

# 室蘭工業大学 SARD Hybrid Rocket Project

## 能代宇宙イベント実験報告書

プロジェクトマネージャー 岡田空悟  
アシスタントマネージャー 吉川稲穂  
高澤諒太

### 1. 実験目的

今後、様々なミッションに挑戦するための基盤技術として、ハイブリッドロケットを用いた高度 300 メートル程度での安全で確実な打上・回収・ペイロード放出技術の確立を目指す。

### 2. 実験概要

燃料にポリエチレン，酸化剤にガス酸素を使用した植松電機製 GasCAMUI2015 をモーターとして使用したロケットを打ち上げる。ガス酸素の充填圧力は 13.7MPa。ロケットのモーター以外の要素は全て自作し，打ち上げたロケットはパラシュートにより地面に軟着陸させる。パラシュートの開傘は気圧差を利用した自動開傘と外部からの無線信号による開傘の二通りの方法が可能である。外部からの無線信号による開傘はロケットが異常な飛行経路をとった時にも使用する。また，機体にはペイロードとして同団体の Project Cansat & Gachasat が製作した缶サットを搭載する。ランチャーは秋田大学 ASSP のものを使用させていただいた。

### 3. 実験結果

本来の打ち上げ時刻は 8 月 15 日午前 10 時半であったが，雷雨のため午後 4 時の打ち上げを目指して 5 時間半遅れの午後 1 時半からシーケンスを開始した。GSE 制御回路の不具合や配管からのリーク，タワーやアダプターの調整によりシーケンスに遅れが発生したが，シーケンスを書き換え 10 分遅れの午後 4 時 10 分頃に打ち上げを行うことが出来た。打ち上げ時は GSE や初の運用となるアクチュエータ固定用タワー，アダプターについても，問題なく正常に作動した。

予定高度は 300m 程度であったが，搭載気圧計および加速度計より高度を算出したところ 200 数 m ほどの高度となっていた。

しかし，軌道頂点付近で作動するべき気圧開傘プログラムが作動せず，無線での緊急開傘を行った。緊急開傘の機構の作動が遅れ，パラシュートがオープニングショックに耐えられず破けてしまった。機体についても着陸時の衝撃を十分に抑えることが出来ず，機体，酸素タンク，内部配管，回収機構等，ほとんどの部分に損傷を生じた。

#### 4.今後の展望

次期 PM 高澤諒太

今後は慣性航法装置を用いた誘導制御を最終目標として、まずは動翼による制御を行う。また、グレイン部分を設計・製作し、エンジン部の低コスト化、性能の向上を目指す。機体については、一部に CFRP を用いることで軽量化を図る。また CFRP の加工は外注ではなく、自団体で行う。回収機構はこれまでの横開きと異なるノーズ放出機構を採用し、機体の空気抵抗を減らす。また今回うまくいかなかった回収機構の動作については、タイマー、気圧、無線緊急開傘など、これまでより多くの冗長系を使用する。

#### 5.謝辞

今回の実験には CAMUI 型ロケットエンジン初の外部学生団体の運用として、株式会社植松電機、北海道大学宇宙環境システム研究室の皆さんの多大なるご協力を頂いた。

また、プロジェクト支援として航空宇宙学会北部支部 **Lifting Off Young Birds**、室蘭工業大学ものづくり基盤センター、室蘭工業大学らんらんプロジェクトより支援を頂いた。上記の皆様のご支援なしにはこのプロジェクトは成り立たないものであった。プロジェクト一同心より深く御礼申し上げます。

以下、各班報告書

## 1. 機体



図 1.1 機械完成写真

表 1 機体諸元表(現地計測値)

名称	値	単位
機体全長	1.752	[m]
燃料質量	0.17	[kg]
重量(打ち上げ前)	7.895	[kg]
直径	118	[mm]
重心(打ち上げ前)	1.08	[m]
圧力中心	1.307	[m]
安定性	12.5	[-]
使用モータ	Gas-CAMUI2015	

打ち上げ条件: 方位角 250 度, 迎角 87 度,  
打ち上げ時の風速西 1.3m/s

## 2. 結果

- ・打ち上げ前の実測値シミュレーションでは高度が目標高度 319m に対して 203.3m と約 116m 低かった.
- ・パラシュートは気圧センサが作動せず, 手動での緊急開散を試みたが, 地表付近でパラシュートが放出し減速する前に機体は落下した.
- ・その衝撃で機体は木端微塵になった(打上後の機体写真)

## 3. 考察

### 3.1 高度低下について

今回, シミュレーション上での到達予定高度が 321m であったのにも関わらず, アビオの

センサから得られた高度は 200m 程度であった。高度が予定よりも 100m ほど下回った原因として

1. シークエンスの中断・遅れ，現地の気温が高かったことなどによる GOX 充填圧の低下
2. シミュレーションでは考慮しなかったが，アビオ無線機用のアンテナ 2 本と配管の一部がボディチューブから外に突出していたことや(図 2 の赤で囲った部分)，回収機構の都合によるボディチューブの切れ込みによる抗力発生

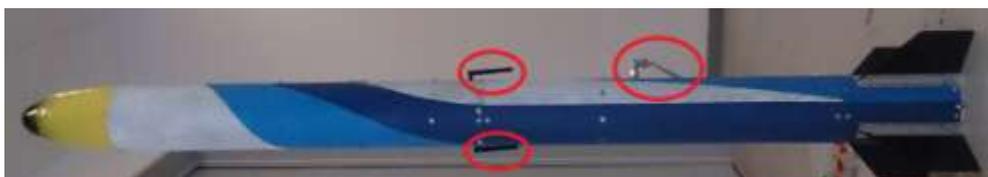


図 2 突出部分

以上の 2 点が考えられる。GOX 充填圧に関しては取得データを解析した限り圧力の低下が見られないとのことだったので，空力的な抗力による影響が大きいと考えられる。

#### 4. 改善点

構造面：弾道落下した際，配管パーツが落下の衝撃によって曲がってしまい再使用不可能になってしまった。配管関係の部品は高価なものが多いので，機体が弾道落下した時の衝撃を胴体接合部(各モジュールの連結部)で破壊，衝撃を吸収し，モジュール中身への衝撃緩和を図りたいところ（どこまで効果があるかわからないが...）

空力面：ボディチューブから外に突出していたパーツによる抗力が思ったよりも大幅な高度の低下に繋がったので，そのあたりを突き詰めていきたい。

具体的には，突出しているパーツの形状や大きさ，位置がどの程度の抗力を生むのかなど。

# 分離機構報告書

団体名：室蘭工業大学 SARD Hybrid Rocket Project (Muroran-I.T. SARD Hybrid Rocket Project)

担当者：吉野香南(Kanami Yoshino)

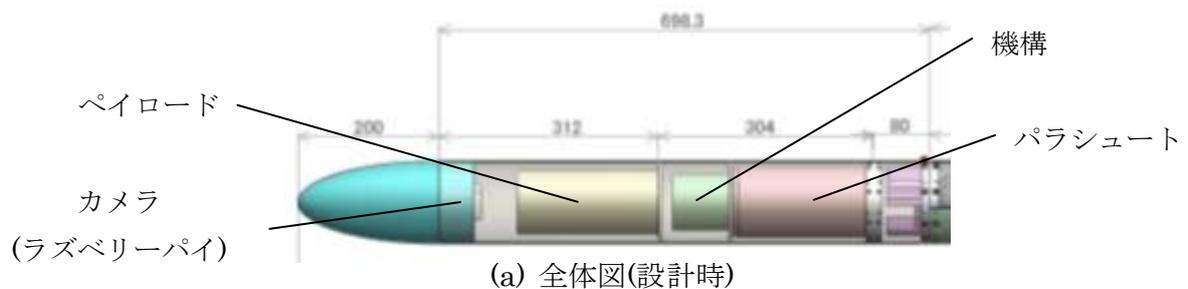
2015年9月8日 提出

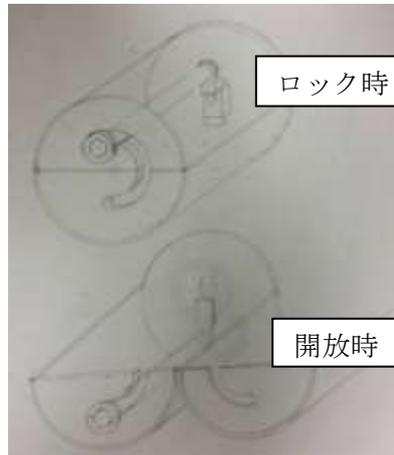
## 1. 目的

ハイブリッドロケットの打上において、パラシュートによって落下速度を減速し軟着陸させることで、安全な機体回収および電装のデータ回収をすることを目的としている。私たち回収班は自作パラシュートの製作とパラシュートを放出する機構の製作を行っている。

## 2. 分離機構の構造

分離機構の全体図を以下の図に示す。





(c) 分離機構の仕組み概略図

図 1.1 分離機構全体図

分離機構の諸元表については以下の通りである。

表 1.1 分離機構諸元表(実測値)

