

2014 年第 10 回能代宇宙イベント最終報告書

東北大学 FROM THE EARTH

プロジェクトマネージャー 稲葉 仁

1. 実験の目的

実験計画書にて示した実験の目的は以下のとおりである。

(全体)高推力のハイブリッドロケットを用いて、分離機構と電子系の実証試験を行うとともにロケット打上の技術を高める。メンバー全員が一つのことに取り組むことで団体の一体化を図り、次代を担うメンバーの教育や目標設定に役立てる。

(機体)機体の成型技術を高め、空気抵抗をなるべく低くする。精度の高い GFRP 積層技術を会得する

(分離機構)冗長性のある機構を作り、完全回収する。

(電子機構)将来の海打ち実験を見据え、通常データ取得に加え取得データの無線転送実証も目的とする

(燃焼)前回までは秋田大学に GSE をお借りしていたが、納期が間に合えば自分たちの GSE(既製品)を使つての打ち上げも目的とする。シーケンス通りの打ち上げも常に目標である。

これをもとにハイブリッドロケット製作から打ち上げまでの一連の流れについて練度を高め、次代以降の技術向上に貢献することを目標とした。

2. 実験概要

H26 年 8 月 17 日に Hypertech 社製 J250/440cc のエンジンを用いたハイブリッドロケットの打ち上げを ASSP ランチャーを用いて行った。GSE は筑波大学 STEP のものをお借りし、運用も筑波大学 STEP の燃焼班に行っていただいた。当日は 15 時に筑波大学 STEP と合流し、点火シーケンス直前までシーケンスを進めておき、本部から許可が下り次第点火シーケンスに入るといった形であった。打上は本来、H26 年 8 月 16 日に UNISON ランチャーを用いて行われる予定であったが、今年から運用を始めた Hypertech 社製の GSE に重大な欠陥があり、打上の延期という運びになった。具体的な流れについては後述する。機体はカプラー部の加工以外を自作し、ボディは GFRP4 枚積層、電子系統には Arduino を使い、回収機構はテグスを焼切る方式の 2 段パラシュートとした。回収機構には冗長性を持たせ、仮にドローグシュートが未開傘であっても、メインパラシュート用のテグスが切れれば共に放出されるように設計した。

3. 実験結果

3.1 結果概要

当初の予定では、8月16日の12時10分シーケンス開始、Xが16時10分であったが、COREの2機目の打ち上げとシーケンスの開始時刻がほぼ被るような形となり、実際は総員退避などの関係で12時40分頃の開始となった。シーケンス中にGSEに重大な欠陥があることを安全審査担当に指摘され、16時ごろ打上中止が決定した。

同日の前日ミーティングにて、筑波大学STEPのご厚意により、8月17日の17時に打ち上げを行えることが決定し、打上をおこなえることになった。

機体搬入して総員退避となるまでの間に、取得データの無線通信がうまく行われなくなり(取得データが文字化けした)この時点で無線データ伝送は諦めた。

機体は点火後、安定飛行を行っているようであったが、2~3秒後にノーズが曲がり始めると、その後は不安定に飛行し弾道落下した。ボディにはあまり破損は見られなかったものの、内部の破損が著しく、データの取得もできなかった。

3.2 機体

機体班班長 奥山 泰平

3.2.1 仕様

名称：FTE-03

全長：1840[mm]

重量：6618[g]

外径：140[mm]

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

推進モジュール：HyperTEK J-250

主要搭載機器：温度気圧センサ,加速度センサ,ビデオカメラ,GPSセンサ,ジャイロセンサ,無線通信機器

到達高度：搭載計器からデータが取得できなかったため、不明

機体上端からの C_p ：1392[mm]

機体上端からの C_g ：離床時 1126[mm]、燃焼終了時 1100[mm]

