

各チューブ間は分離機構ベースプレートと推力室上部隔壁(以後：バルクヘッド)によって接続されている。各部品の図面を以下に示す。

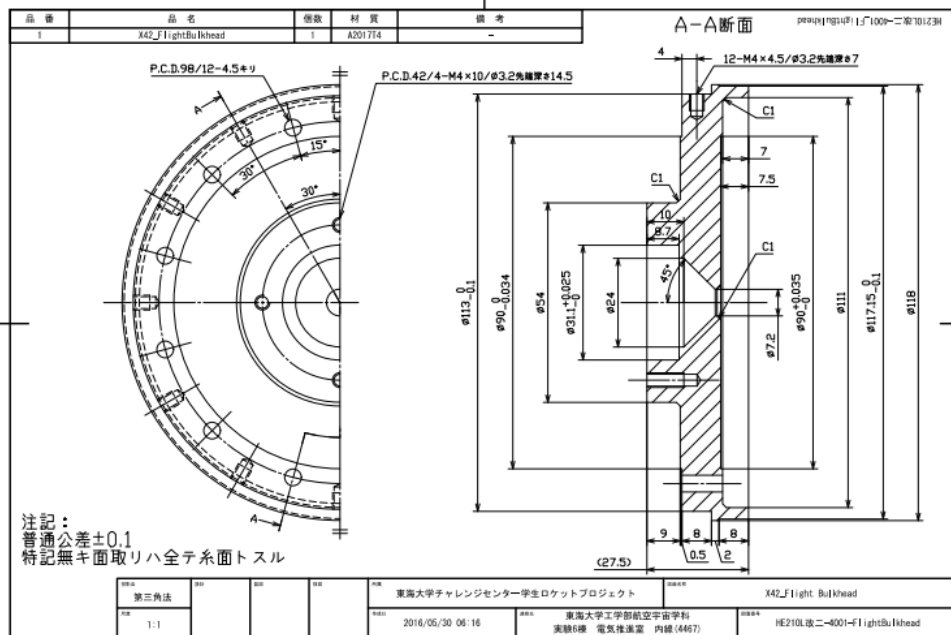


図 3.8 推力室上部隔壁

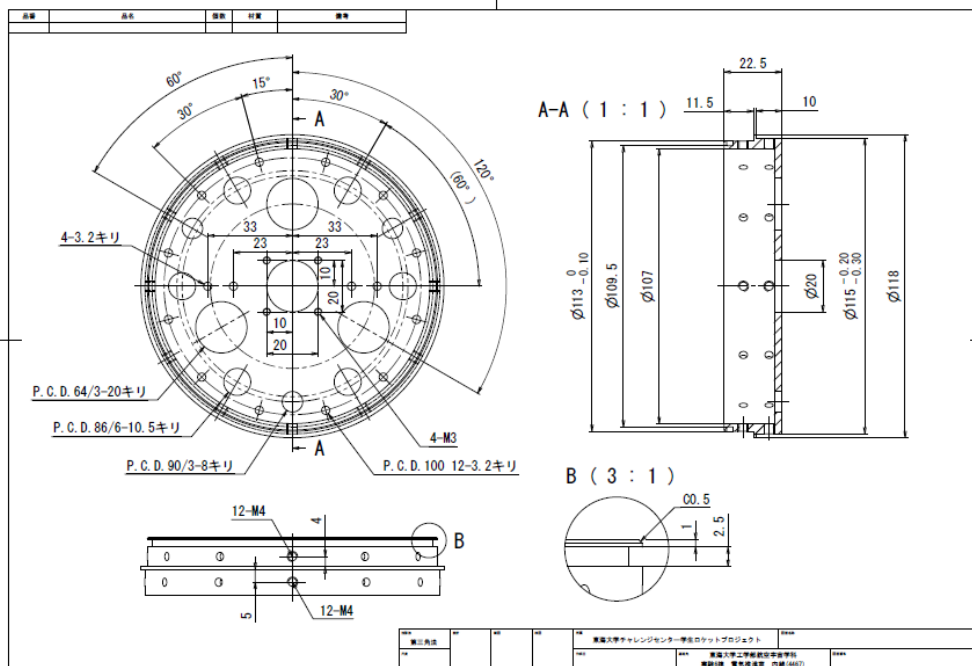


図 3.9 分離機構ベースプレート

- ・推力室上部隔壁

推力室上部隔壁は、従来までスラストマウントと呼ばれていたモータから機体へ推力を伝達する部品と、チューブ間を接続するカップラの機能を軽量化のため推力室上部隔壁と一体化させた部品である。機体だけでなく、モータ部品としても重要な機能を果たす部分であるため、設計にあたってはモータ側担当者と意見交換や相互チェックを密に行いながら各部寸法を確定させていった。モータ部品としての健全性は数回の燃焼試験に供することで確認している。

カップラとしての機能はタンクチューブとモータチューブの接合であり、タンクチューブとは M4 皿小ネジ 10 本(SUSXM7)とランチラグに使用している M4 極低頭ボルト 2 本(SUS304)で締結され、モータチューブとは接着接合される。そのため、モータチューブと本部品は接着施工後、一体の部品として扱われる。

- ・分離機構ベースプレート

分離機構ベースプレートは分離部外装チューブとタンクチューブを繋ぐ部品であり、分離機構と搭載計器が内部に固定される。回収部外装チューブとは M4 皿小ネジ 12 本(SUSXM7)で締結されているが、タンクチューブとは M4 皿小ネジ 10 本(SUSXM7)とランチラグに使用している M4 極低頭ボルト 2 本(SUS304)で締結されている。また、回収用パラシュートの開傘衝撃が入力し、機体へ力を伝達する部品である。図 3.10 にオープニングショック入力時の荷重伝達経路を示す。

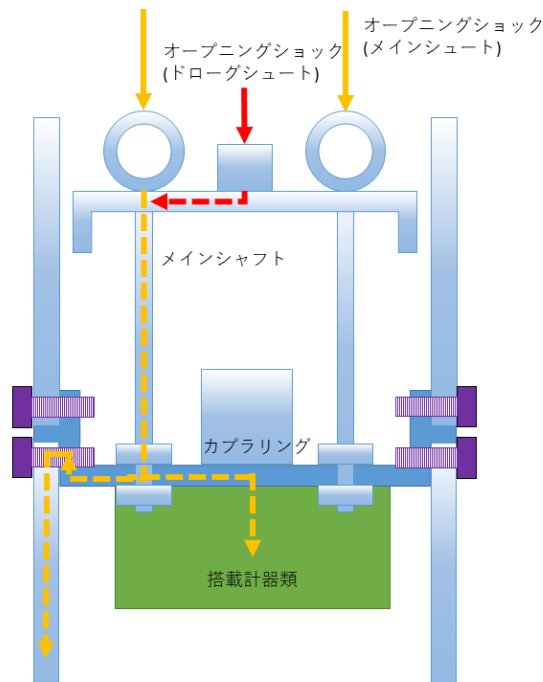


図 3.10 荷重伝達経路

3.2.3. 実験結果

H-42 号機の打上げは当初 8 月 23 日を予定していたが、悪天候のため 1 日延期し、8 月 24 日に打上げられた。



図 3.11 飛翔する H-42 号機

ランチクリア後しばらくは安定飛行を続けていた様に見えたが、離床から 8 秒後に機体から分離物が発生したのを肉眼で確認した後、さらに複数の物体に分かれて離床から約 70 秒後にバラバラに着水した。状況から飛行中に空中分解したものとする。

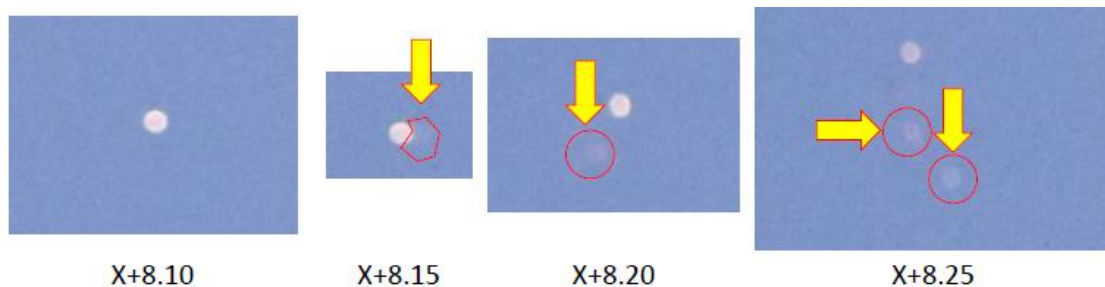


図 3.12 空中分解時の写真

確認された落下物は全部で 4 つであるが、地上から撮影した写真からこれらは機体構成物のほぼ全てであり、確認出来なかったメインシュートの傘体以外に未確認の落下物は無いものと考えられる。以下、着水順に落下物①～④と呼称する。