外径(mm)	118
内径(mm)	114
重量(kg)	2.29

重量はノーズ、カメラ、ペイロード、機構、パラシュート、アビオニクスを含む機体上半身全体の重さである。

### 3. 分離機構の原理

サーボモータに取り付けたアクリル棒の回転経路と、上下に分かれている円盤の溝が対応しており、アクリル棒が上部にある時はロックがかかっている。サーボモータを  $90^\circ$  回

転させることで亚克力棒は溝の下部に移動し、上部が自由になることでロックが外れる。機体が最高点に達するとアビオニクスにより機構が作動する。ロックが外れた後は板バネ（図 1.3 参照）によって蓋を押し上げるとともに、パラシュートとペイロードの放出を促す。なお、亚克力棒はφ10mm、長さ 65mmである。

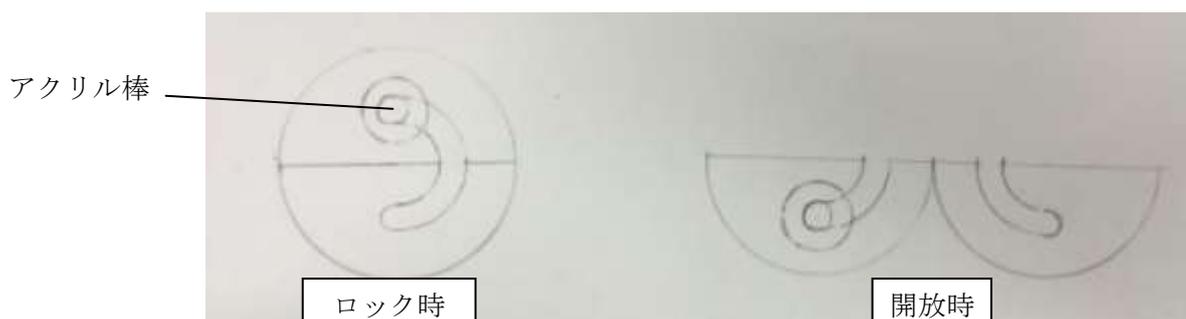


図 1.2 分離機構のロック時と開放時の概略図

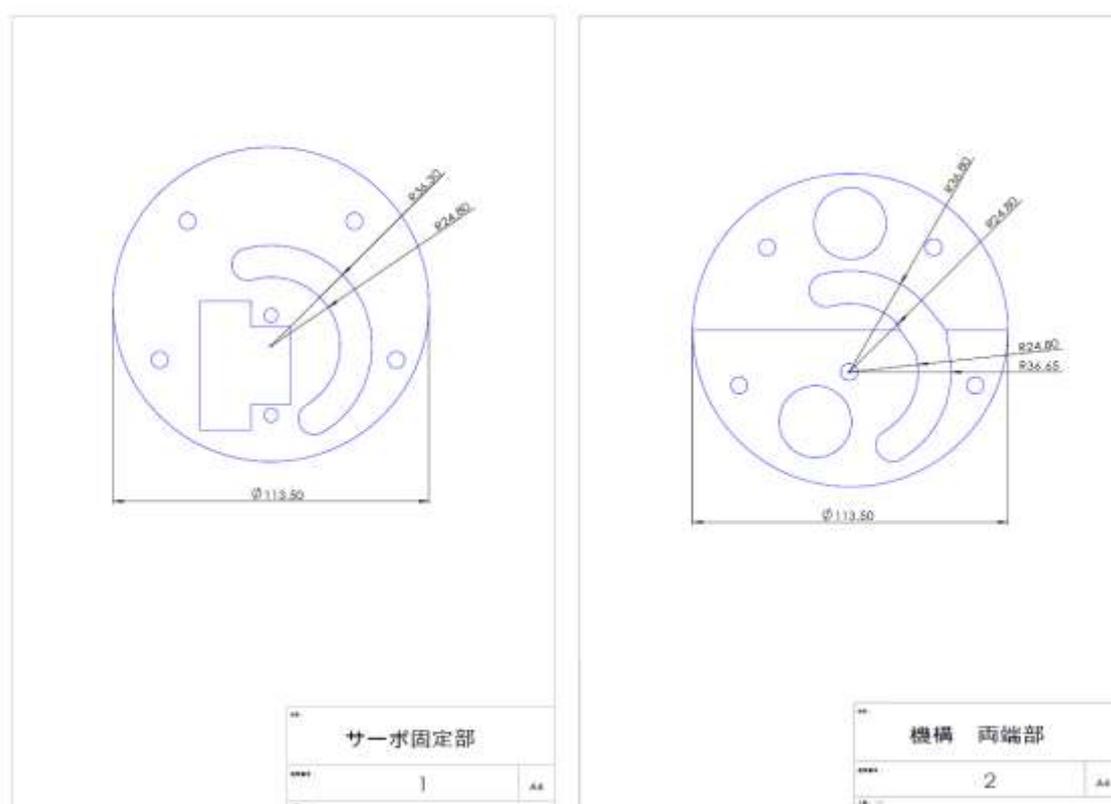


図 1.3 アクリル部品の図面

### 3. 分離機構の作動方法

メインは気圧高度計による回収プログラムである。機体が落下し始めた（気圧計が検知する気圧差の値が負になった）ところでサーボモータを作動させる。

冗長系として無線の回収プログラムも用意しており、気圧高度計が正常に作動するかに関わらず無線のプログラムを作動させる。また、最高点を目視できない可能性があるため、手元にタイマーを置き、最高点に到達したと思われるタイミングで無線を作動させる。最高到達時刻はオープンロケットのシミュレーションより 9.87[sec]であり、無線の回収プログラムは気圧高度計よりも後に作動させるため、余裕を持って 11[sec]に作動させることとする。なお、手元に置くタイマーは打上カウントダウンに合わせて作動させる。

無線の回収プログラムは、ロケットの異常飛行時緊急停止プログラムとしての使用も可能である。

### 4. 打上結果

今回の打上実験では、分離機構の作動が大幅に遅れ、パラシュートはオープニングショックにより裂けた。それにより十分な減速ができず、機体はほぼ弾道落下した。

まず分離機構の作動が遅れた原因は、

- ・予定よりも最高到達高度が低かった(198.4[m])→無線による回収プログラムの作動が遅れた
- ・気圧差による回収プログラムが作動しなかった
- ・サーボが作動してからパラシュートが放出されるまでの誤差要因を考慮していない(機構がパラシュートを放出するのにかかる時間)

ことが挙げられる。無線プログラムは、高度が低かったため最高到達時刻は予定より早かった(8.349[sec])が、3.で述べた通り点火してから 11[s]後に作動させたため機構の作動が

遅れた。(気圧差による回収プログラムについては電装班からの報告書参照)

また、減速開始時刻誤差要因は「気圧差を検知してからサーボに指令を出すまでの時間」と「パラシュートが放出されてから完全開傘までにかかる時間」のみ考慮しており、「機構によるパラシュート放出までの時間」を考慮していなかったことも原因のひとつであると考えられる。

次にパラシュートが裂けた原因としては、採用していた布がオープニングショックに耐えられるほどの強度を持っていなかったためであることが考えられる。また、今回のパラシュートは落下実験でのオープニングショックによる影響を調べておらず、本番で初めての運用となったことも失敗の原因である。

なお、パラシュートは自作であるが、縫い目の損傷はなかった。バルクとショックコードの取付部が抜けることもなく(図 1.4(b) 図 1.5 参照), ショックコード自体の損傷もない。ただし、パラシュートが裂けてショックコードから切り離されたため、実際にかかったオープニングショックは想定していたものよりも小さい可能性がある。



(a)

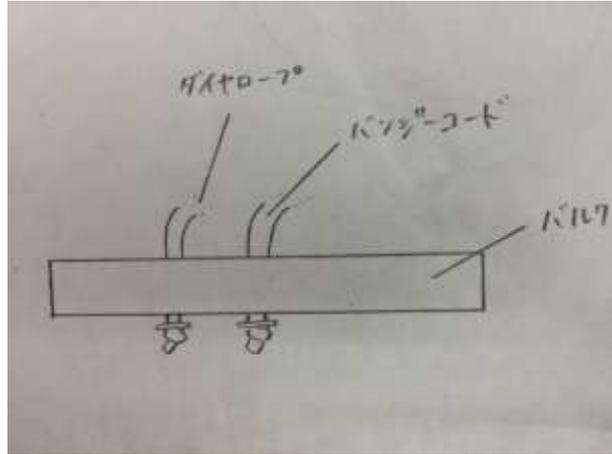


(b)



(c)