3.2.2 完成図

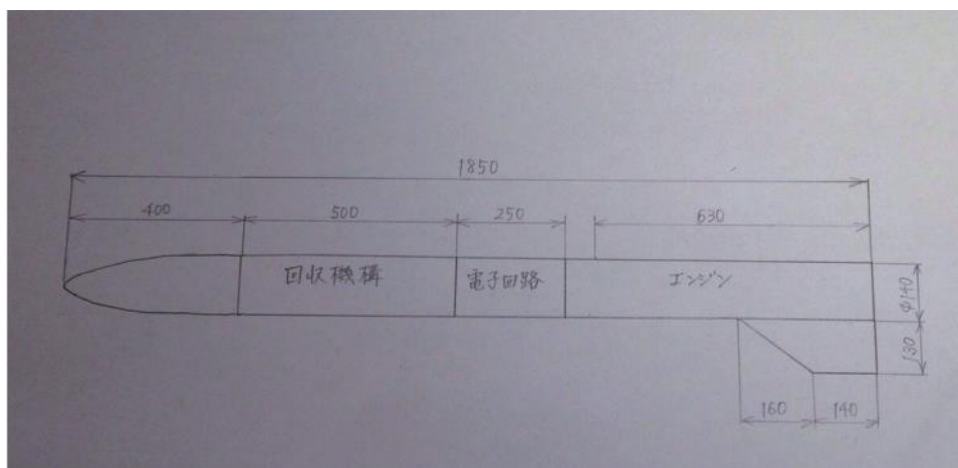


図 3.2.1 機体設計図



図 3.2.2 機体完成図

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(5mm), 電子回路部分に回路操作の窓(40mm×40mm)があり、ふたを上からネジ止めすることにより開閉可能となっている.さらに電子回路部分にカメラレンズ用の窓がある.

3.2.3 各部部品図

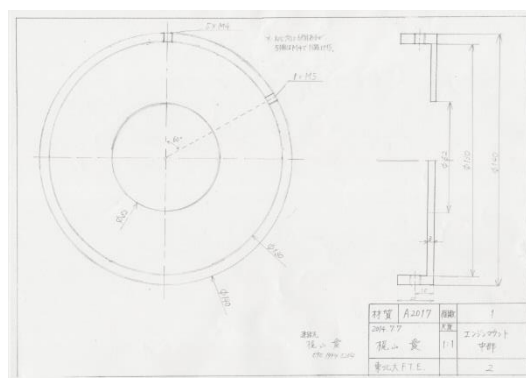
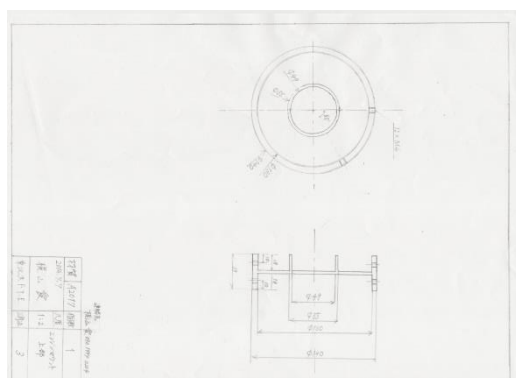


図 3.2.5 マウント③

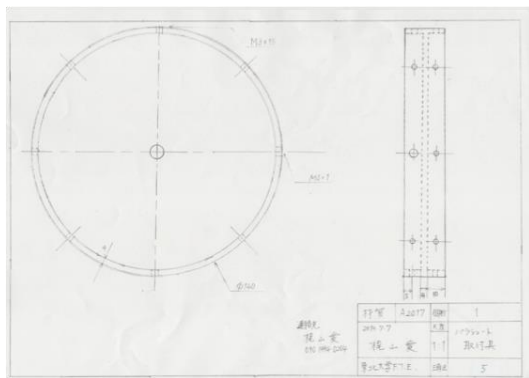


図 3.2.6 分割①

エンジンマウントにはアルミ合金製のプレートを3枚用いている。また、電子回路部と回収機構部の分割、電子部を固定するプレートも同様にアルミ合金製プレートを2枚用いている。

マウント①、分割①、分割②、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。分割①は1カ所M5で、これはランチャラグ用である。マウント②、マウント③は 40° おきに9本のネジ穴が切っており、マウント②のネジ穴のうちひとつはランチャラグ用のM5で8本はM4である。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安全審査書類に記載した通りである。