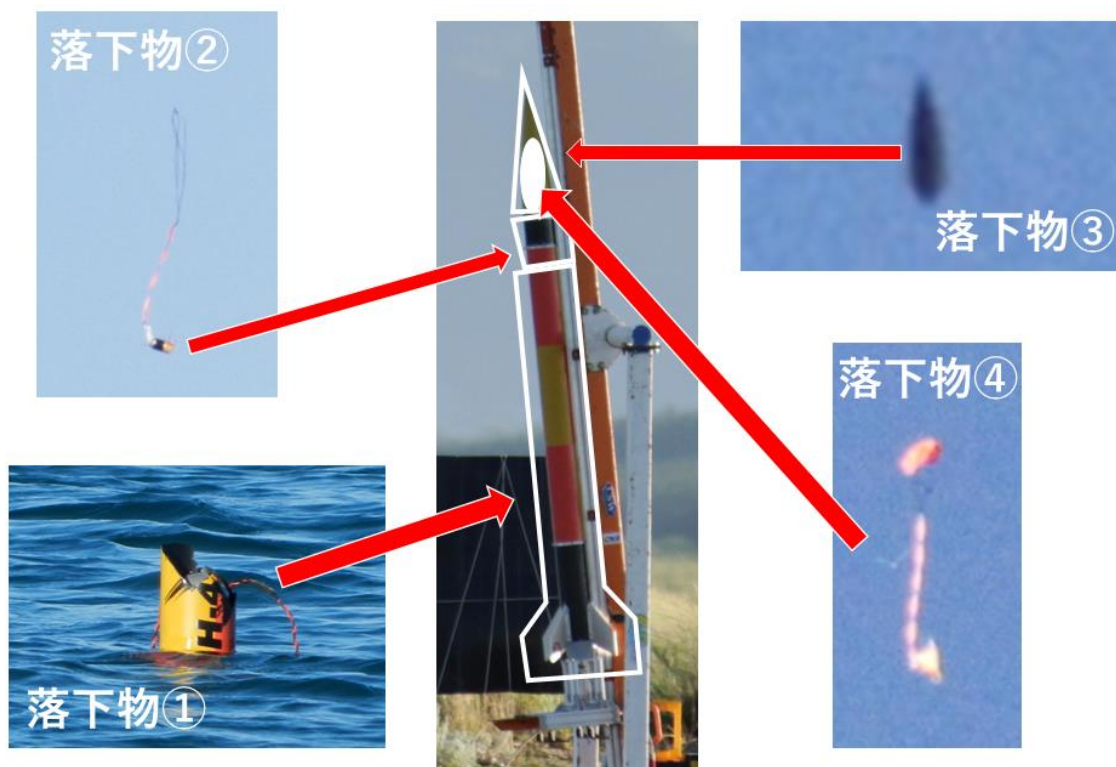
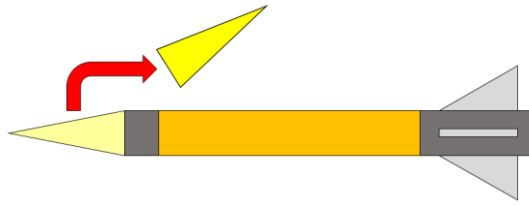


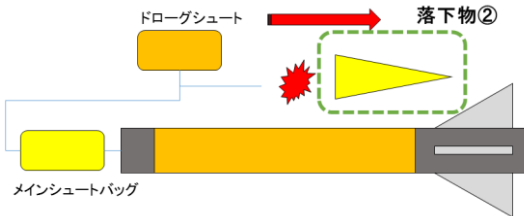
図 3.13 落下物内訳

空中分解時の写真や動画などから、飛行中に機体が 4 つに分解したメカニズムについて以下のような仮説を立てた。



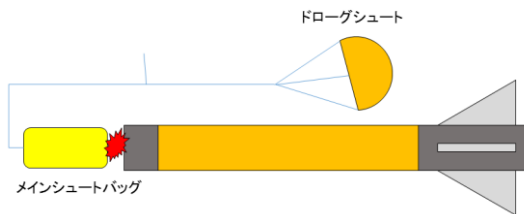
事象①

何らかの原因により飛行中にノーズコーンが脱落、内部に格納していたパラシュート類が露出される



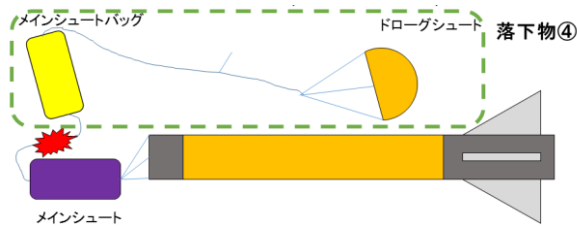
事象②

ノーズコーンに過大な抗力が働き、ノーズコーン内部の結線用具の接合部が破壊、パラシュートとの接続が切れる(落下物②の生成)



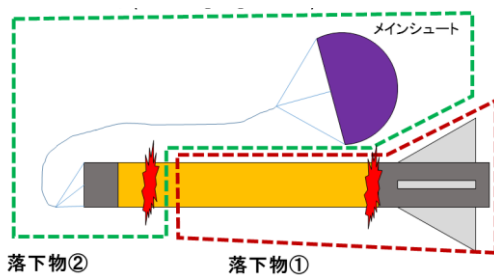
事象③

ほぼ同時にドログシュートが開傘、過大な開傘衝撃が発生し、メインシュートバッグの開口部をロックしている紐が破断



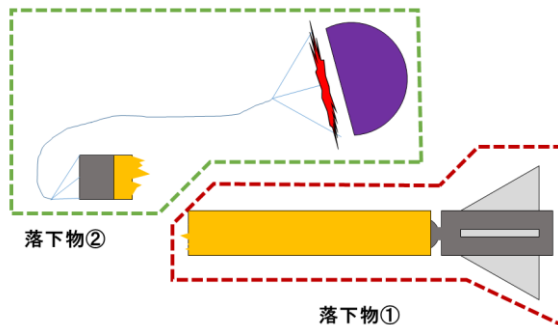
事象④

ドログシュートの抗力によりバッグからメインシュートが引き出され、事象③の開傘衝撃によりメインシュートバッグとメインシュートを固定している紐が破断(落下物④の生成)



事象⑤

メインシュートが開傘、設計値を大幅に上回る開傘衝撃が発生しタンクチューブが破壊(落下物①、②の生成)



事象⑥

ほぼ同時にメインシュートとサスペンションラインが破断(メインシュートの傘体が写真より確認出来なかった原因)

打上げ日より今日に至るまで、各セクションで原因究明作業を行っているが、根本的な原因の特定には至っていない。上記メカニズムにより分解したとすると、空中分解に至った頂点事象は“ノーズコーンの脱落”である。目撃者の証言や打上げ当日の風向風速データを使用したシミュレーションから、空中分解時は音速を超えていた可能性が高く、音速特有の環境条件下で発生しやすい事象に的を絞って解析を行っている。

今後は原因究明のための検証試験，事象明確化のための解析，ならびにこれらを基にした FTA 解析を進め，原因の特定を進めていく。

3.3. 回収系

3.3.1. 概要

TSRP-H-42 号機はミッションの特性上到達高度が高い為、2つのパラシュートを用い段階的に減速を行い、落下分散範囲の限定化を行った。また、パラシュートの放出には TSRP において使用実績のある軸方向押し出し式分離機構の“不知火Ⅲ”とパラシュートバック保持/切り離し機構である“不知火Ⅳ”を本機向けに改造した“不知火Ⅲ/Ⅳ-42Custom”を用いた。