図 1.4 機体着地後の様子



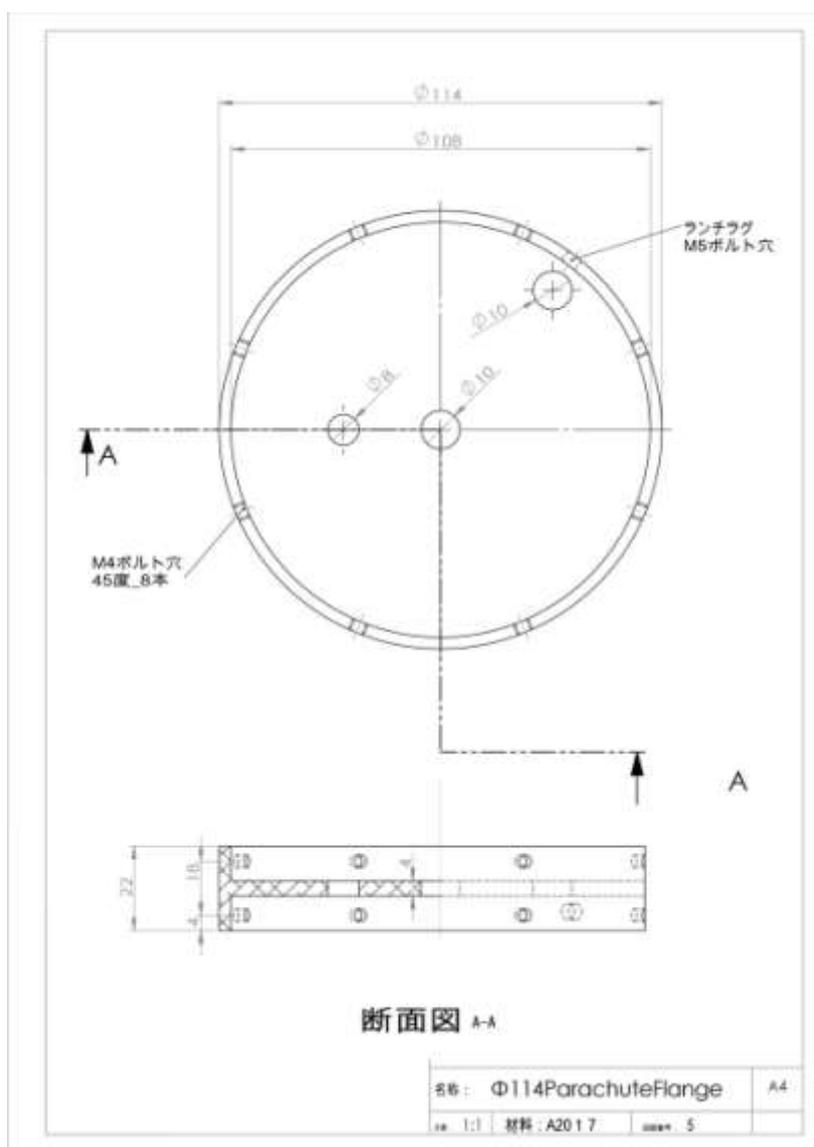


図 1.5 ショックコード取付図とバルク図面

## 5. 改善点

今回の打上実験の前に 2 回の打上実験を行っており、2 回ともパラシュートには同じナイロンを用いていた。1 回目はショックコードが切断したが、どちらも布が裂けるといったことはなかった。しかし今回は使用経験のない布を用いたために、このような結果となった。今後は材料の選定に気を遣うことと、打上前に落下実験や強度試験、応力計算を積極的に行うことにより、自作パラシュートの信頼性を高める必要がある。

機構については、昨年の能代宇宙イベントで打上げた G 型モデルロケット(オオハシ)から見ると、徐々に信頼性・確実性は上がっている。しかし、ペイロードの放出方法について

の認識など、缶サットを製作しているチームとの情報共有が足りないといった問題がある。製作過程や精度においても、個体差や製作環境(使用できる工作機械が限られている等)にも課題が残っている。今後はこれらを改善していくとともに、より確実な新しい機構の開発にも取り組む。

**SARD** は新規団体ということもあり、知識・情報・経験・実験データなどあらゆる面において、回収技術が未熟である。今後は自分たちの実験から経験・データを得ることと、ハイブリッドロケット団体間での情報共有も積極的に行っていきたい。

2015 能代宇宙イベント報告書  
(Hybrid Rocket Project 燃焼班)

実験日：2015/8/15

SARD Hybrid Rocket Project 燃焼班班長  
鈴木 竜司

# 1. 目的

ハイブリッドロケットの打ち上げを通して以下の3点を達成するものとする。

- ・エンジンモータを正しく安全に扱う。
- ・推進剤の1つである高圧ガスの取り扱い方など、ロケットの開発・運用に必要となる知識を身に付ける。
- ・自作エンジン開発に向けたロケット運用の経験を積む。

# 2. 使用機器

## 2-1. エンジンモータ

Gas-CAMUI2015 を使用する。以下に過去の燃焼実験に基づくモータの性能を示す。

表 1. エンジンモータ性能

エンジンの型番	Gas-CAMUI2015	Gas-CAMUI2015
実験日	2015/7/18①	2015/7/18②
燃焼時間	9.95[s] (タンク内圧が大気圧となったところを燃焼終了と定義)	9.34[s] (タンク内圧が大気圧となったところを燃焼終了と定義)
トータルインパルス	740.1[N・s]	745.3[N・s]
最大推力値	430[N]	403.2[N]
平均推力	74.4[N]	79.8[N]
酸化剤と燃料の種類	酸化剤:ガス酸素 燃料:ポリエチレン	酸化剤:ガス酸素 燃料:ポリエチレン
使用する高圧ガスの種類	GOX	GOX
充填圧力(設計圧力)	13.56[MPa]	13.37[MPa]
燃焼圧力	8.8[MPa]	7.55[MPa]

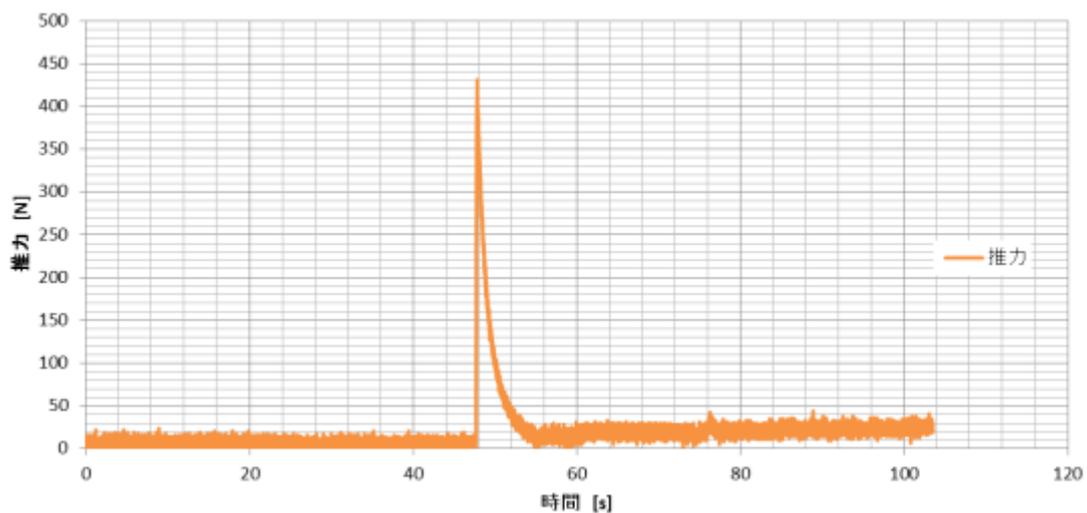


図 1. 推力-時間履歴(2015/7/19①)

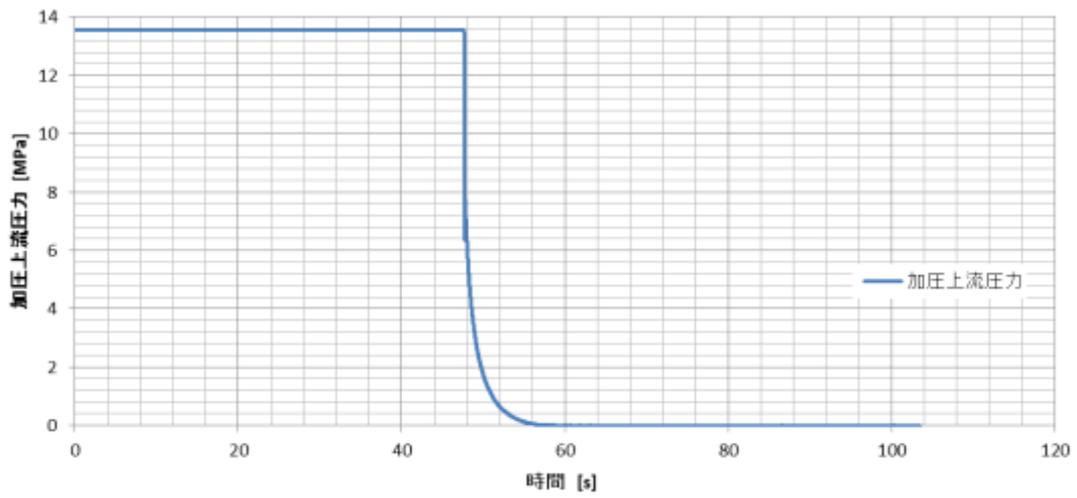


図 2. 加圧上流圧力-時間履歴(2015/7/18①)

