

2013 年第 9 回 能代宇宙イベント報告書

東北大学 FROM THE EARTH

プロジェクトマネージャー 物部貴之

1. 実験目的

能代宇宙イベントでの団体 2 回目となるハイブリッドロケット打上および昨年果たせなかった完全回収を目指し、ハイブリッドロケットに関する知識、ロケット設計の技術・経験、ハイブリッドロケットエンジンの運用技術などの成熟、それに伴ってシミュレーション技術の向上を測り、陸打上での制限高度範囲内の最高高度到達を目指す。また搭載計器による加速度などの各種データの収集をめざした各種計器の開発を目的とする。

2. 実験概要

今回の打ち上げ実験では、HyperTEK 社製の既製エンジンである J315 835/54-172-J エンジンを搭載する。また機体には各種計測機器が搭載される。分離機構は大幅に改良され 2 段パラシュートを用いることにより、より精度が高い完全回収を行う。打ち上げに使用するランチャは ASSP ランチャを用いる。打ち上げ時に使用する GSE は、秋田大学 ASSP が所有する機器を借用させていただく。そのため打ち上げ手順については、基本的に秋田大学 ASSP の打ち上げ手順に従って行う。

3. 実験結果

3.1 打上結果概要

打上予定日時は 8 月 24 日 7:30 で使用ランチャは ASSP であった。しかし、実際の打上日時はトラブルにより 8 月 24 日 12:50 となった。これは機体設置時におけるトラブル、エンジン運用におけるトラブルに見舞われリカバリーに時間を要したためである。(10:00~12:00 はモデルロケット甲子園のため打上不可能であった。) 打上後、ロケットは安定に飛行し、算出した結果、高度 491m に到達した。記録映像から確認すると、分離機構は 1 段目パラシュートが開き、2 段目パラシュートは開かなかったものの、軟着陸し機体を無事回収することができた。詳しくは以下に述べる。

3.2 機体

機体班班長 丸山諒

3.2.1 仕様

名称：FTE-02

全長：1930 [mm]

重量：6840 [g]

外径：140 [mm]

材質：GFRP(本体, フィン), アルミ合金(ジョイント, エンジン固定板, フィン固定板)

推進モジュール：HyperTEK J-315

主要搭載機器：気圧センサ, 加速度センサ, ジャイロセンサ, コンパスセンサ,
ビデオカメラ, GPS

到達高度：395[m](シミュレーション値) ⇒ 491[m](気圧高度計による実測値)

機体上端からの C_p ：1468 [mm]

機体上端からの C_g ：1040[mm](設計値) ⇒ 1074[mm](実測値) (共に酸化剤未充填時)

3.2.2 完成図

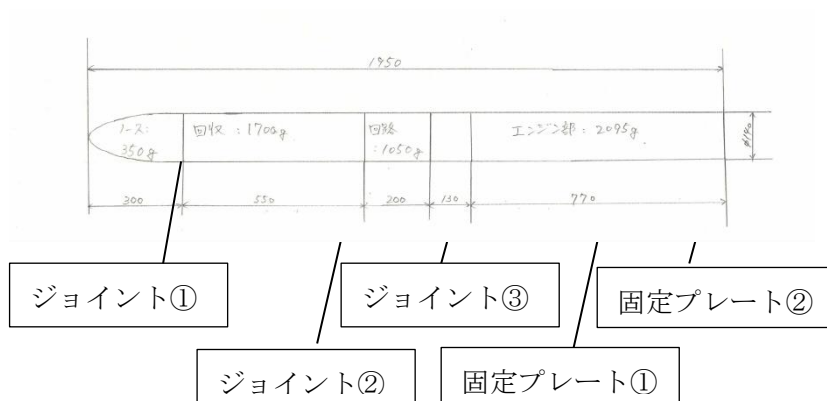


図 3.2.2.1 機体設計図



図 3.2.2.2 機体完成図

全長, 重量共に設計初期段階のものであるため, 正しくは上述の通り.

また設計図には記されていないが, エンジンモジュール部分に酸化剤充填確認用の穴(ϕ 6mm), 回路モジュール部分に電子回路操作用の窓(40mm×40mm)があり, ふたを上からねじ止めすることにより開閉可能となっている. さらに回路部分にカメラレンズ用の窓(mm×mm)がある.