ランチャラグはM5超極低頭ネジを用いた。ランチャレールとの接地面には樹脂ワッシャを挟んでいる。このランチャラグは東海大学TSRPさんが公開している仕様をもとにして同様のネジ、ワッシャを使用している。

フィンには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。塩ビ管にクッキングシートを巻きつけ、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。

○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。ノーズに用いるガラスクロスの厚さは 3 枚分である。

フィンはゴム板で 4 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。

○マウント, 分割プレート

ほとんどは昨年先輩が使用したものを今年も使用した。これらは設計図を描き、大学内の工場に加工を依頼したものである。一部は同工場に加工を依頼し使用している。

○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,模造紙を用いて塗装した。

3.2.4 打上準備段階

打上シーケンスに関しては打上に協力して下さった筑波大 STEP さんに完全にお任せし進めてもらった。そのため, FTE としては指定された時刻までに機体を組上げることが必要だった。機体組立時にネジが上手く入っていない部分は何箇所もあり、想定よりも時間がかかってしまったが指定時刻まで組立を行うことが出来た。また、発射角、方位については予定通り打上方位角 $250[\text{deg}]$ 、打上仰角 $85[\text{deg}]$ と調整した。

3.2.5 打上

目視、指揮所からのカメラ、搭載したビデオ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直後からノーズ部分がぐらついた。そのため機体全体がぶれながら飛行した。ノーズ部分のぐらつきに関しては分離機構の章

を参照されたい。

3.2.6 機体回収、分析

本来は打上後最高点付近でドローグシュートが開き、メインパラシュートが開傘し着地する予定であった。しかし、ドローグシュート、メインパラシュートどちらも開傘せずに弾道飛行の後着地した。機体は着地した衝撃で電子・機構間分割カプラ部分で折れていたが、フィンも変形がなくそれ以外の部分にも外見に大きな変化は見られなかった。搭載計器部分が内部で破損し、電子回路の一部に外れているものがあった。データの回収状況については搭載計器の章を参照されたい。

機体に関して、ボディチューブの途中で折れなかったことから、均一な厚さで整形でき、十分な強度設計がされていたことが確認できた。カプラ部分で折れてしまったのは、パラシュートが開かず着地時の衝撃が大きかったことが主な原因だが、カプラの幅が足りていなかった可能性も考えられる。



図 3.2.8 回収時の様子

3.3 燃烧

燃烧班班長 原田大輔

3.3.1 GSE 及び運用結果

当日の運用について時系列を追って示す。まずシーケンス開始から配管、配電の接続までは順調に行うことができた。ここで近くで運用を行っていた他団体の打上のために総員退避したところ、第一の問題として 02 レギュレータの異常が発覚した。具体的には、02 ポンベの元栓を開けていなかったがレギュレータの 1 次圧が高い値を示していた。そこで 02 系

を東海大学さんのものと交換していただき、シーケンスを再開した。続いて、各電磁弁の動作確認に移ったが、第二の問題として動作が確認できなかった。原因はリレー装置の故障であった。そこでリレー装置と同様の働きをする装置を東海大さんからお借りしようとしたところ接続のオスメスが合わなかったため、配電系全体をお借りし交換して、シーケンスを再開した。各電磁弁の動作確認まで完了した。続いて、N20 の放出テストを行おうとしたところ、第三の問題としてブルドン管を使用していないため N20 ボンベの圧力が不明であるという問題が発生した。対策として Fill 用電磁弁より下流側に東海大学さんの圧力計を取り付け、Fill 用電磁弁を開け、圧力を測定後、Dump するという流れで圧力の測定を行おうとした。しかし、実際には圧力の測定までは行うことができたが、その後、第四の問題として Dump することができなかった。ここで、N20 系も東海大学さんのものと交換していただくことになったが、この作業中に時間の制限からその日の打上を諦めることとなった。以上が行った運用の概略である。