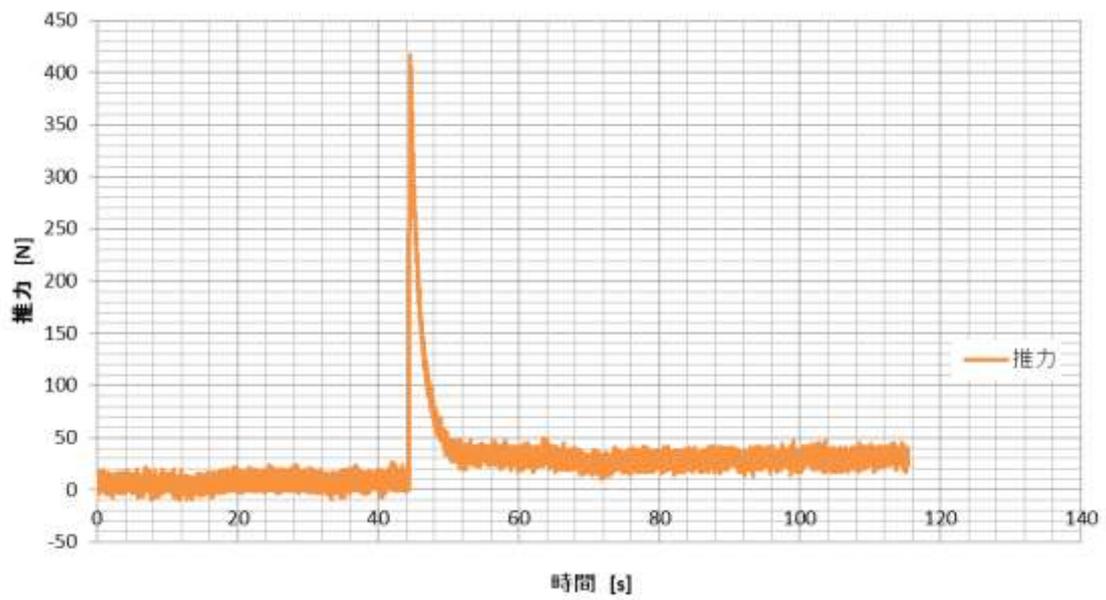


図 3. 推力-時間履歴(2015/7/19②)

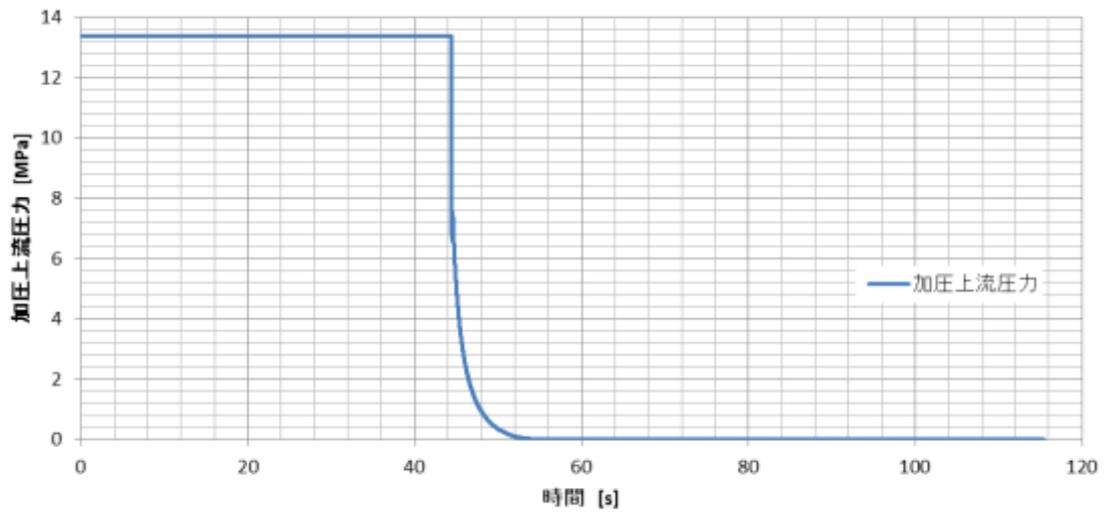


図 4. 加圧上流圧力-時間履歴(2015/7/18②)

## 2-2. 酸化剤

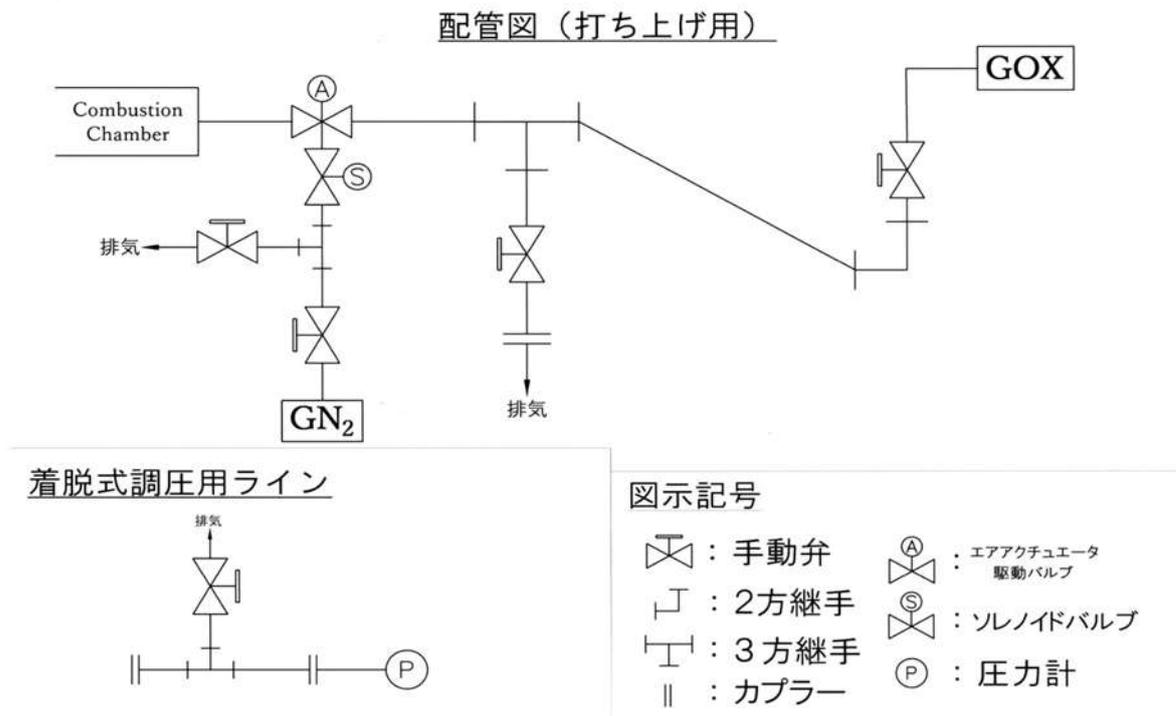
GOX のタンクへの充填は株式会社エアウォーター秋田支店に委託した。受け取った充填済みタンクを打ち上げ直前に調圧することで使用圧力とする。なお、酸素タンクの設計圧力等に関しては、「2-5 その他」に記す。

表 2. 酸化剤充填圧力

タンク充填圧力	14.7 [MPa]
使用圧力	13.7 [MPa]

## 2-3. 配管

配管図を以下に示す。



配管図における GOX ラインが機体内の配管である。GN<sub>2</sub> ラインは GOX ラインの空圧弁[正確には空圧弁ではなく、機体外エアアクチュエータにより機体内ボールバルブ(GOX 加圧バルブ)の制御を行う]を制御するための GSE の一部である。GSE については「2-4 Ground Support Equipment」に記す。

#### 2-4. Ground Support Equipment (※以下 GSE)

地上支援装置のことである。Gas-CAMUI2015 エンジンモータを使用する場合はランチャーにタワーと呼ばれる機構を取り付け、タワー上部のエアアクチュエータを GN<sub>2</sub> によって駆動させることで機体内の GOX 加圧バルブを制御する。アクチュエータ駆動に使われる GN<sub>2</sub>(0.7MPa)はソレノイドバルブで制御され、ソレノイドバルブはコントロールボックス(※以下, CB), およびサテライトコントローラ(※以下, SC)によって制御される。CB は点火点に設置し、射点の SC に有線で接続され電気信号の送受信でソレノイドバルブのバルブ開閉を制御する。なお、各要素の設計圧力は「2-5 その他」に記す。また、CB と SC の詳細な電気回路などについては電装班の 2015 能代報告書を参考にされたし。

ランチャーは秋田大学学生宇宙プロジェクト(以下, ASSP)のものを借りて、運用についても手伝って頂いた。



図 6. GSE 全体(射点)