3.2.3 各部部品図

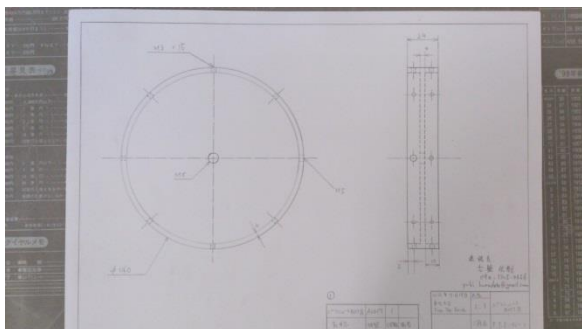


図 3.2.3.1 ジョイント①

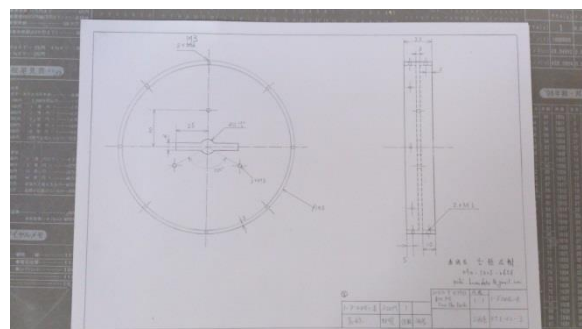


図 3.2.3.2 ジョイント②

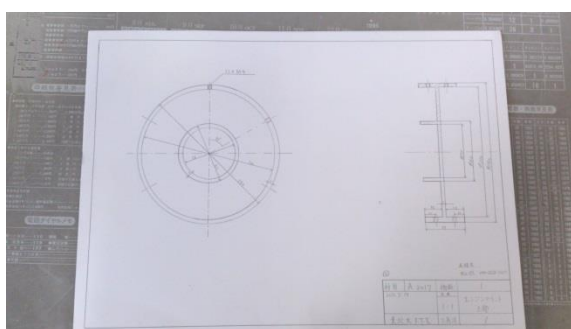


図 3.2.3.3 ジョイント③

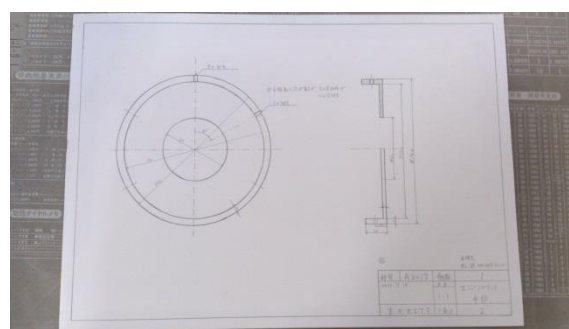


図 3.2.3.4 固定用プレート①

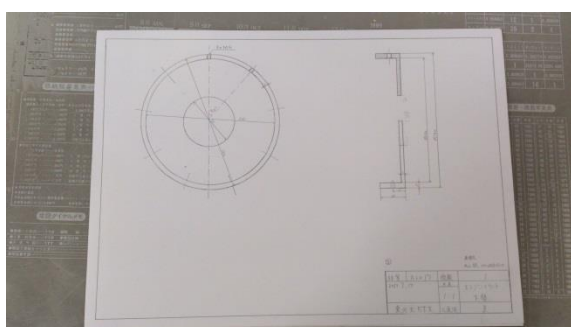


図 3.2.3.5 固定用プレート②

ジョイントはアルミ合金製のプレートを 3 枚用いている。また推進系固定用プレートも同様にアルミ合金製のプレートを 2 枚用いている。(図 3.2.1 におけるプレート③は推進系固定の役割も兼ねている。)

ジョイント①は分離機構に使用されるプレートであるため、接続方法に関する詳細は分離機構の章を参照にされたい。ジョイント②、③、固定用プレート①はそれぞれ 60° おきに 6 本×上下 12 本の M4 ネジのネジ穴が切っており、これにより機体を接続する。(ただし固定用プレート①のネジ穴の一つは M5 のものであり、これはランチラグ装着時に使用される。) 固定用プレート②は 40° おきに 9 本の M4 ネジのネジ穴が切っており、これによ

り機体と接続し、推進系を支える。

GFRP やネジの強度計算については審査書類に記載した通りである。

ランチラグは M5 トラスネジを用いており、ランチャーレールとの接地面にはプラスチックワッシャがはさまれている。(下図参照)



図 3.2.3.6 ランチラグ

フィン は GFRP 製であり、一枚のフィンにつき一本の L 字アルミフレームで固定する。使用するネジは M4 トラスネジで、これを一枚のフィンにつき 6 本(機体固定用に 3 本、フィン固定用に 3 本)用いる。フィンは 3 枚を 120° 間隔で取り付けている。

3.2.4 各部製作方法, 手順詳細

○本体(円筒部分)

本体は GFRP で作成した。塩ビ管に新聞紙、ラップを巻きつけ、ガラスクロスの上から樹脂と硬化剤、コバルトを混ぜた溶液を塗り、最後にゴムシートを巻く。ガラスクロスは 4 周分巻き付け、厚さ約 1[mm]の筒を成型する。この円筒を設計図に定められた長さに切断して、接続部分にピンバイスやドリルを用いて穴を開ける。その後、パテを施し繰り返しヤスリ掛けを行うことで表面性状を整える。

○本体(ノーズ, フィン)

上記と同様に GFRP で作成する。ノーズはモデリングワックスを NC フライス盤で切削することによりできる雌型を用いて成型する。ノーズに用いるのはガラスマットであり、厚さは 2 枚分である。

フィンは二枚のゴム板で 3 枚のガラスクロスを挟むことにより成型し、所定の寸法に切

った後、固定用の穴を開ける。

○ジョイント，固定用プレート

これらは設計図を描き，大学内の工場に製作を依頼した。

○塗装

塗装には水性スプレーを用いた。文字，模様部分はマスキングテープを用いて塗装した。

3.2.5 打上準備段階

機体組立(30分強)，機体搬入(約15分)ともに手順通り進めることができたが，燃焼シーケンス実施時に推進系が回転したことにより，機体側部のベントポートが中に入り込んでしまうというトラブルが起きた。これに対し，シーケンスを50～60分遅らせることになってしまった。他団体の打上テーブルとの兼ね合いもあり，打上時刻は制限時間間際となってしまったが，それ以外は無事シーケンスを進めることができた。

また，機体のランチャ設置，発射角，方位，の調整については指揮所における風向・風速からシミュレーションを基に，秋田大学ランチャ班の方々の協力を得て問題なく行うことができた。実地計測のデータについては後述するシミュレーションに関する報告に記載する。

3.2.6 打上

目視，指揮所からのカメラ，搭載したカメラによる映像から推察できる飛行状態について記述する。まずロケットがランチャを抜けた後ピッチ(ヨー)方向に若干ふらついたように見える。考えられる原因の一つとしてランチャラグとランチャレールの摩擦が挙げられるが，これは我々が7月に打ち上げた試験機に搭載したものと同じものを使用し，そのときこのような現象は見受けられなかったため，影響としては弱いものと考えられる。このことからこういった現象の理由は，ランチャクリア速度が十分でなかったことであると推測している。シミュレーション時，ランチャクリア速度は19～20[m/s]ほどであると見積もっており，実際に加速度計で計測した結果は23[m/s]であった。このような現象を解決するにはさらにランチャクリア速度を大きくするべきだと考えている。

次に，搭載したカメラから機体が最高点に達するまでに3回転ほどしているのが確認できる。これはフィンの取付によるものが大きいと考えられるため，次回の製作からは見直す必要があるといえる。