図 3.14 および図 3.15 に回収系概念図および減速降下プロファイル概念図を示す。

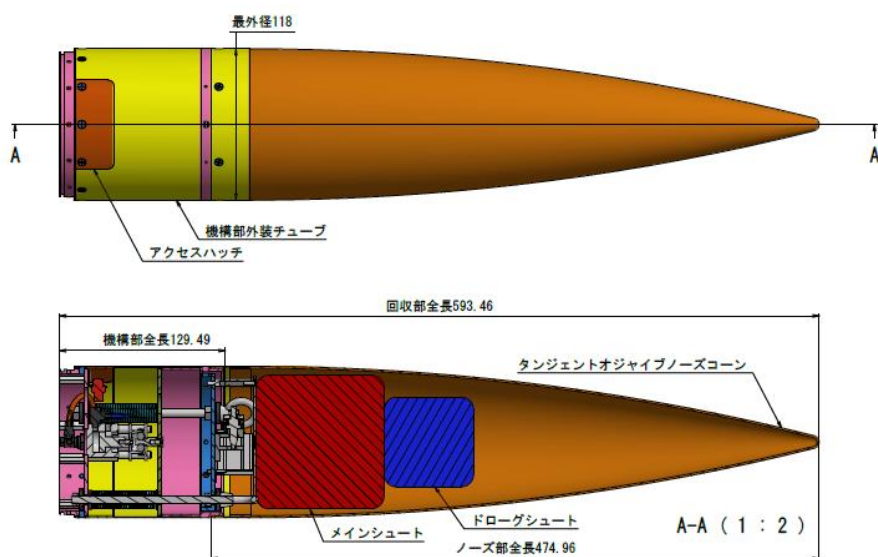


図 3.14 回収系概念図

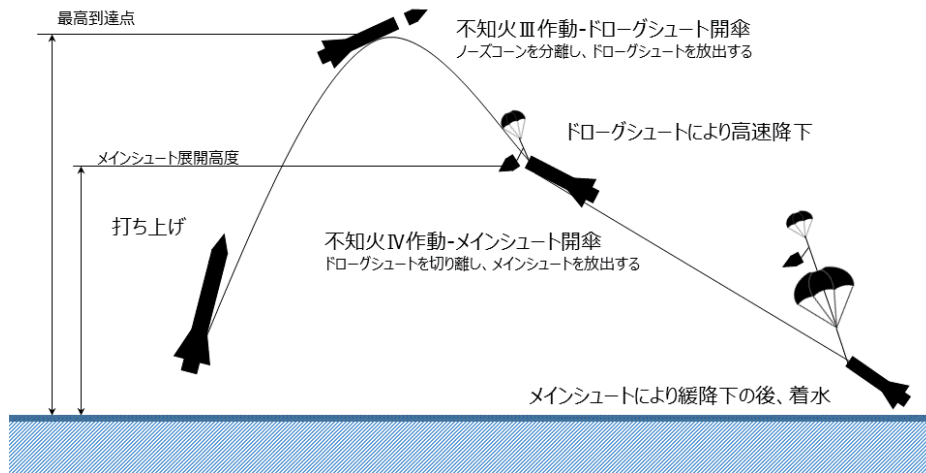


図 3.15 減速降下プロファイル概念図

3.3.2. 設計

不知火Ⅲ/Ⅳ-42Custom は、本機に搭載されるにあたり従来モデルより以下の変更点に基づく改造がなされている。

- ・機体直径の縮小に合わせて、シャフト配置を変更
- ・同様の理由により空圧配管の取り回しを変更
- ・運用性の向上を図るため、安全装置をボルトからピンに変更
- ・ノーズコーン保持機構をアルミテープからボールプランジヤに変更

特に、最後の項目に関しては、超音速飛翔時における振動や動圧等に対して従来までのアルミテープによる固定では、ノーズコーンを保持しきれない可能性があったためである。

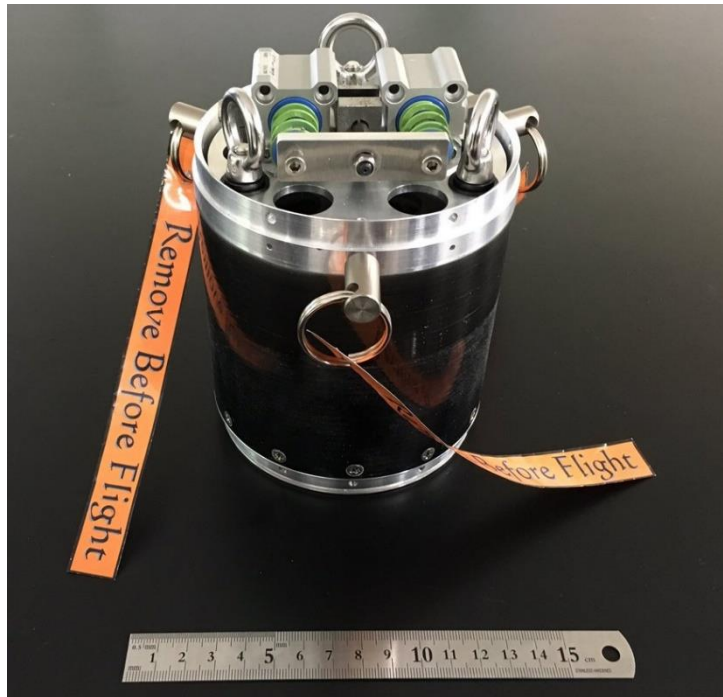


図 3.16 不知火Ⅲ/Ⅳ-42Custom 外観

3.3.3. 実験結果

離床後、約 8 秒でノーズコーンが脱落し、内部のパラシュートが飛翔中に不時放出されたため過大な開傘衝撃が発生し、機体は空中分解に至った。また、機構部は回収出来なかったため、実物の検証は行えていない。

ノーズコーンが脱落した原因の特定には未だ至っていないが、ノーズ保持部の結合力が発生する荷重に対して不足していたのは間違いない。今後は部品の再製造も含めた検証試験等を行い、原因の特定作業を進めていく他、超音速機に必要とされるより強固な結合機構を有した分離部の開発を行う予定である。

3.4. モータ

3.4.1. 使用モータ概要

2016 年度能代宇宙イベント海打ちには当団体が 2016 年度に独自開発した THR-F210L 改二を使用した。以下に使用したモータの外観を示す。



図 3.17 THR-F210L 改二外観図

本モータは 2014 年度の能代宇宙イベント海打ちに供した THR-F210L 改を軽量化したモデルとなっている。機体外装 I/F モータ部品に設けるほか、ステンレス製の部品をチタン製に変更するなどの設計変更を行った。本モータの酸化剤タンクには HyperTEK M 型 4630 cc を使用し、7000 Ns 以上の全力積を目標性能とした。

3.4.2. 実験結果

打上実験においては先の章に示すように、空中分解によって墜落している。推進系部分のみの回収はできたが、フライトデータをロギングしていた計器は回収できなかった。また、推進系部分にブラックボックスとして搭載していたロガーの回収も成功したが、ランチクリア後 0.04 秒までしかロギングされておらずフライト時のデータは得られていない。また、当日撮影された静止画および動画からも燃焼時間の算出も不可能であったため、詳細な性能計算は行なえていない。

3.5. タンク閉鎖機構

3.5.1. 概要

一般的な海上回収を行う小型ロケットは浮力余裕を持たせるため、発砲スチロール等の固体フロートもしくは展開式ガスフロートを搭載する。TSRP-H-42号機はそのミッションの性質上、構造質量削減が必要なため以下の項目を満たす新たな浮力を稼ぐ方法が求められた。

- 1) 構造質量が最小となる事
- 2) 打ち上げまでの約4ヵ月で開発が完了する事

これらを満たす新たな浮力確保方法として開発されたのがタンク閉鎖機構である。上記1)を満たす方法としてモータ燃焼終了後の空になった酸化剤タンクを着水前に閉鎖し、フロートとして使用する方法が採用された。タンクとフロートを共有する事により、推進に関らない構造質量を抑える事ができる。また、2)を満たすため、燃焼後のタンクを閉鎖する機構は、打上実績が豊富な分離機構「不知火」の技術を転用した。タンクを閉鎖させる機構の大部分を既存技術からの転用で補う事により、開発期間の短縮と信頼性の向上を達成した。