図 7. タワー全体

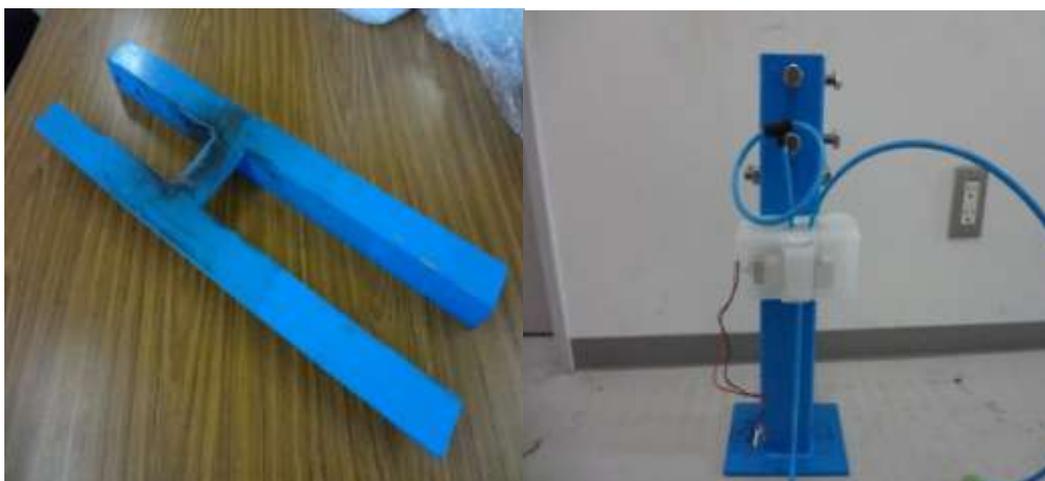


図 8. タワー固定台(左), タワー下部とソレノイドバルブ(右)



図 9. タワー中部(左), タワー上部とエアアクチュエータ(右)

タワーの設計は ASSP ランチャーが株式会社植松電機(※以下, UE)のランチャーと同型ということから, UE タワーの寸法を元にして行った. タワー固定台のネジ径などランチャーに直接接続される箇所寸法は ASSP に確認を取りつつ決定した. (詳しい寸法は別紙「タワー設計図」を参照) 溶接部のみ有限会社横山テクノに外注し, 鉄(SS400)の切り出しなどは部員が行った.

また, タワー固定台とタワー下部は二つのシャコ万力を用いて固定し, 運用するものとした.



図 10. GN<sub>2</sub> ポンベ(レギュレータ装備)

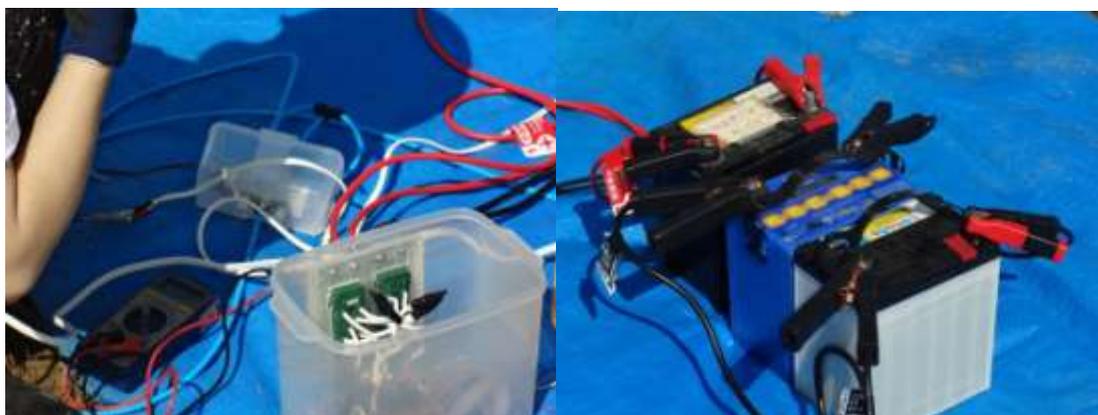


図 11. SC(左), 点火, 加圧用電源(右)



図 12. CB(パージスイッチは燃焼実験でのみ使用する)

加圧スイッチおよびエマストスイッチは主電源のみで, CB の点火スイッチおよびオートシーケンススイッチはセーフティスイッチを ON にすることで動作可能となる.

## 2-5. その他

打ち上げに使用した各要素の設計圧力を表3に示す。ただし、酸素用圧力計はSARDのものアナログ式であり、安全を考慮してUEから借りたキーエンス社製デジタル圧力計を用いたので、使用していない。

表 3. 各要素の設計圧力

名 称	製造元	型 番	設計圧力
ステンレス鋼シームレスチューブ	swagelok	SS-T4-S-035-2MJK	35.1MPa
ボールバルブ(手動弁)	swagelok	SS-43GS4	20.6MPa
ステンレス鋼ユニオンエルボー (2方継手)	swagelok	316L-400-9	45.4MPa
ステンレス鋼ユニオンティー (3方継手)	swagelok	SS-400-3	45.4MPa
クイックコネクツ・ボディ (カプラーメス)	swagelok	SS-QC4-B-400-SC11	20.6MPa (切り離し状態及び脱時 :1.72MPa)
クイックコネクツ・システム (カプラーオス)	swagelok	SS-QC4-S-400	20.6MPa (切り離し状態及び脱時 :1.72MPa)
エアアクチュエータ駆動 ボールバルブ	swagelok	SS-43GS4-SC11	20.6MPa
酸素タンク	JFEコンテナ	CFRP容器1.1L酸素用 G-37-003-27	19.6MPa
ソレノイドバルブ	制御機材株式会社	SY7120-5GZ-02	0.7MPa
酸素用高圧圧力計	阪口製作所	(高圧側)25Mpa	25MPa
めすコネクタ(圧力計用)	swagelok	SS-400-7-4RG	31.4MPa

### 3. 仕組み

#### 3-1. 調圧

機体内配管のクイックコネクツ・ステムに調圧ラインのクイックコネクツ・ボディを接続することで GOX 充填圧の調圧が可能となる。クイックコネクツはカップラーの役割を果たす。

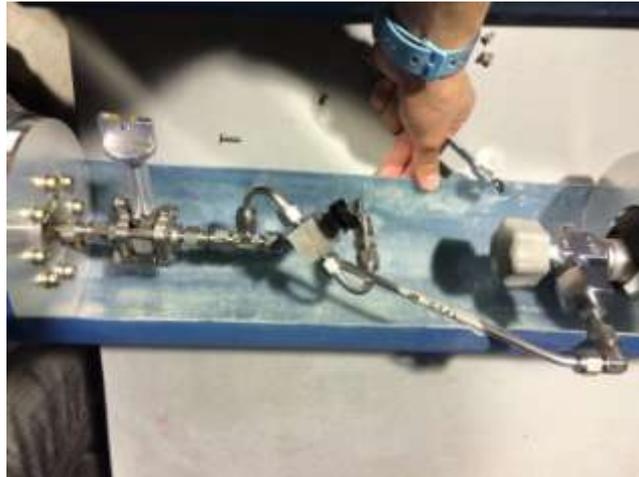


図 13. 機体内配管

※写真がなかったので旧配管のものを使用。ハクチョウ時の変更点は機体径が小さくなった事によるバルブアダプター(後述)の短小化と機体内配管の脱圧ラインの形状簡素化。



図 14. 調圧用ライン

※機体打上時は圧力計を外し, UE 式調圧ラインを接続して使用した。



図 15. 調圧時の様子



図 16. クイックコネクツ・ステム(左), クイックコネクツ・ボディ(右)



図 17. クイックコネクツ接続時

### 3-2. 加圧

エアアクチュエータの駆動により機体内のGOX加圧バルブを開にすることを加圧と定義する。エアアクチュエータにはアルミ(A2017)棒から切り出したアクチュエータアダプターを取り付けてあり、機体内のGOX加圧バルブにも同様にバルブアダプター(A2017)を取り付けてある。



図 18. バルブアダプター(左), アクチュエータアダプター(右)



図 19. アダプター噛み合わせ時

バルブアダプターのツメ部分は機体の外にはみ出しており, GOX 加圧バルブはアクチュエータアダプターによって閉に固定される. 加圧を行うことによってアクチュエータアダプターが 90° 回転し, それに連動してバルブアダプターも 90° 回転するので GOX 加圧バルブが開になる.

### 3-3. 点火

点火は SC と有線接続されるターミナルに点火線を接続し, CB によって制御される.