3.2.7 機体回収，分析

機体は最高点付近で一段目のパラシュート放出機構が作動，数秒後にパラシュートが展開したが，上空の風の影響によりショックコードが絡まってしまい，一段目を展開した状

態で落下、着地した。一段目のパラシュートは 30[m/s]で落下する設計となっていたため、機体は着地した衝撃でフィンの1枚が変形してしまった。それ以外、外見に大きな変化は見られなかったが、搭載計器部分が内部で破損し、カメラのSDカードが飛び出している状況であった。幸い計測機器、ビデオカメラのデータは100%ではないものの、ほぼ復旧することができた。

これらのことより、機体の強度設計には問題がなかったことが確認できた。ただし、万が一の状況に備え、SDカードなどの記録媒体が飛び出さない工夫などをしておく必要があるといえる。



図 3.2.7.1 回収時の様子

3.3 分離機構

回収機構班班長 古館佑樹

今回用いた回収機構の大きな特徴は、大小2つのパラシュートを時間差で開傘させることである。具体的には、ロケットの軌道頂点付近で小さなパラシュートを開傘させ、十分に高度を下げた後に大きなパラシュートを開傘させることで、安全な降下速度でありながら落下分散を小さく抑えることを目的としている。この機構を用いてロケットの落下分散を小さくすることで、安全性の向上の他に、限られた範囲におけるより高高度への打ち上げが可能となるなどのメリットが得られる。以下、大きなパラシュートの事をメインパラシュート、小さなパラシュートの事をドローシュートと称する。

3.3.1 構造

回収機構の構造の概略図を図3.3.1に示す。ここにおける分離機構①および②の動作は、いずれも同一のサーボモータによって行われる。メインパラシュートは回転板の下部に、ドローシュートは回転板の上部に格納され、回転板と機体側面の回転板固定具、ノーズコー

ン底部のジュラルミン板と回転軸に設けられた横棒の嵌め合いおよび回転軸の回転によって上下方向への固定がなされている。ノーズコーン内部にはバネを用いた機構を設けており、サーボモータの動作によってノーズコーンが射出される。ノーズコーンの射出によってドロースhootが放出され、開傘することにより、格納されているメインパラシュートにテンションが加わるため、次に行われるサーボモータの動作によって上下方向の固定が無くなると、メインパラシュートが機外へ放出される。後述するが、今回打ち上げた **FTE-02** に格納したパラシュートおよびショックコードの配線に関して、ラインは大きく **2** 本存在し、パラシュート固定具からノーズコーンを接続するものと、パラシュート固定具からメインパラシュートおよびドロースhootを接続するものである。