翌日、筑波大 STEP さんに運用していただき打ち上げを行うことができた。

3.3.2 問題への今後の対策

前章で述べた問題に対してそれぞれ対策を考える。

第一の問題(02 レギュレータの異常)、第三の問題(ブルドン管の不使用)については、すでにそれぞれ対応する物品を購入している。

第二の問題(電磁弁の動作の確認ができなかった)に対しては、原因はリレー装置の故障であった。したがって、対策としてリレー装置の改良が考えられる。故障の原因としては熱による故障等が考えられるので、耐熱対策などを行う予定である。

第四の問題(Dump できなかった)については、対策として空圧弁の使用などを考えている。

3.4 回収機構

回収機構班班長 乙部成文

3.4.1 F.T.E.-02(昨年度ロケット)からの反省

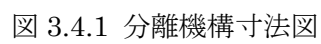
将来の高高度打上に備え、分散を抑え、機体に負担がかかりすぎない二段パラシュートを去年から開発している。F.T.E.-02 の機構はドローグシュート放出後、ドローグシュートのショックコードとシュラウドラインが絡まり、メインパラシュートの排出が不可能になり、墜落した。加えて、サーボと歯車をもちいて動作させるものであり、振動に対する脆弱性が指摘された。

またこの機構は構造上、第 1 の機構が動作不量を起こした場合第 2 の機構が動作できない。

以上のことを昨年の反省とし、今年はテグスで焼切る方式で、かつ冗長性(フェイルセーフ)を高めるアイディアを盛り込んだ機構を設計した。

3.4.2 回收機構構造

Technical drawing of a roof structure. The drawing includes a cross-section and an elevation view. The cross-section shows a gabled roof with a peak height of 10.0m. The elevation view shows a rectangular structure with a width of 10.0m and a height of 4.0m. The drawing includes dimensions for the roof slope, the base width, and the height of the structure. The roof slope is indicated by a 1:1 ratio. The base width is 10.0m. The height of the structure is 4.0m. The drawing is labeled with '1:1' and '10.0m'.