図 20. 点火チェック時

図 20 でターミナル(ランチャー支柱の黒い物体)に接続されているのは点火チェック用点

火線であり、打上用点火線(機体下部から垂れ下がっている赤い線)は接続されていない。

## 4. 結果

- a. ASSP ランチャーは UE ランチャーと違い機体をランチャーレールに通す際に、ランチャーを傾けなければならなかった。また、タワーを設置した状態でランチャーを傾けるとタワー固定台がランチャー土台に干渉してしまった。よって、ランチャーに機体を固定する度にタワーを取り外さなければならなかった。
- b. タワー取り外し時のランチャーとの摩擦によりタワー固定台の塗装がはがれ、ランチャーとタワー固定台の接続部が緩みやすくなった。
- c. ソレノイドバルブの仕組みについて理解が足りず、GN<sub>2</sub>ラインに誤りがあった。そのため、正しいラインを考えるのに長時間を要してしまった。
- d. 圧力計のアンプの内部コードの接続が悪く、補修が必要だった。
- e. バルブアダプターとアクチュエータアダプターのかみ合いが上手くいかず、リハーサル段階から加圧バルブを完全に開くことが出来なかった。
- f. 機体内配管より GOX のリークが確認された。この時リークチェッカーが役に立たず、リーク箇所の特定が困難だったため、機体内配管の全てのフェルール・ナットを締め直すことで解決した。
- g. 調圧用ラインより GOX のリークが確認されたが、この時リークチェッカーが役に立たず、リーク箇所の特定ができなかった。打ち上げに支障はないと判断し、原因不明のままシーケンスを続行した。
- h. GOX の使用圧力は 13.6MPa であった。
- i. 打ち上げは成功したが、高度が目標高度 319m に対して 203.3m と約 116m 低かった。

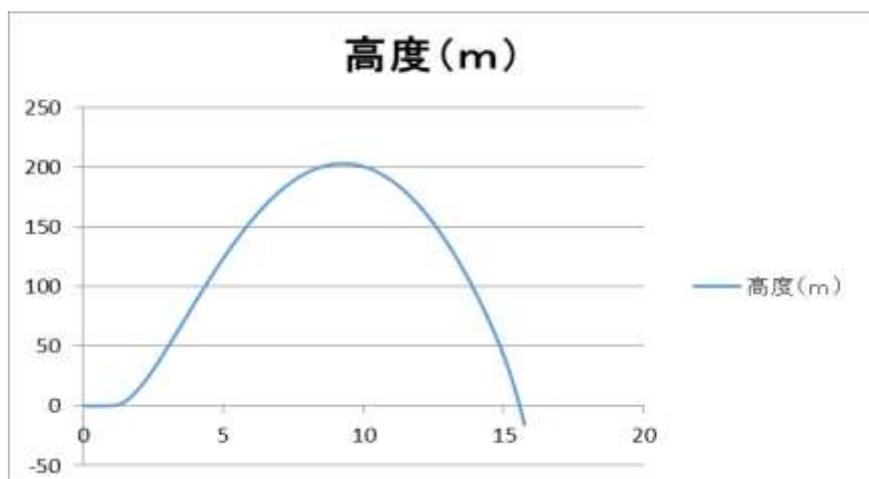


図 21. 到達高度

- j. 回収機構による回収ができなかったため、落下の衝撃で機体内配管および酸素タンクが損傷した。



図 22. 回収直後の配管部



図 23. 酸素タンク損傷具合(左：首元の FRP の剥がれ，右：底面 FRP の剥がれ)

左図のビニールテープで固定されたゴムマットはタンク保護の役割を果たしていた。また、右図の養生テープはタンク底面の擦り傷を防いでいた。

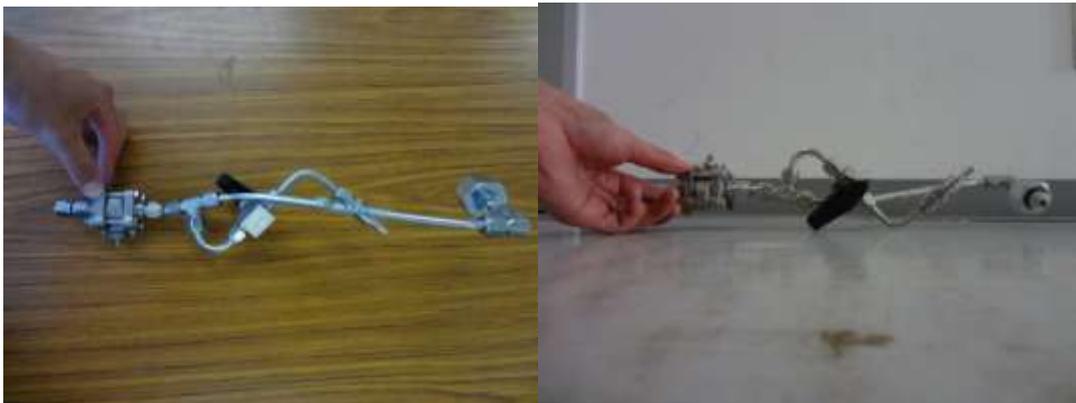


図 24. 配管損傷具合(右：3 方継手周辺の歪み具合，左：オフセット部の歪み具合)

- k. 打ち上げ時の燃焼ガスにより GSE のタワー固定台が焦げた. 特にブリッジ部分の焦げがひどい.



図 8. タワー固定台

- l. 室蘭に戻ってからソレノイドバルブの導線が断線した.

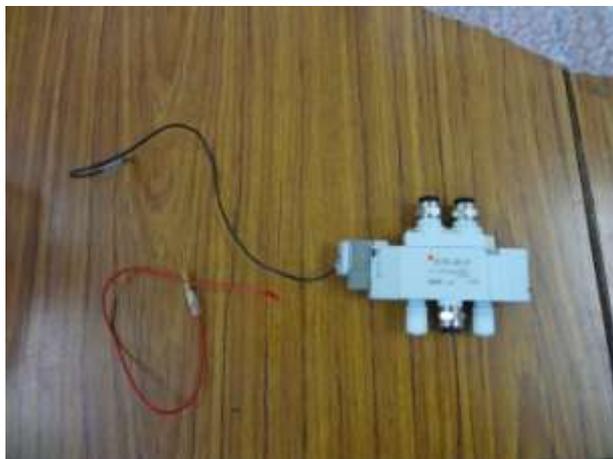


図 25. 赤の導線が断線したソレノイドバルブ

## 5. 考察(燃焼班視点反省)

- a. ASSP ランチャーと UE ランチャーは全く同じ仕様だと勘違いしたことが大本の原因だといえる。2015 年は室蘭工業大学の学期末テストが 8 月 12 日までであったため、ランチャー組み立てなどの事前準備に参加できず、現地リハーサルで初めて現物を見るという状況が大きな痛手となった。後の祭りではあるが、秋田大学に赴いて事前確認をするといった手段も考えられるが、作業のスケジュールおよび金銭的な問題で難しかった。
- b. 塗装厚みを考慮した上でタワー固定台の切り出しをするべきであった。その上で塗装時に細心の注意を払う必要もあったといえる。
- c. GN<sub>2</sub> ライン担当者が勘違いをしていたためである。しかし、根本的原因には備品購入の際に指定されたものだからと油断し、設計図の確認を怠ったことや、班長と班員のコミュニケーション不足があると考えられる。
- d. 前日までの内部点検を怠ったことが原因と考えられる。リハーサルの段階でアンプに圧力計を接続し、電源を ON にしているのにも関わらずアンプの表示が点灯しないことがあったが、これを単なる電池不足と解釈してしまい、借り物だったので電池がきれてから交換すれば解決すると判断してしまったのが間違いであった。最悪でも前日までに電池交換を行っていれば、より早く本来の原因に気付けたはずである。
- e. タワー全体および各アダプターの製作精度の悪さが原因の 1 つと考えられる。タワーは前述したように打ち上げ直前にはランチャーとの接続部が緩くなっており、ランチャー土台に対して水平を保つのが難しくなっていた。また、タワー固定台は製作時の溶接によりわずかに歪んでおり、タワー下部との接続における万力の締め具合によってタワーが傾く状態であった。各アダプターも旋盤やボール盤で製作したことで多少の粗さが残っていたと考えられる。とくにアクチュエータアダプターの凹部は適正幅より狭く、直前に手直しが必要なレベルであった。

さらに、配管の劣化も原因の 1 つに考えられる。機体内配管の一部は以前の打上実験から流用しているものもあり、各ナットを締める時の負荷や打上時の衝撃で多少の歪みが生じていたと考えられる。