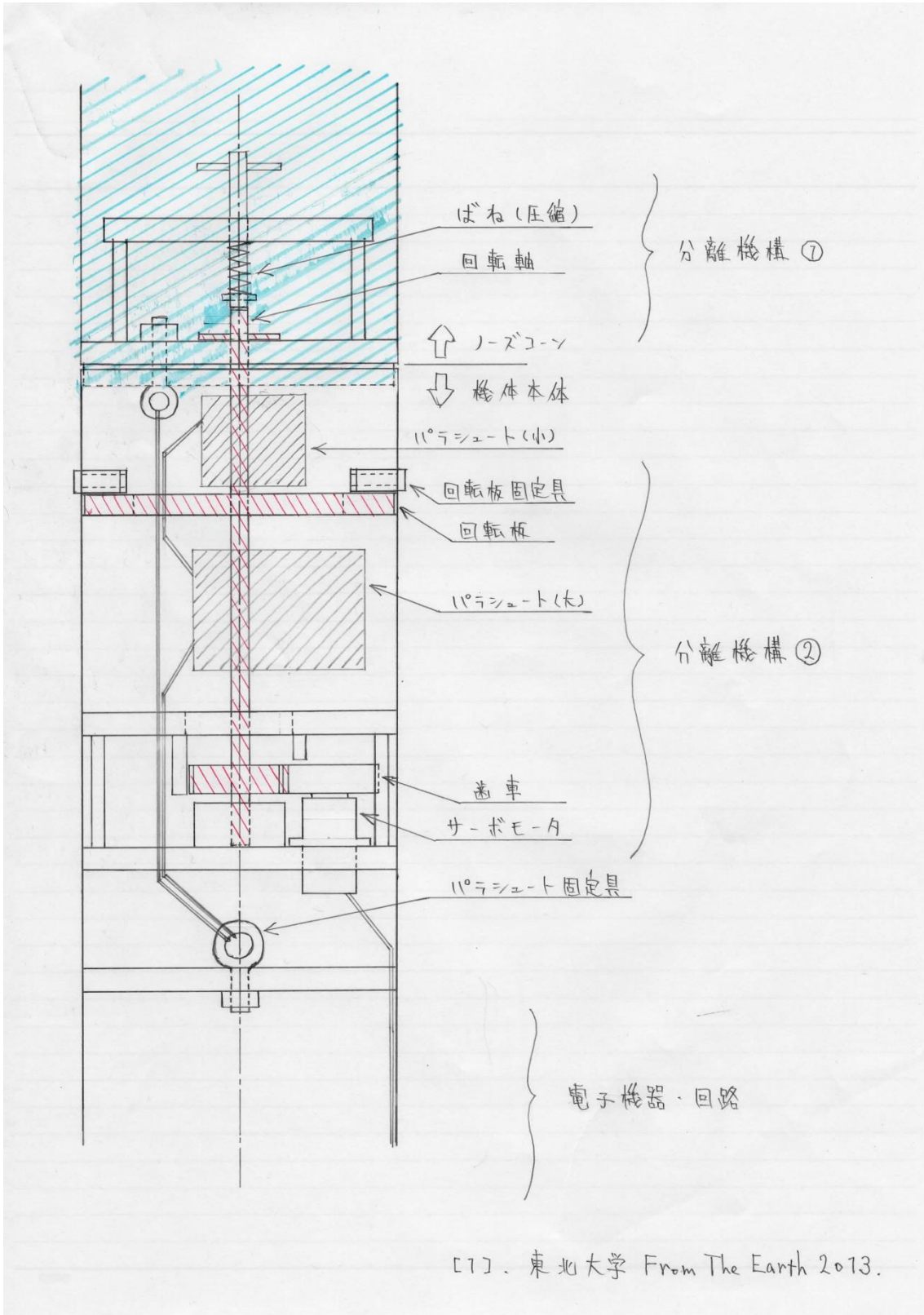


図 3.3.1 回収機構の概略図

3.3.2 問題点

今回の打ち上げの結果、ドローシュートは開傘したがメインパラシュートが開傘しないまま着地へと至った。回収した搭載カメラの映像と音声記録から、想定よりもドローシュートの開傘に時間がかかったことや、風の影響により機体が激しく円を描くように振られながら落下していた事が分かった。回収時のロケットの様子を図 X.X.2 から図 X.X.3 に示す。回収時のロケットの様子から、ノーズコーンとドローシュートが放出された後に激しく風に煽られたことにより、2本のショックコードが互いにねじれ合い強固に絡み合ってしまったため、ドローシュートが開傘したことによるテンションがメインパラシュートへと伝達されなかったものと考えられる。実際に着地後のロケットのドローシュートを引っ張ったところ強い反力を感じたが、絡みあった部分よりも機体側のショックコードを保持して引っ張ったところ、通常通りメインパラシュートを引っ張り出すことが出来た。

さらに考えられる要因として、ドローシュートのオープニングショックおよび開傘後に加わるテンション等によって歯車の噛み合いが外れた場合、サーボモータの動作が回転系へと伝達されなくなるため、再び歯車同士が噛み合ったとしても指定の回転角度に達することなく、回転系が機体内に固定され続けるという事が発生し得る。

回収時のロケットの様子から回転系が正常に機体から外れている事が分かるので、今回メインパラシュートが放出されなかった要因としては前者が主要であると考えられる。



図 3.3.2 機外に出た回転系と絡み合った 2 本のショックコード



図 3.3.3 2 本のショックコードが絡み合っている様子

3.3.3 改善点

上記の通り，今回の打ち上げにおけるメインパラシュートが放出に至らなかった原因は，

ショックコードのラインを複数設けたために両者が絡み合い、テンションの伝達を妨げた事によると思われる。したがって、ショックコードのラインを1本のみとすることで今回発生した事象は防ぐ事が可能である。

また、今回発生した事象に関わらず改善すべき点として、回転系の動作を妨げる要因となり得る摩擦抵抗の低減や、パラシュートおよびショックコード格納箇所において、引っかかりの原因となるような部分を極力減らす事などが挙げられる。

3.4 燃焼

燃焼班班長 瀧澤勇介

3.4.1 エンジン

今回の打ち上げ実験では、推進モジュールとして既製ハイブリッドエンジンである HyperTEK J315 835/54-172-J を用いた。以下にその仕様を示す。

仕様

HyperTEK J315 835/54-172-J	
燃焼時間	3.2[sec]
トータルインパルス	999[Ns]
最大推力値	471.0[N]

(燃焼時間・トータルインパルスは公称値、最大推力値は Thrustcurve.org より)

3.4.2 GSE

今回の打ち上げ実験では、秋田大 ASSP さんより GSE をお借りして運用した。一部秋田大さんのもので不具合があった箇所については自前のものを使用した。図1および図2にその概略図を示す。