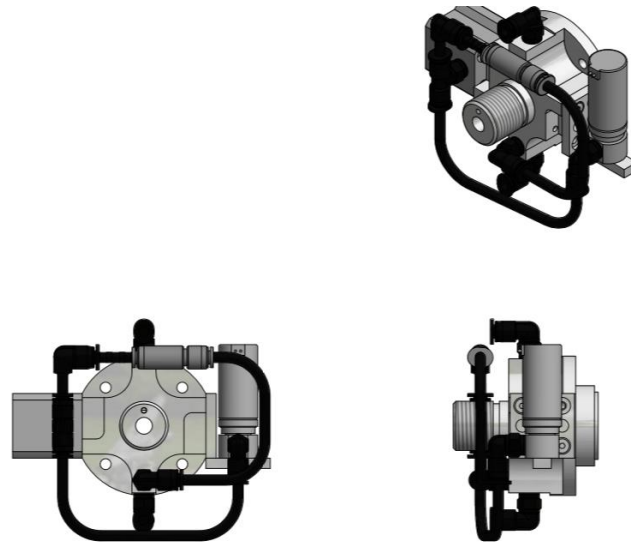


図 3.18 タンク閉鎖機構外観

3.5.2. 設計

・コンセプト

タンク閉鎖機構は約 4 ヶ月という短い期間の中で開発を完了させるため以下に示すコンセプトの下設計された。

- 1) 人的リソース削減のため制御回路は新規に開発を行わない
- 2) 電子回路の現地運用手順を変更しない
- 3) 電磁弁の ON-OFF 制御のみで動作させる
- 4) 発射台上に於いてもエア配管の再加圧が行えるようにする
- 5) ランチシステムに対応すること
- 6) 1 時間機体が浮くだけの浮力が確保できればよい

1)は電子回路の開発を担う、計測制御班の負担を減らすための物である。タンク閉鎖機構専用の制御回路を開発するのではなく、分離機構と同様に共通計器を制御に使用する事によりこれを達成する。2)も計測制御班の負担を減らすための物である。タンク閉鎖機構が加わり、共通計器の作業所及び射点での作業並びに作業手順が変更される事に起因するヒューマンエラーを防ぐことを狙っている。エアシリンダ動作用のエア配管を工夫する事によりこれを達成した。3)は、なるべくシンプルな動作原理と機構にし、動作信頼性を向上させる事を狙っている。4)は、不知火の運用時に度々問題となっているエア配管からのリークを許容できるロバストな設計にする事を狙っている。5)は、ランチシステムの居座りが発生しないようフェールセーフを組むことによって達成する。6)は、ある程度閉鎖したタンク内に水が入ることを許容するという事である。これによりタンクを閉鎖する技術難易度が下がりよりシンプルな機構を採用する事ができた。

開発を容易にするため上記のような高いロバスト性を持たせた結果、運用性も向上した。

・構成

図 3.19 にタンク閉鎖機構の構成図を示す。タンク閉鎖機構はタンクアダプタ 1 に組み込まれている。タンクから燃焼室に至る酸化剤主流路と直行するように弁体 2 が配置され、この弁体 2 はエアシリンダ 3 によって酸化剤主流路と直行する軸上に動作する。エアシリンダ 3 はエアを供給すると引込み、エアを抜くとバネにより押し出される単動引込型を使用している。エアシリンダ 3 は逆止弁 4 及び N.C.型 2 方電磁弁 5 とナイロンチューブで接続され、作動用 N_2 ガスの供給と排気を行う。なお、エアシリンダ 3 は弁体 2 に 5 MPa の圧力が加わると作動用の配管が加圧されていない状態においても引き込むように選定されている。すなわち N_2O がタンク内に存在する間はその圧力により必ずタンクが開になるというフェールセーフが組まれている。また、断面図を見るとわかる通り弁体 2 は酸化剤主流路に

対し密封装置を擁していない。これは大気圧下の海水であれば、O-ring 等の密封装置が無くとも必要十分な密封性能を得られるからであり、実際にタンク閉鎖機構の要素技術開発の過程で行った水密試験では、1 時間このタンク閉鎖機構を付けたタンクを水中に沈めてもタンク内への水のリークは 4 cc 程であることが確認された。この結果は着水から回収までの時間であれば、十分な密閉性能であると言える。

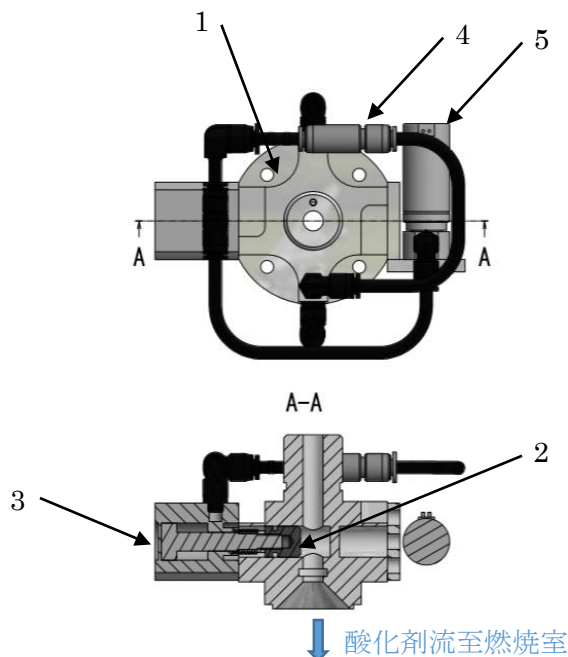


図 3.19 タンク閉鎖機構の構成

・作動用エア配管と機構作動原理

図 3.20 にタンク閉鎖機構作動用のエア配管図を示す。本機構の配管の特徴はエア供給用の逆止弁を設けている事である。この逆止弁により電磁弁を閉鎖させた状態すなわち共通計器が接続された状態でも配管の再加圧が可能となった。また、このエア供給ポートに機外からアクセスできるようにすることにより退避直前までエアの再加圧ができるようにした。

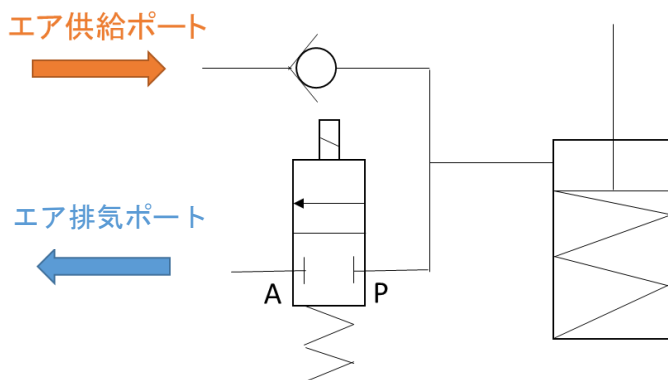


図 3.20 機構作動用エア配管

図 3.21 にタンク開時のエア配管を示す。電磁弁を閉にし、供給ポートよりエアを入れる事により配管内が加圧され、エアシリンダが引込み、弁体が後退し、酸化剤主流路が開となる。この状態でランチシステムを挿入し酸化剤を充填する。

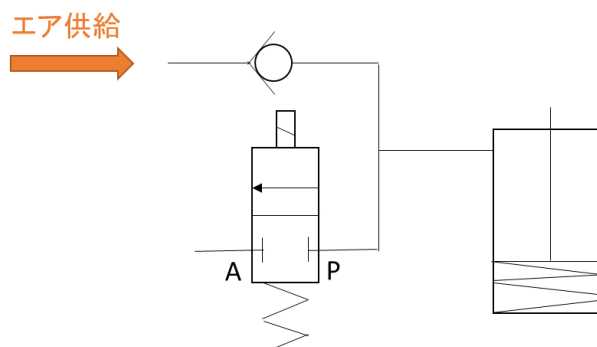


図 3.21 タンク開時の作動用エア配管

図 3.22 にタンク閉時のエア配管を示す。ロケット離床後からある時刻がたったとき、共通計器がタンク閉鎖機構の電磁弁を開にする。これにより配管内のエアが脱圧され、エアシリンダが押し出され弁体が前進し、酸化剤主流路を閉鎖する。