以上の理由により、アダプター同士のかみ合わせが完全ではなかったのだと考えられる。

- f. 班長と班員のコミュニケーション不足が原因である。Swagelok 社のフェルール・ナットは要素 A と要素 B の接続・解体を繰り返すなら容易に扱うことができる。しかし、一度要素 A と接続したナットを取り外して要素 C に接続するといった場合はコツが必要となる。これは完全に同一のネジ山がこの世には存在しえないからである。このコツを身に付ける方法は作業に慣れることしかない。ハクチョウ以前の機体内配管の曲げや接続などの重要な作業はほとんど班長が行っていた。これは配管設計者が班長であり、設計者が作業した方が間違いが少ないと判断したからである。しかし、ハクチョウの機体内配管は一部完成品を流用するというで油断し、この重要な作業を班員に任せた。作業に慣れていなかった班員は個人の裁量で配管製作を行ったため、ナットはやや緩めのままであった。しかし、シーケンス中に行う各ナット締め確認でもこの緩みを発見することはできなかった。これはフェルール・ナットが締め直すほど消耗してしまう製品であり、普段のシーケンスでは最低限の力での締め直しのみ行っていたことが原因である。班員の締めたナットは最終確認は通過できるが、リークは防げない非常に難しい段階であった。また、リーク時にリークチェッカーを配管全体に吹きかけたがリーク箇所を特定できなかった。これは使用していたリークチェッカーが僅かなリークには反応できない粗悪品であったことが考えられる。
- g. 上記と同じでリークチェッカーが役に立たなかったので、消耗を覚悟の上で調圧ラインの全フェルール・ナットの締め直しを行ったがリークは防げず、原因もわからなかった。幸いなことにリークは僅かであり酸素タンク元栓を開にしておけば充填圧力を測定できたこと、また、調圧用ラインは機体内配管と着脱可能であり、打上には直接影響しないことからシーケンスを続行できた。
- h. 調圧シーケンス時の酸素充填圧力が 13.6MPa であった。これは前述のリークが原因と考えられる。目標使用圧力が 13.7MPa だったので調圧シーケンスによる減圧を行わずにそのまま使用した。
- i. 燃焼班的には GOX 加圧バルブが完全に開にならず、燃料と酸化剤の反応が適正でなかったことが原因と考えられる。バルブの開きが中途半端であったため、エンジンモータへの酸化剤流量が減り、燃焼時間が長くなった分だけ最大推力が低下したのかもしれない。しかし、アビオニクス加速度計データから運動方程式  $F = ma$  ( $F$ : 推力[N],  $m$ : 質量[kg],  $a$ : 加速度[m/s<sup>2</sup>])を用いて算出した最大推力は以下に示す通り 432.7N であり、これは過去 2 回の燃焼実験における最大推力とほとんど変わらないことから、何ともいえない。

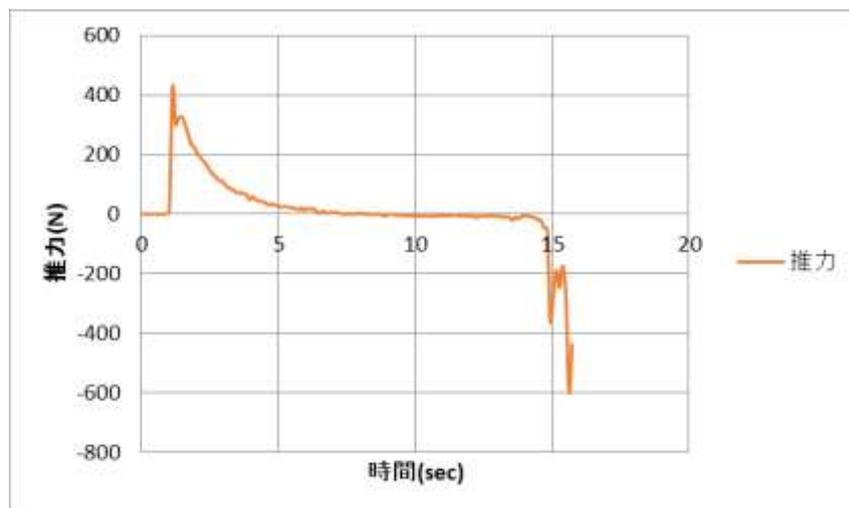


図 26. 推力-時間履歴

j.



図 27. ゴムマットによる酸素タンクの保護

図 27 に示すように酸素タンクの首元には保護のため、ゴムマットが装着されていた。また、タンク底面も養生テープによる擦り傷保護を施していた。しかし、落下の衝撃やランチラグ時の衝撃などで配管が歪み、GFRP 製の機体も座屈したことからタンクの非保護部分がバルクに激しく衝突したことから首元の FRP が剥離したと考えられる。衝撃により、ゴムマット自体が初期位置よりズレた場合も考えられるがビニールテープの粘着あとにズレが少ないことから可能性は低い。また、タンク底面の保護はもともとゴムマットやスタイロフォームを用いる予定であった。しかし、機体完成報告書を作る際の重心測定時に機体に配管を組み込もうとするとミリ単位の誤差が生じており、保護材をタンクに取り付けた場合に配管が機体に収まらなかった。よって苦渋の決断で養生テープでの保護となった。タンク底面の傷は保護部から離れた位置にあるが、厚みのある保護材を使用していれば間接的に損傷を免れた可能性はある。また、配管は曲がりやすいものであるので、墜落した以上

は仕方ないといえる。

- k. 酸化剤使用圧力が 13.7MPa での機体打上は初めてであったので、燃焼ガスの威力の強さが想定外であった。しかしながら、ランチャーの仕様上、仕方ないことだといえる。タワーの高さを高くして、タワー固定台とエンジンノズルの相対位置を長くする手段もあったかもしれないが、配管はバルブアダプターが機体内配管の最下部に最短距離で位置するように設計してあるため、タワーを高くするとランチャーの機体固定位置も高くなり、作業が行えなくなってしまう。これは今回の打ち上げにおいて、機体をランチャーに固定し、作業した際に手が届く範囲ぎりぎりでの作業であったことから明らかである。
- l. 打上時は問題なく使用していたので、梱包および運搬の仕方が悪かったことが考えられる。

## 6. 改善点

- a&b&c. 細かい確認作業を怠らない。また、a に関しては再び ASSP ランチャーを使用する場合は、タワー固定台の長さを短くするなどのランチャー仕様に対応した工夫をする。
- d&f&g. 事前準備の段階で班員と細かく確認し合う、また実際に手を動かして確認作業をする習慣を身に付け実行する。
- e. 班員一人一人が旋盤やフライス盤、ボール盤の技術を高め、モノづくりの精度を高めるようにする。また、CAMUI シリーズのバルブシステムはアダプターのかみ合いが最も難しく、重要なので、改めて先駆者の方々に助言を仰ぎ知識のレベルから改善する。その上で Gas-CAMUI の新バルブシステムの開発を目指す。
- i. 調査中によりノーコメント。
- j. 燃焼班と機体班がより密接になって作業することで作業誤差が生じて柔軟な対応ができる組織造りを行う。
- k. タワー固定台のブリッジの位置を設計し直し、燃焼ガスが直撃しないようにする。
- l. 道具や備品を大切に扱う精神を養わせる。

# 電装班報告書

班長 星野圭祐

搭載機器, 搭載計器と計測対象を以下の表を示す (表 1)

表 1 搭載機器, 搭載計器と計測対象

搭載機器		
計測部		
マイコン mbed LPC1768(計測機器用)	Xbee Pro(計測機器用)	マイクロSDモジュール
電池(9V)		
搭載機器	計測対象	測定範囲
加速度センサ(adxl345)	加速度(x軸, y軸, z軸)	±16g
気圧・温度センサ(scp-1000)	気圧, 温度	300~1200hPa
ちよっとすごいロガー		
回収機構動作部		
マイコン mbed LPC1768(回収機構動作部用)	Xbee Pro(回収機構部用)	レギュレータ(5.0V)
サーボモータ	電源(9V)	
カメラ部		
Raspberry PiB+	Raspberry Pi カメラモジュール	

搭載計器より得た加速度のデータより, 速度, 高度のグラフを以下に示す.

加速度 (図 1) , 速度 (図 2) , 高度 (図 3)

加速度を台形積分し速度, 高度を求めた.

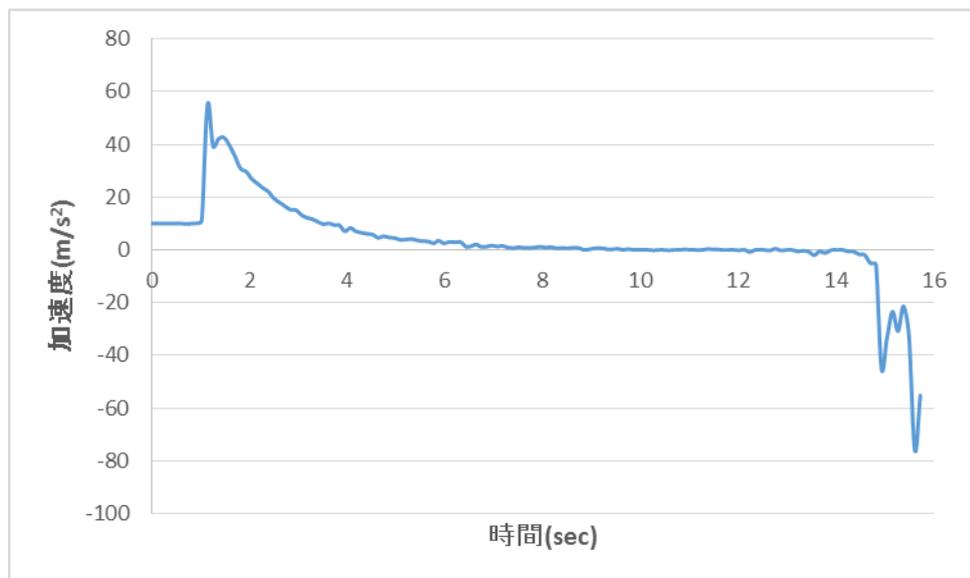


図 1 打ち上げ時からの加速度

最大加速度到達時間 : 1.139 (sec)