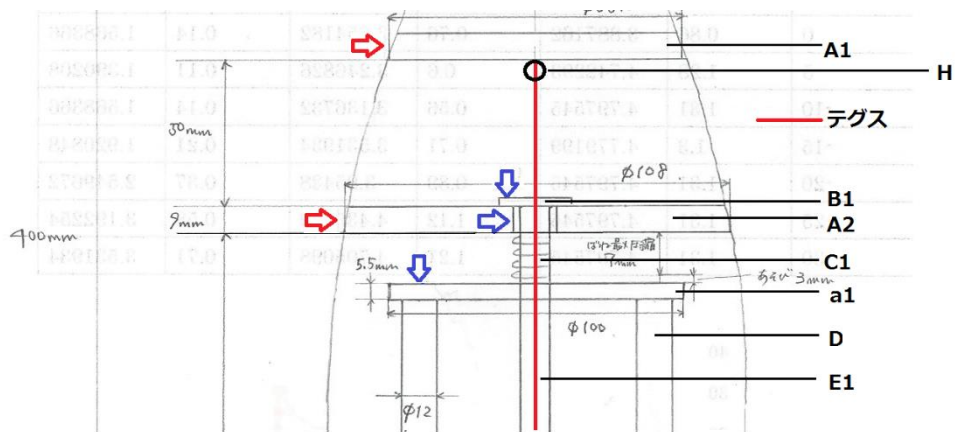


図 3.4.2-1 ノーズ内部の締結位置

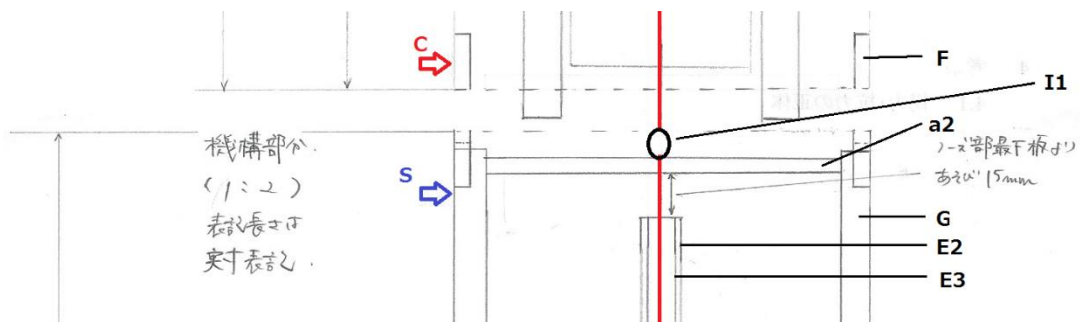


図 3.4.2-2 接合部付近の締結位置

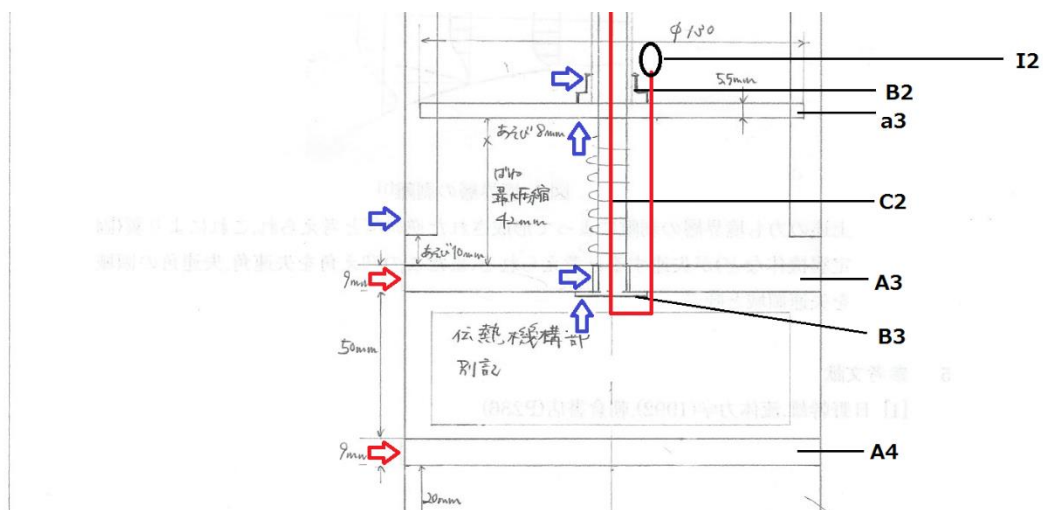


図 3.4.2-3 機構最下部の締結位置

表 1 各部詳細

A1~A4	機体に固定する円形プレート.厚さ 9mm のベニヤ板
a1~a3	機体に固定しない円形プレート.厚さ 5.5mm のベニヤ板
B1~B3	中空棒(D)をプレートに固定するための部品
C1,C2	パラシュート放出を補助するばね.
D	ノーズの放出を補助するための円柱棒
E1~E3	アルミ製の中空棒.中にテグスを通す
F	カプラー.ノーズに固定する.
G	レール.カプラーに接触させることでノーズを安定させる.
H	テグスを結び固定するためのヒートン
I1,I2	テグス,ショックコードを中継するためのカラビナ

第 1 の機構が作動しなくても第 2 の機構が作動することができ、それによりドローグシュートの放出に関して冗長性を得る.

ショックコード・シュラウドラインの放出も 2 段階に分けることにより前述の絡まりによるメインパラシュートの放出が阻害されるリスクを軽減する.

3.4.3 結果

リフトオフ後加速上昇中、ノーズがぐらつく現象が観測された。これはテグスの弾性変形であると考えられる。このぐらつきによりさまざまな影響が考えられるが、具体的に何にどう影響したのかははっきりわからなかった。ただしシミュレーションと撮影映像の照合から、打上から落下までの時間にはほとんど影響を及ぼしていないことがわかった。

残骸から回収したテグスには溶けた痕は見られなかった。したがって第 1・2 の機構が共に作動しなかったと考えられる。構造上、第 1 の機構は前述のぐらつきにより断線した可能性がある。ただし、第 1 の機構と導線(ビニル線)には必要な長さに加え 20~30cm の余裕を設けていた。