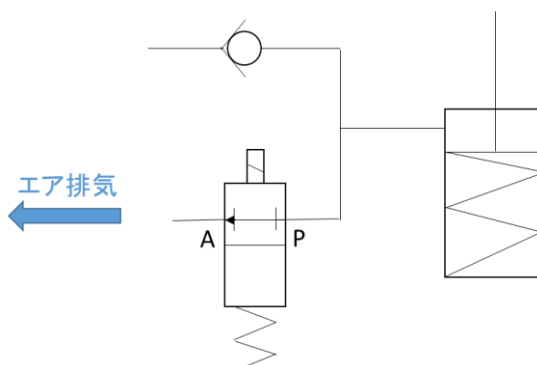


図 3.22 タンク閉時の作動用エア配管

・動作プロファイル

タンク閉鎖機構は地上で作動用エア配管を加圧し、タンクを開にする。この状態で酸化剤を充填する。モータを点火し、離床から予め設定した時間がたつと共通計器によって電磁弁を開にする信号が発せられタンクを閉にする。この離床からタンクを閉にするまでの時間は①モータの作動終了後である事、②機体が頂点到達前である事の 2 点から決定される。当団体のロケットモータは WAX 燃料を使用している都合上、自由落下中は融解した残渣燃料がタンクに逆流する現象が発生する。この燃料の逆流を防ぐため上記のような時間設定を行っている。

3.5.2. 結果

打ち上げ実験後、タンク閉鎖機構は動作していないことが確認できた。配管系は実験後もリーク、破損等認められず内圧を保っていた。電磁弁を動作させ脱圧したところ、閉鎖機構は正常に動作した。またベントチューブが大きく湾曲し、タンク内に燃料が逆流していた。

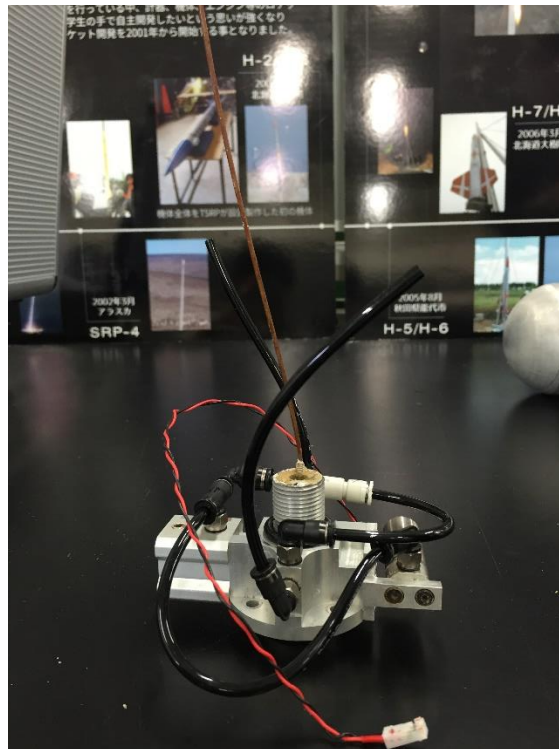


図 3.23 打ち上げ実験後のタンク閉鎖機構及びベントチューブの様子

3.5.3. 考察

打ち上げ実験後、タンク閉鎖機構が動作していなかったのは、飛行中の制御回路のロストによるものである。ベントチューブの湾曲については、着水時の衝撃によるものであると考えられる。燃料が逆流した原因については、燃烧終了後、機体の姿勢が地面に対して水平になったときに液体化した燃料がタンク内に流れ込んだのではないかとと思われる。

3.6. 共通計器

3.6.1. 概要

共通計器とはロケットに搭載し気圧・加速度・角速度・温度を測定および記録ができ、気圧センサから得たデータを元に分離機構に分離判断を発信できるものを指す。

今回の実験は機体の音速飛翔が目的とされているため、計器自体にはサクセスレベルが課せられることはなかった。しかし、上空での分離やデータの回収など最低限度の動作ができる計器の作成を Minimum の目標とした。

3.6.2. 概念設計

・寸法設計

計器は H-36 号機に搭載された $\phi 110$ のものを使用した。

・回路

この回路はデジタルセンサとアナログセンサのデータを 1 つのマイコンで制御する回路である。全体の設計は、既存の H-36 号機の共通計器のものを使用した。回路の制御には PIC マイコン(18F2553)を使用し、仕様は以下ようになった。

表 3.2 回路仕様

サンプリング周波数	100 [Hz]
A/D コンパレータ	12 [bit] (PIC 内蔵)
分離用電磁弁	4 ch (内, タンク閉鎖用 1 ch)
電源接続からの駆動時間	3 時間 (30 °C)

・センサ

この計器での測定項目は気圧・加速度・角速度・温度なので使用するセンサは以下のような仕様のものを選定した。

表 3.3 センサ仕様

測定項目	センサ名	レンジ	分解能
加速度	MPU-6020	± 16 [G]	0.488 [mg]
角速度		± 500 [dps]	15.2 [mdps]
気圧	MPXA6115A6U	42.2~105 [kPa]	N/A
温度	LM60	-40~85 [°C]	0.02 [°C]

3.6.3. 回路設計

回路の設計にはEagleを使用しH-36号機の共通計器と同様のものを使用した.回路図は以下の図になる.