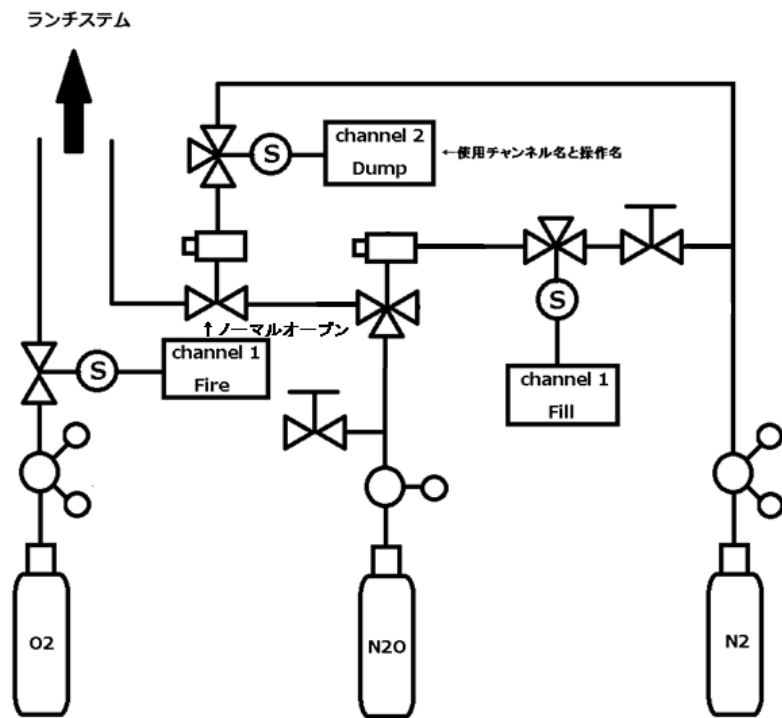


図 3.4.2.1 GSE 配管図

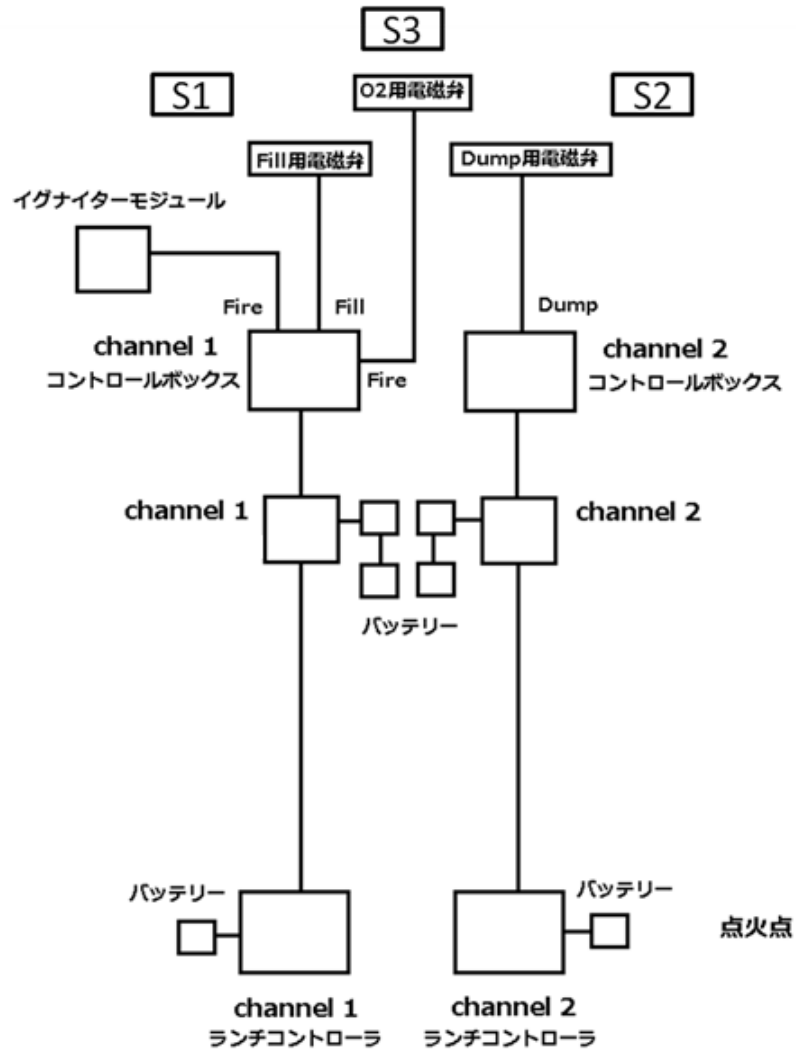


図 3.4.2.3 GSE 配線図

3.4.3 当日の運用

3.4.3.1 第一回シーケンス

当日の運用については、物品の搬入から GSE の設置完了まで、おおむね大きなトラブルなどなく順調に運用することができた。ほとんどのメンバーが実際に現地で設置作業を行うのは始めてであったが、射点 - 点火点での確認報告や指揮所への完了報告など、各点同士の意思の疎通は十分に図れていたため、シーケンスの流れは円滑であった。前日深夜から当日未明にかけての降雨により会場の足場が悪かったため、場所によっては設置作業前に排水作業を行い、また、時折降る雨による短い中断などもあったが、電気系統や配管類の雨水からの保護などは適切に行われ、いくつかのシーケンスを平行して行うなど、その場での柔軟な対応をすることができた。

GSE 設置完了後、機体の搬入を待ち、ランチシステム挿入後、N2O ボンベの倒立に入ったところ、それまで正常値である 5.0MPa 前後を保っていた N2O の圧力が 8.0MPa という異常な値を示したため、作業を中断した。原因は倒立時、ブルドン管に何らかの力が加わったことによりブルドン管が破損したためと思われる。N2O の Dump 後代わりのブルドン管を用いたところ圧力は 5.0MPa を示したためブルドン管以外に異常はなかったと考えられる。このトラブルと、他班のトラブル、また他団体の打ち上げテーブル、さらにはモデルロケット甲子園との兼ね合いにより、第一回のシーケンスはいったん中止することとなった。

3.4.3.2 第二回シーケンス

シーケンス再開後、シーケンスを巻き戻し再び各弁動作確認に入ったところ、第一回シーケンスではすべて正常に動作していた各電磁弁の動作が確認されなかったため、各電気系統接続部において電圧が来ているかどうかの確認を行った。バッテリー電圧は十分であったことが確認されたが、100m ケーブルとコントロールボックスの間にある L 型モジュールの先で、電圧が 11V 前後しか来ていなかった。その先に来ていた電圧もすべて 11V 前後であったため、L 型モジュールに何らかの異常が発生していたと考えられる。このために定格電圧が 12V である各電磁弁が動作しなかったと考えられる。

L 型モジュールには代わりが存在しなかったため、急遽秋田大さんに無線 GSE を貸していただけることとなった。その場で使用法など教えていただき各弁動作確認を行ったところ、各弁はすべて正常に動作し、またガス類の放出も正常に行うことができたため、ここで再び GSE 設置完了とし機体の搬入・ランチシステム挿入・最終確認を行った。

3.4.3.3 点火シーケンス

点火シーケンスは延期された X の、X-5min である 12:45 から行われた。シーケンス通り酸化剤タンクの予冷を開始し、3 秒間の N2O 充填の後に 30 秒間の予冷を行い、その後に予冷用 N2O の Dump を行った。Dump に伴う N2O の白煙は正常に確認された。

N2O の充填は X-40sec から行われ、30 秒程度した後に機体のベントポートから N2O の充填を示す白煙の噴出が確認された。

N2O の充填が完了したので、X-5sec からカウントダウンし、点火・カウントアップを行った。この際、経験のない無線 GSE のコントローラでの作業に焦ってしまい、点火が X=12:50 から 1,2 秒程度遅くなってしまった。

機体下部での点火が確認され、機体はランチャから離れ、打ち上げに成功した。

3.4.3.2 安全確保

打ち上げ成功後、機体の着地報告を確認した後に射点の安全確保に移行した。経験した

ことのない無線 GSE を用いていたために射点・点火点での意思の疎通が図れていない点もあったが、射点での安全確保に影響を及ぼすほどのものではなく、おおむね手順どおりに行われた。