最大加速度 : 55.11 (m/s²)

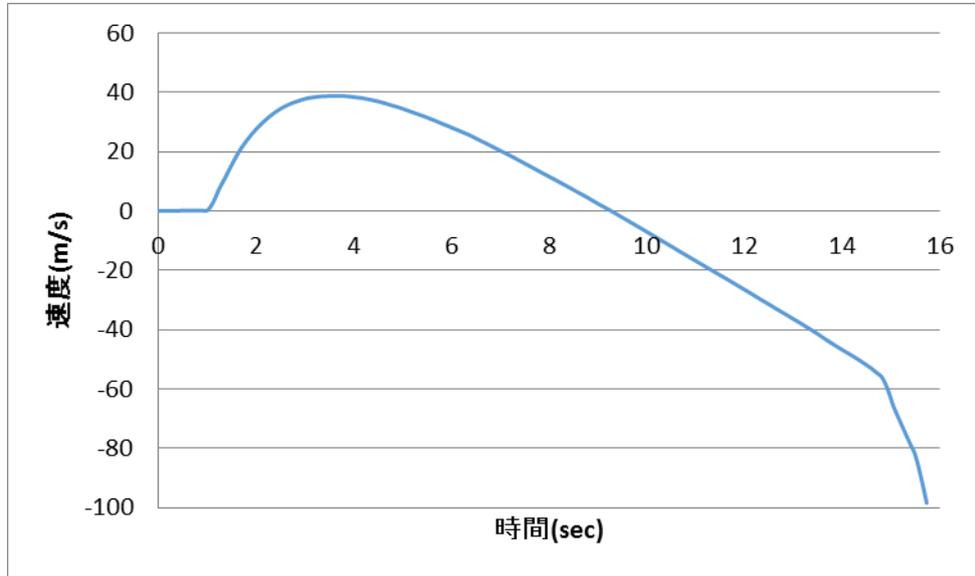


図 2 打ち上げ時からの速度

最大速度到達時間 : 1.139 (sec)

最大速度 : 45.25 (m/s)

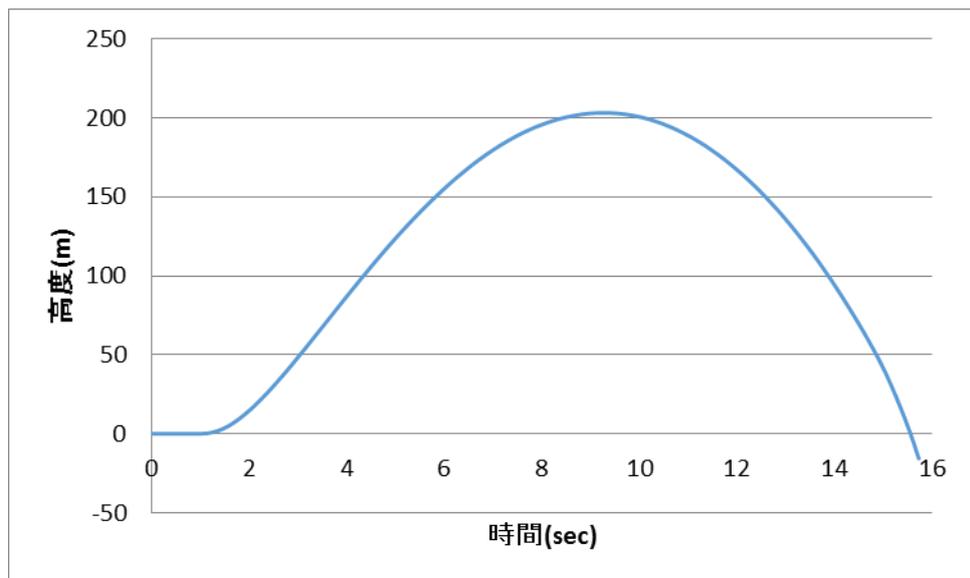


図 3 加速度より求めた高度

最大到達高度時間 : 9.939 (sec)

最大高度 : 201.2 (m)

搭載計器より得た気圧の値から高度を算出する.

高度算出には①式を用いた.

$$h = 153.8 \times (t_0 + 273.2) \times \left\{ 1 - \left( \frac{P_1}{P_2} \right)^{0.1902} \right\} \dots \textcircled{1}$$

h : 高度(m)  $t_0$  : 温度(25°C)  $P_1$  : 気圧(hPa)  $P_0$  : 基準気圧(1003.17hPa)

外気温 : 25°C

基準気圧 : 1003.17hPa

高度のグラフを図 4 に示す.

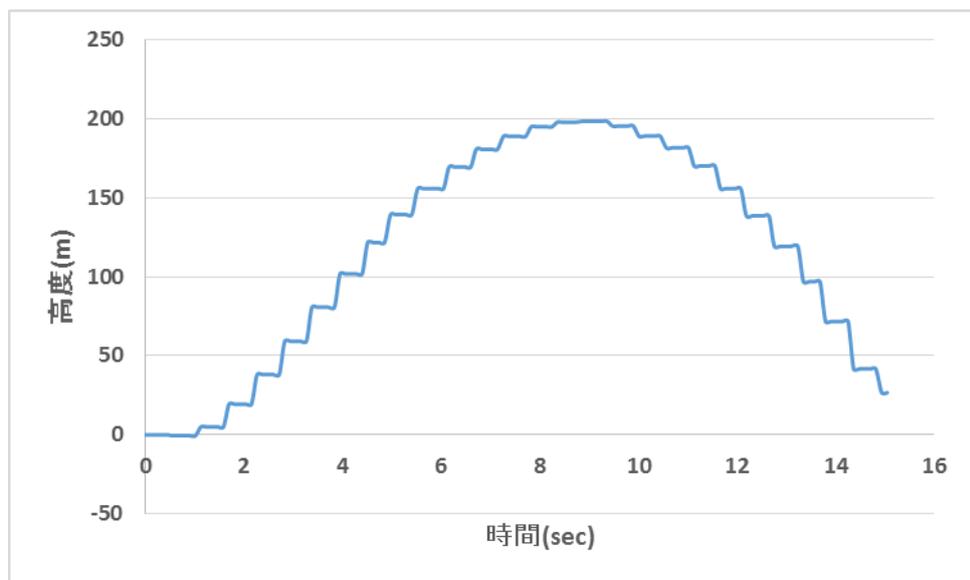


図 4 気圧より求めた高度

**最大到達高度時間 : 9.368 (sec)**

**最大高度 : 198.5(m)**

図 3, 図 4 より高度の整合性が取れていることが分かる.

今回の打ち上げ実験では回収機構の動作が遅れてしまいパラシュートの開傘が地上近くになっ  
てしまい機体を損傷してしまった.

機体が損傷したのと同時に打ち上げから 14.6 秒あたりから無線でのデータとともに SD カ

ード内のデータも途切れていた。

プログラム、データ上回収機構は動作したと考えられる。

回収機構の動作が遅延してしまった可能性として以下があげられる。

今回の回収機構の動作は地上からの無線信号により動作したと考えられる。

- ① 搭載計器から回収機構への信号線が破損していた。
- ② 上空で無線信号を受信するのに時間がかかり、回収機構の動作が遅延してしまった。
- ③ 上空で回収機構は動作したが回収機構が展開しなかった。

カメラモジュールを搭載していたが、落下の衝撃によりカメラモジュールが破損してしまいデータを記録することが出来なかった。

## GSE 制御回路

CAMUI ロケットエンジン用 GSE 運用の制御装置を自作した。



図 5 コントロールボックス(以下, CB)



図 6 サテライトコントロールボックス(以下, SC) (回路は本番前までに固定)

## 結果

- ・ SC 運搬の際にリレー回路接続用のソケットが緩み，ソケットとリレーの接続不良が起こった．応急的にリレーの足をまげて接触させ，動作が安定したためそのまま決行した．
- ・ SC 加圧用コンセントコネクタ内部のはんだがはがれ，接触が不十分となっていた．内部を開けてコードをねじり，十分に接触させることで解決した．
- ・ リハ時に通信用のライン3線の長さが足りず，延長することで解決した．

## 改善点

- ・ 運搬後に SC に不具合が起こりやすいことは事前のリハ等でわかっていたが，直はんだ等の確実な方法をとっていなかった．本番までに不安要素は全て除くようにするべきであった．
- ・ 点火点と射点の距離を正確に把握していなかったため，通信用ラインの長さが足りなくなってしまう．事前に確実な情報を得るべきであった．
- ・
- ・