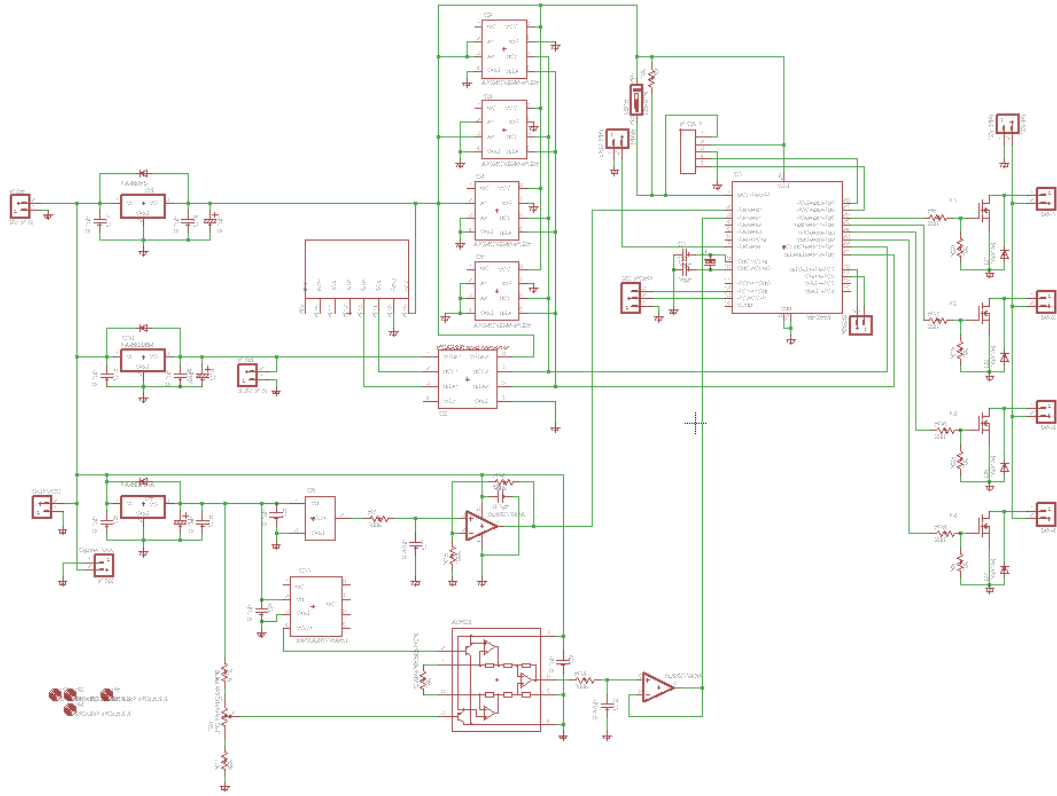


図 3.24 H-42 共通計器回路図

ボード図は上記の回路図を元に作成した。

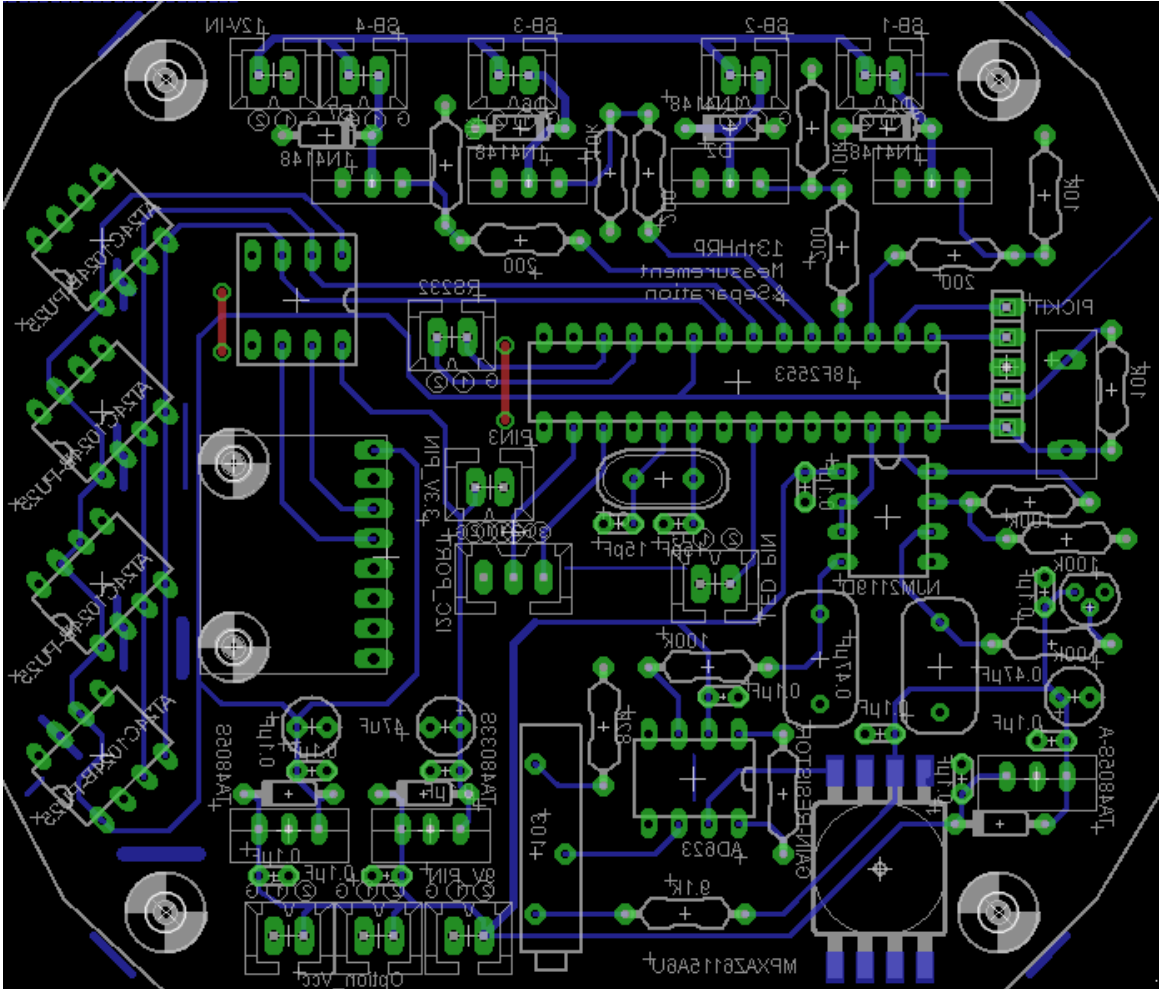


図 3.25 H-42 共通計器ボード図

3.6.4. プログラム

プログラムは H-36 号機の共通計器のものを使用した。分離時間の設定は 1 段目 32 秒，2 段目 120～136 秒に設定した。また，分離信号出力用のポートをタンク閉鎖制御に使用し閉鎖時間を 20 秒に設定した。

3.6.5. 実験結果

飛行実験で使用した共通計器は機体の計器モジュールに搭載していたが，機体の空中分解の際に失われてしまった。よって機体の各種データを取得することはできなかった。

3.7 テレメータ

3.7.1 コンポーネント概要

テレメータは一般に、計測データを無線機などによって伝送するシステムの事を言う。今回は、機体に無線機・GPS モジュールを主とする計器を搭載し、機体の位置データを受信局に送信させるシステムであり、機体の探索を目的としている。受信局の運用方法は受信用無線機にパソコンを接続し、受信データを元に機体の位置確認・データの記録を行う。受信アンテナは八木アンテナを使用し、アンテナは手動で機体に向ける。受信位置は点火所と機体回収船の2カ所に設定した。

表 3.4 使用モジュール

	無線機	GPS	ロガー
型番・商品名	MU-1-1216	GM-318B	openlog

3.7.2 結果

打ち上げ実験本番の受信状況について、点火直前までどちらの観測ポイントでも、継続的に受信を確認出来ていたが、以後の受信は確認出来なかった。よって飛翔中や着水後の受信データは得られなかった。また、機体に搭載された計器部は回収できなかったため内部データも確認を行う事が出来なかった。

3.7.3 考察

受信が出来なかったことに関して、ランチクリア前までは受信が確認されていたこと、指向性の高いアンテナを使用したことから、機体の方向にアンテナを向けられなかったことが原因だと考えられる。発射数秒で見えなくなる機体を人手で追うことには限界がある。現在のシステムでは、ある程度の方角が分かれば着水後の受信はできる可能性はあるが飛翔中の受信は困難である。今後はこの問題を解決するために電波強度を上げるか、正確にアンテナを向けるためのシステムの開発をする必要があると考える。

3.8. ブラックボックスロガー

3.8.1. コンポーネント概要

H-42 では従来の THR と同様に、計器モジュールをロケット上部に設けている。これは機体構造や共通計器 - 不知火間の結線を優先した選択であるが、当該部への計器搭載は弾道落下等の不測の事態が発生した場合喪失の可能性が高い。

H-42 は音速突破をメインミッションとしている都合上、例え機体の完全回収に失敗しても、音速を突破したデータが取得できればミッション達成と判断可能である。これを踏まえ、弾道落下時にも回収の可能性が高いタンクモジュールに計測計器を搭載する事となった。

計器本体は担当者の負担を抑えるため、市販品である「ちょっとすごいロガー (Ninjascan-Light) スイッチサイエンス版」を使用した。記録媒体として 8GB の microSD を使用し、電源は他の計器と共通の電源基板から供給した。ファームウェアの変更は行わず、フライトでは加速度、地磁気、気圧、温度の 5 項目の計測を行った。



図 3.26 機体に固定した際の写真

3.8.2. 結果

フライト後、着水したタンクチューブから本ロガーを回収した。搭載部への浸水は見られたものの、microSD からの計測データの読み出しに成功した。取得されたデータは、作業所でのロケットの組み立て時に電源を投入して以降の、ロケット打ち上げ直後にデータが途切れるまでの約 3 時間である。その中で加速度に変動があり、ロケットに動きがあったと推測されるデータは 4 点で、0.04 秒分の加速度、ジャイロデータである。他の項目のデータは、サンプリングレートの関係上取得されていなかった。データが途切れたタイミングは、7.99 G の加速度を検知した時であり、加速度が ± 8 G の測定レンジを振り切った時であったと推測される。