3.5 搭載計器

電子班班長 小野達也

3.5.1 目的

FTE-02 では以下の 3 点を目指し搭載計器を設計した。

- 1, 分離機構の確実な作動
- 2, 臨機応変なシステムの構築
- 3, 次期プロジェクトへ向けたデータ取得

3.5.2 概要

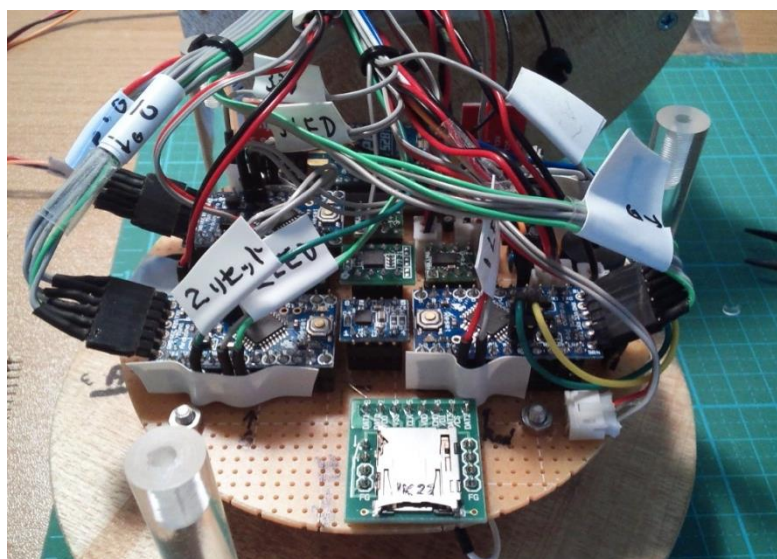


写真 3.5.2.1 搭載計器写真.

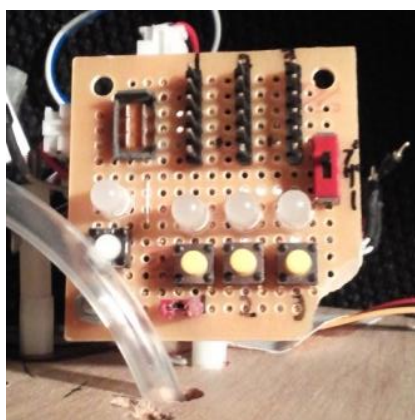


写真 3.5.2.2 操作盤写真

FTE-02 に搭載したセンサを表 3.5.2.1 に示す

表 3.5.2.1 搭載センサー一覧

計測対象	センサ	個数(個)
気圧 (静圧)	BMP085	2
加速度	ADXL345	3
角加速度	L3GD20	1
地磁気	HMC5883L	1
GPS	GT-723F	1
映像	GOPRO	1

気圧センサ、加速度センサはそれぞれ予備のセンサを 1 個ずつ搭載し、万が一の事態に備えた。また、マイコンは Arduino pro mini を 3 台使用し、データ記録にはマイクロ SD、無線機には Xbee pro を用いた。臨機応変なシステム構築のためプログラム書き換え端子やリセットボタン、モードセレクトボタン、状態通知 LED を図 3.5.2.2 の操作盤に集中させ打上直前まで各種操作を可能にした。センサやプログラムに異常が生じた場合は状態通知 LED が赤色に点灯する。

3.5.3.4 計測結果, 考察

以下に取得したデータを抜粋し報告する。

気圧センサから取得した値より高度の時間履歴は図 3.5.3.1 のようになった。図 3.5.3.1 より最高到達高度は **491.4(m)**と算出された。

また、加速度センサから取得した進行方向の加速度変化は図 3.5.3.2 のようになった。

図 3.5.3.2 より、リフトオフは 890.7(sec)頃と予測される。ここで図 5.3.1 および図 5.3.2 よりドローシュートの開傘は 906.7(sec)頃と推測され、リフトオフから 16.0(sec)経過していた。回収機構の動作開始が打上後 9.6(sec)なので、ドローシュートの開傘に 6.4(sec)要したことがわかった。