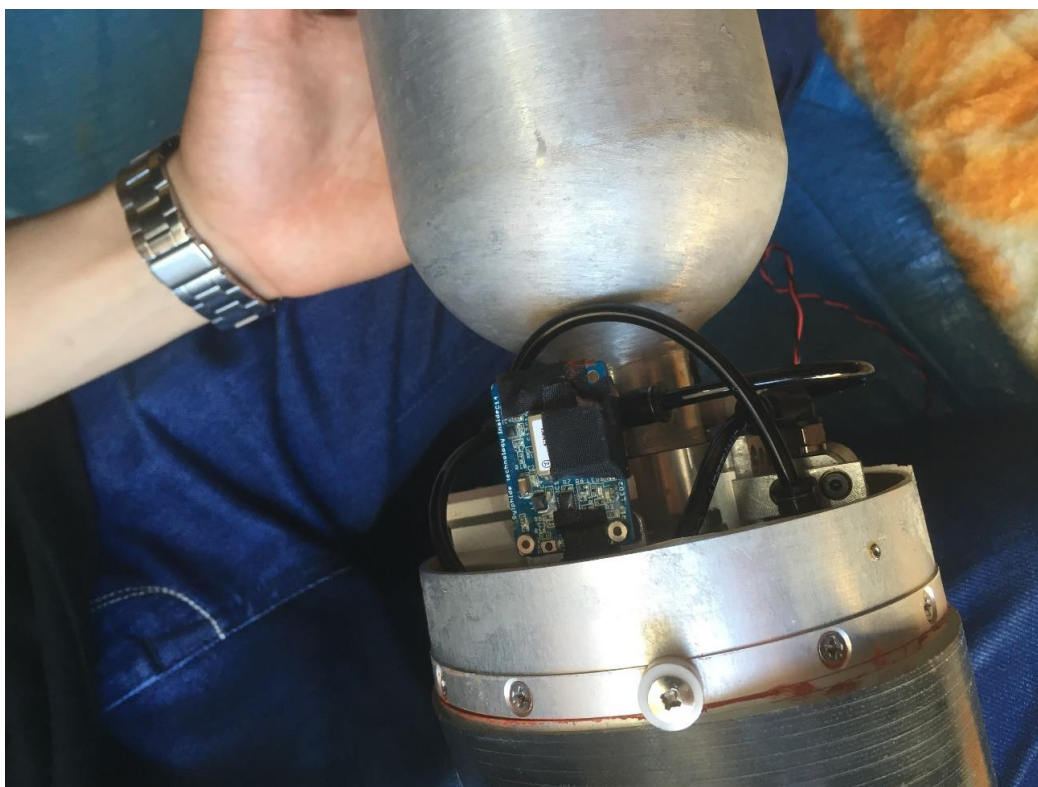


図 3.27 回収された際のちょっとすごいロガー

・3.8.3.考察

今回ちょっとすごいロガーの計測が点火直後に停止した要因の 1 つとして、点火時の加速度により microSD と基板本体との接点に不良が生じた事が考えられる。microSD は当団体でもテレメータの記録媒体として使用しているが、近年ではデータの取得に失敗したことはない。ただしテレメータで使用しているものは openlog であり、設置箇所や搭載方法が異なるため、それらの差異が接触不良を引き起こした可能性は否定できない。また回収後にちょっとすごいロガーの動作確認を行ったが、ロギングを含む正常な動作が確認できたため、打ち上げ時の破損による書き込み不良の可能性は低いと考えられる。ただし、打ち上げ時の衝撃や燃焼振動により一時的な接触不良を起こした可能性は否定できない。

記録されたデータでの加速度は 7.99 g であり、本来の加速度センサの最大測定範囲は $\pm 16G$ のためセンサがハード的に破損した可能性は否定できると考えられる。実際に過去に打ち上げを行った H-40 では、同じセンサである MPU6050 を使用していたが、13 g を超える加速度を計測できていた。一方でレンジを超えた事により、ソフトウェア側に異常が出た可能性については、現在ソースコードを参照している段階であり、この場で明言する事はできない。

3.9. アンビリカル BOX

・3.9.1. コンポーネント概要

アンビリカル BOX はロケットに搭載された共通計器やテレメータの状態確認や外部電源供給を総員退避直前まで行うための地上設備の一つであり、H-42 号機において初めて導入された。使用物品としてはアンビリカル BOX、アンビリカル電源ケーブル、アンビリカルケーブル、中継基板、短絡素子である。

アンビリカル BOX は内部中継基板を経由し各計器に電源を供給する。この際内部の電池の電源は使用していない。また、アンビリカル BOX を経由し共通計器の電源を遮断することで輸送中などに 2G 検知が判定されない。また、ランチャー挿入時などは短絡素子を使用しアンビリカル BOX を使用しなくても共通計器の電源を遮断できるようになっている。



図 3.28 機体と接続中のアンビリカルケーブル

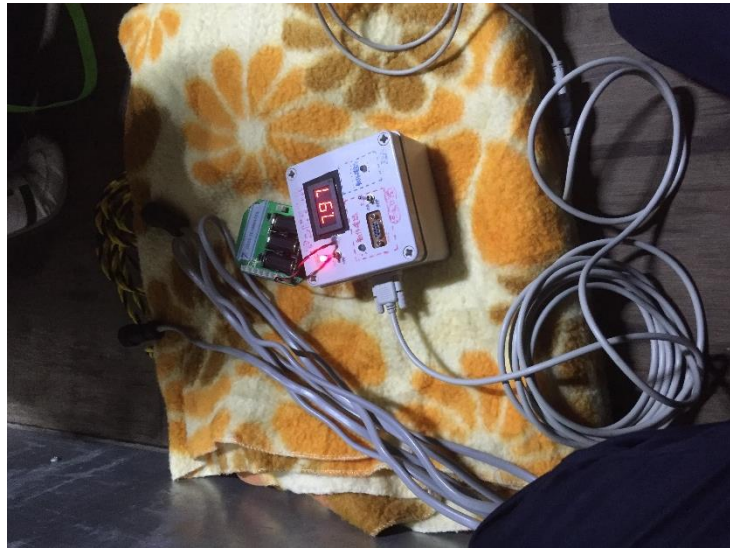


図 3.29 輸送中に運用しているアンビリカル BOX

・3.9.2. 結果

運用目的はほぼ全部達成できたといえる。アンビリカル BOX から内部中継基板の P ch の動作による共通計器の動作停止，共通計器との通信による状態の確認，動作確認用 LED の確認，外部電源による外部給電である。

今回達成できなかったこととして通信モードでの入力である。電源系（GSE のオプティマバッテリー）もしくはテレメータのノイズが入ったため，入力ができなかったと考えられる。この件に関しては早急に改善を求められる。

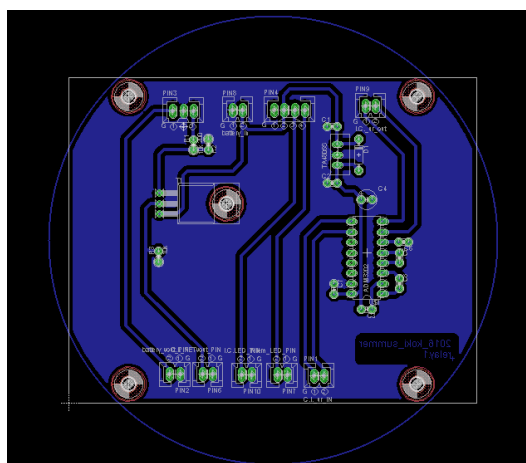


図 3.30 実際に使用中継基板のボード図

・3.9.3. 考察

ノイズ対策を早急に行わなければならない。まずは基板の設計からノイズの発生しづらい回路を作成し、中継基板では各グラウンドを分ける必要があると思われる。運用面では内部電源を使用しないで外部電源を使用していたため、内部電源は余裕があったのではないかと思う。また、次回作成する際にはその機体専用のものを作成するのではなく、予備ポートを含む規格を作成する予定である。

3.10. 空力

3.10.1. 空力安定性

H-42 号機は尾翼による空力安定を採用しているが、超音速飛行を行うというミッションの特性上、圧力中心が移動し、静安定性が飛行中に失われてしまうことが予想された。日本の観測ロケットでは Mach 数 6 までの間で機体の 20%前方に移動することが経験的に知られている。しかし、今回の飛行 Mach 数は最大でも 1.1 であり、圧力中心は機体後方への移動を行うため安定側となると判断した。ただし、安定性が失われることは非常に危険であること、圧力中心が後方に移動した際に風見効果によって飛行経路が変化しやすくなることも考慮して、重心と圧力中心の距離を全長の 16%程度を確保した。

なお、空気力および圧力中心の計算には Barrowman Method、安定微係数の計算には見掛けの質量の手法を用いた。

実際の飛行では静安定性は確保されていたが、ランチクリア直後に風見効果によって陸地側へ姿勢を変化させた。陸地側への飛行は危険である。しかし、超音速飛行時の静安定性の確保のために重心と圧力中心の距離を縮めることができないため、10 m 級ランチャを利用してランチクリア時速度を大きく確保することなどによって対応が必要である。今回ランチクリア速度は 20 m/s 程度を確保していたが、感覚的にはなるが、可能であれば 30 m/s 近くまで確保できると良いと考える。

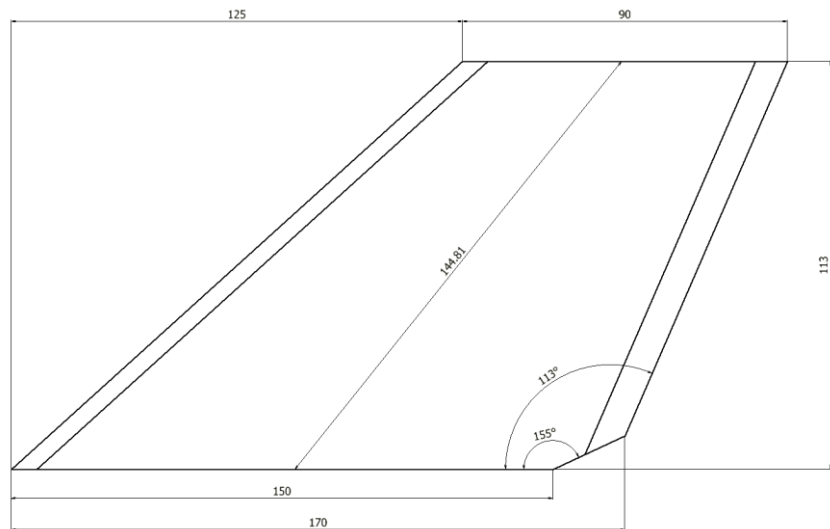


図 3.31 翼寸法

表 3.5 重心と圧力中心

全長	2142 [mm]
全備重心	1261 [mm]
燃焼終了時重心	1254 [mm]
圧力中心	1615.7 [mm]

3.10.2. フラッタ

H-42 号機では飛翔速度が大きくなるため、翼のフラッタが危惧された。従来の厚さ 2 mm のベークライト板では剛性が不足していると判断し、厚さ 2 mm の A2017-T4 の単板へ材質変更を行った。変更案としてベークライト板の厚みを増やすことも考えられたが、ベークライト板の場合厚さ 4 mm を超える翼になるため、静安定性を計算する際に薄翼近似を行っている関係上、直径に対し厚すぎるため薄翼としての近似が適当ではなくなると判断した。

3.10.3. 抗力係数

遷音速/超音速領域を飛翔する場合、抗力係数が Mach 数に応じて変化することが知られている。この抗力係数カーブを予測することが事前の飛翔経路予測において非常に重要となるが、遷音速領域の抗力見積りは難しい。今回は米空軍によって開発された空力解析コード DATCOM と CFD、過去の低速風洞実験からカーブを予測した。予測結果については JAXA の M-V ロケットの抗力係数カーブおよび北海道大学の CAMUI 型ハイブリッドロケットのカーブと比較し、大きな問題はないことを確認した。

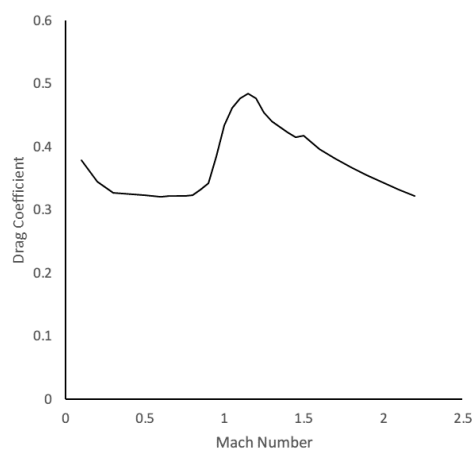


図 3.32 推定抗力係数カーブ

3.11. 飛翔予測

打上実験を実施するにあたって、安全性の確保のため、ロケットの諸元から飛翔経路計算を行い、落下位置の予測を行った。計算手法としては NAL-TM-145”スピンと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計算モデルの詳細化を行ったものを採用している。計算は Fortran90 で実装したプログラムにて行った。

安全のため、下に示す落下予測域を踏まえ、保安円内に落ちること、テトラポット以沖に落ちること、陸に落ちないことを条件に打ち上げ風向風速制限を設けた。事前の計算では風向風速制限内で最高到達高度 5522.0 m、最高飛翔対気速度 367.7 m/s (Mach1.097) となった。

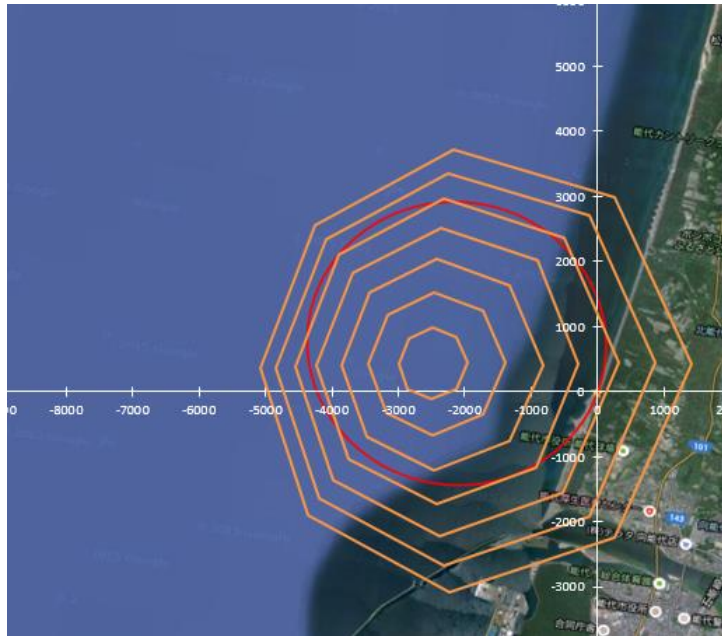


图 3.33 弹道落下予測域

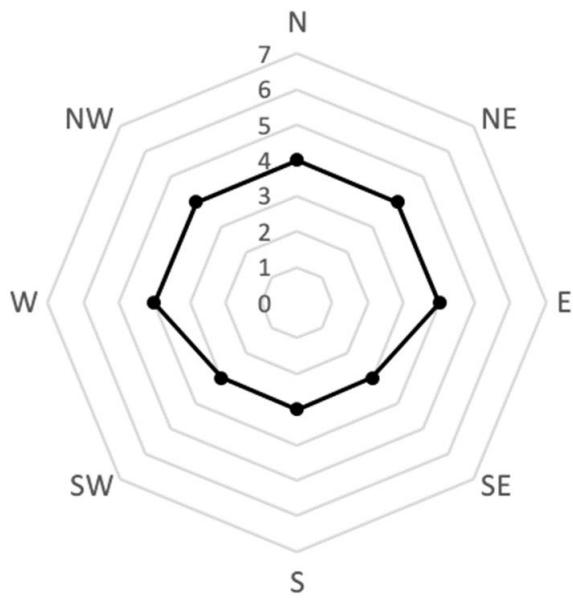


图 3.34 風向風速制限

3.12. GSE

夏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・窒素ガスを GSE 配管に使用し、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 ASSP 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。現地でのリハーサル時に敷設した際、充填用確認カメラが強風により転倒し、電源接続部が破損した。これにより実験本番ではランチャー全景カメラを射点から目視での充填確認のために使用した。対策として三脚や投光器スタンドといった背の高い敷設物にブロック等の重しをのせることで転倒を防いだ。

次に、本実験から初めて使用された座布団について報告をする。運用について、座布団の組み立ては事前に行ったものを使用し、ASSP ランチャーへ問題なく設置した。実験時には挿入シタイラップ固定済みのステムへの供給路接続の際に、酸化剤供給路のクイックコネクタ接続時にステムが押し込まれぬよう、補助を一人設ける必要があった。さらに、迅速に接続できる用、接続部にシリコンを吹いた。実験後の破損等は見当たらなかった。

4. 総括

TSRP-H-42 号機は音速突破を目的に開発が行われ、弾道落下をしてもデータ回収ができるように設計が進められた。しかし、H-42 号機は飛行中に空中分解を起こし、メイン計器は喪失、ブラックボックス用ロガーはフライトデータのロギングに失敗し、電子機器によるフライトデータは何一つ取得できない結果となった。搭載計器によるデータ取得ができなかった要因を突き詰めると、プロジェクト全体として H-42 号機の仕様検討、概念設計の詰めが甘かったと考えられる。仕様検討方法や設計審査の方法等、今後のプロジェクトマネジメント方法を検討する必要があると言える。

H-42 号機は実験目的を達成できず、プロジェクトとして失敗ではあるという一方、現有技術のみでは音速突破ができないということを痛感する結果となり、高高度化開発に必要な技術開発を行うための大きな指針となった。今後の開発としては、再度 H-42 号機と同様なコンセプトの機体を開発するのではなく、H-42 号機の開発過程及び実験結果より明らかとなった課題を解決していく予定である。それらの課題が解決した後に再度高高度到達及び音速突破に挑戦する事を検討している。