図 3.5.3.2 より、最大加速度は 10.49(G)であり分離機構のタイマ始動要因を 3(G)が生じたときと設定し十分であったことがわかる。

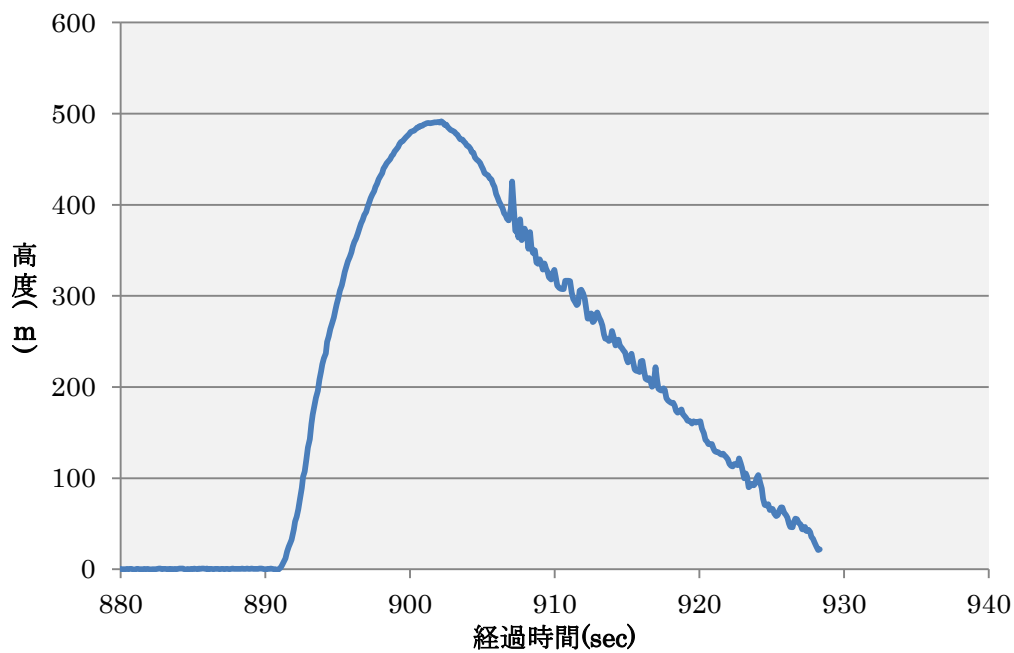


図 3.5.3.1 高度履歴

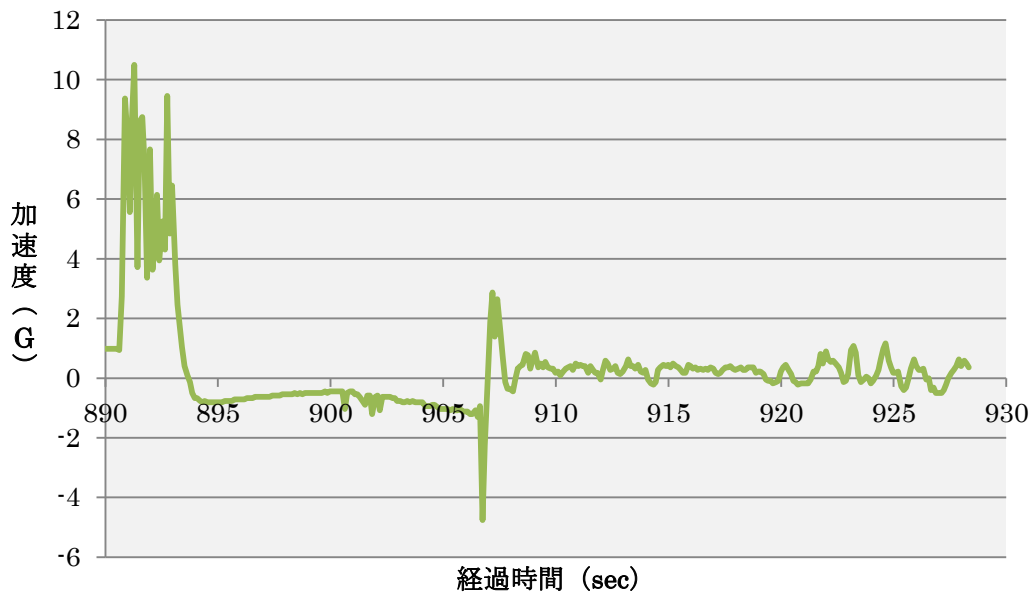


図 3.5.3.2 進行方向の加速度変化

また、搭載したビデオカメラは撮影に成功したが、落下の衝撃で着地直前のデータは残っていない。撮影した動画は以下の YouTube チャンネルにおいて配信中である。

<http://www.youtube.com/watch?v=1Q3dxpI54vQ>

3.5.3 まとめ

<分離機構の確実な作動>

搭載カメラの映像から予定していた時間での回収機構の作動は確認できた。また、タイマ始動要因となる加速度の閾値設定も時間的誤差が小さく、適切であったと考えられる。ただし、今回の打上のように、予定していた到達高度と実際の到達高度が大きく異なる場合でも確実に回収機構を作動させるためには気圧高度計や加速度計の自由落下検出などを用いて頂点での開傘を可能にすべきと考える。

<臨機応変なシステムの構築>

打上直前でのプログラムの書き換えやエラー検出ができるように機体外部から操作できる位置に操作盤を設置した。風向風速の変化に合わせてパラシュート放出のタイミングを迅速かつ容易に変更することが可能であった。この機能により搭載計器のトラブルによる打上時間への影響を最小限に抑えると共に、エラーを搭載計器自らが LED により表示することでヒューマンエラーによるトラブルを防いだ。(SD カードの挿し忘れなど)。また、センサのトラブルにも対応するために必須となるセンサには予備をあらかじめ搭

載し打上直前であってもプログラムの書き換えのみで予備センサへの切り替えが可能なシステムを構築した。

<次期プロジェクトへ向けたデータ取得>

海打ちプロジェクトへ向けてテレメトリシステムの構築を目指した。無線機は上空 500m からでも通信は可能であったが、GPS センサの誤差が大きく課題の残る結果となった。また姿勢制御プロジェクトへは 3 軸加速度、3 軸ジャイロ共に 10Hz での計測に成功した。今回取得したデータをサンプルとし、姿勢の算出や制御則の決定を行いたいと考える。

今後より高高度への打上となるとテレメトリシステム、予定軌道通りの飛翔（制御）が重要となると考え、以上のプロジェクトを進めていきたいと考える。

4. 今後の課題と展望

本実験はおおむね成功を収めた。各班の報告において課題は各種発見され展望も書かれているが、端的に挙げると 3 点ほどの大きな課題が残る。1 つめは、到達高度が制限高度である 400m を大幅に上回ってしまったこと。これは燃焼実験ができずに公称値を用いたことに由来し、燃焼実験を確実に行えるようにしたい。2 つめは 2 段目のパラシュートが開かなかったこと。これは本実験前に、分離機構試験機では成功したのだが、上述した通り本ショックコードが絡まってしまったことに由来する。解決法も上述した。3 つめは打上時刻が大幅に遅延したこと。モデロケ、他団体の打上実験等もあったが、やはり燃焼関係による遅れが顕著であった。燃焼班としてももっとも実機を用いた運用練習等を多く行いたい。昨年に引き続き、今年の打上実験も課題が多々見つかったが、確実にロケット団体として成長していく過程での課題であるため、これらの課題ひとつひとつが非常に大きな財産となると考える。本団体創立 3 年目、ハイブリッドロケット打上 2 回目にして多くの団体からのご支援のもとにハイブリッドロケットの完全回収を行えたことを私たちは誇りに思う。今後としては、この誇りを胸に持ち、本団体の目標の一つである「大気圏突破」に向けた技術の蓄積を行うべく、本実験での経験・技術を存分に活かし、製作の精度等も含めハイブリッドロケット打上プロジェクトを団体としてより完璧となるよう今後に期待する。

5. その他

5.1 シミュレーション

シミュレーション担当 丸山諒, 小野達也

5.1.1 支配方程式

重力、抗力、法線力、推力を機体に作用する力であると考慮し、3 次元微分方程式を球座標系で立式した。この時風向は変化しないものとし、風速は空気の粘性を考慮して地面か

らの距離の1/7乗に比例する式を用いた。推力は公称値(Thrust Curveの値)の80%とし、法線力により生じる風見効果はこれまでに打ち上げてきた試験機体の分散値から経験則的な係数を導き、それを用いた。

またパラシュート展開後の運動やその他諸係数についてもこれまでの打上データをもとに値を決定し、それを用いた。

5.1.2 計算手法

ルンゲクッタ法を用いて、各微分方程式についてプログラムを組み、弾道飛行時、一段目パラシュート展開時、二段目パラシュート展開時それぞれについて6方向、風速0~5[m/s]の風でシミュレーションを行った。この時の運動はgnuplotにより3次的にプロットされ、ランチクリア速度、最高到達高度、最高点到達時間、落下地点の座標、落下速度について表示した。

5.1.3 打上結果との比較と考察

以下に気圧高度計から得られた高度履歴とシミュレーション結果を示す。

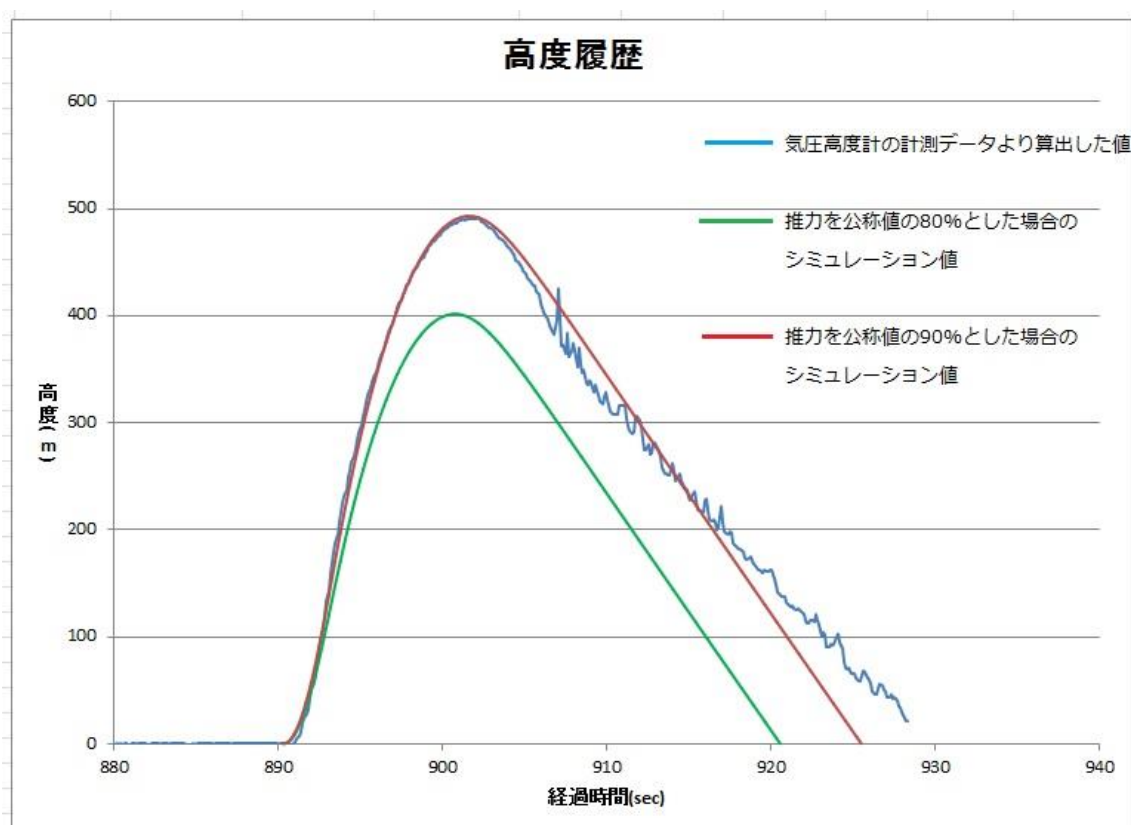


図 5.1.3.1 高度履歴

当日の打上現場の風向風速は東北自然エネルギー株式会社様のデータによれば、風向は

西、風速はおよそ 4[m/s] (平均風速データを地上付近の風速として換算を行った結果)であったことがわかる。

この条件下でシミュレーションを行った場合、到達高度は 395[m]、落下地点は西へ 75[m](一段目のみ展開した場合)である。一方気圧高度計による到達高度の計測結果は 491[m]、落下地点は北西へ約 100[m]であった。

まず高度について考察する。実測結果はシミュレーション値にくらべ 100[m]ほど異なる。このような打上結果になった原因には、抗力係数の不一致、エンジン推力の誤差等が考えられるが、前者については過去に打ち上げた試験機のデータから正しいものと思われる。したがって、より高い高度へと打ちあがってしまった原因はエンジンの燃焼にあると考えられる。実際、シミュレーションを行う際は、公称値の 80%を用いて計算を行った。これを 90%としてシミュレーションを行うと 490[m/s]前後という計算結果になるため、当日のエンジンの燃焼では公称値の 90%ほどの推力が出てしまったものと考えられる。これは図 5.1.1 のグラフからも確かめることができ、90%にした場合の高度履歴は実験値とおおよそ一致している。

次に分散について考察する。シミュレーションにおいて、推力が 80%であるとしたときの分散は 55[m]、90%であると仮定したときの分散は 75[m]である。これを実測値と比較するとおおよそ正しい結果が得られているといえる。今回、分散のシミュレーションに関しては過去の打上データから式や係数を算出したため、このように近い値が得られたものと考えられる。

5.1.4 反省と課題

今年度は前年度とは異なる支配方程式を用いて、さらに風見効果の反映もおこなった。エンジン推力が想定よりも大きかった可能性があるために、一概に実測値とシミュレーションの比較を行うことはできなかったが、前年度よりも精度の高いシミュレーションを作成できたといえる。

今後は打上データを用いた風見効果シミュレーションの精度向上、異なるロケット形状に対するシミュレーションなどが必要であると考えられる。

以上