第 2 の機構については、後の 4.1.2 で述べているように、本来予定していた開傘時刻に落下してしまっているため、原理的に開くことができなかった。原因としては①プログラムのミスと、②飛行中のノーズのぐらつきを原因とする仰角の減少により、最高到達高度が低くなってしまったという 2 点が考えられる。

3.4.4 反省

フェイルセーフ設計を考慮した回収機構を提案・完成させることができた。ただしショックコードとシュラウドラインが絡まる問題については完全に解決していないため改良が必要である。

ノーズ部とボディチューブ部を連結する材料としての、テグスの強度評価が甘かった。

またその問題に気づく時期が遅すぎた。今後は強度の計算を行う、試験機を製作・打ち上げるなどして事前に問題を把握する。

どの時点で導線が断線したのか、ノーズのぐらつきがどのように他の機構に影響を及ぼしたのか解析できなかった。今後は何がどの段階でうまく動作しなかったのかを解析できるように数多くセンサを搭載する。

さらに、今回はタイマー関数をもちいた開傘プログラムの弱点が顕著に表れた結果となった。加速度センサや気圧高度計などのデータから、条件分岐によって開傘するようなプログラムを併用すれば、さらに安全性は高まると思われる。

3.5 搭載計器

電子班班長 横山相朔

3.5.1 概要

搭載したセンサは以下である。

気圧センサ×2 (BMP085)

加速度センサ×2 (ADXL345)

GPS センサ×1 (GT-723F)

ビデオカメラ×1 (GO-PRO)

気圧センサ、加速度センサはそれぞれ、データ記録用と分離機構の起動用である。
データ記録はマイクロ SD と無線(Xbee Pro)を用いた。

3.5.2 計測結果

結果として、ビデオカメラによる映像以外データを得られなかった。

3.5.3 原因の考察、解決策

無線については16日の時点で、指揮所と射点でうまく同期できていなかった。17日はそのことも考慮して指揮所で同期し、機体を搬入するつもりだった。しかし当日はSTEPのシーケンスに変更となったため、機体搬入の時間がはっきりせず、同期する前に機体が射点に移動することになってしまった。解決策としては、指揮所と射点の距離でも同期できるような無線を使用する他、PMをはじめとして、他の班長とのコミュニケーションをしっかりとっていきたい。

マイクロ SD への保存については、保存されていたが、気圧、加速度ともに変化がなく、細切れに保存されていた。原因として考えられるのは落下の衝撃でマイクロ SD が壊れてしまったか、なんらかのバグが発生したためか、もしくは物理スイッチが飛行時の振動でオンオフを繰り返したかということである。原因を特定するための材料に乏しく、不確定要素も多いため、解決策として実験を繰り返し、経験論として導いていくつもりである。

4. その他

4.1 シミュレーション

設計・シミュレーション担当 梶山愛

4.1.1 支配方程式、計算手法

今年のシミュレーションは、昨年用いたプログラムを殆どそのまま使用して行った。支配方程式では、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昨年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昨年の打上データをもとに値を決定し、それを用いた。

計算手法は、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 次元的にプロットされ、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。

4.1.2 打上結果との比較と考察

今回の打上では搭載計器から高度履歴が得られなかったため、高度においてシミュレーションと比較を行うことができなかった。

当日の打上現場の風向は東、風速はおよそ 1.2[m/s] (打上 1 時間前、16 時頃)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 280[m]、落下地点は西へ 59~60[m](弾道落下した場合)である。ただし、目視での高度は明らかに 280m よりも低くなっていた他、前述のように、このプログラムで算出した飛行時間から決定したメインパラシュートの開傘予定時刻ごろに落下しているので、シミュレーション値よりも高度は低くなっていると思われる。

分散について考察する。弾道飛行の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 59~60[m]である。実測値は 131.8[m]であった。比較するとかなり大きな差が見られる。

高度、分散共にシミュレーション結果からのずれが大きい。これについては、実際の打上において機体がランチクリアした後、ノーズ部分がぐらついたことで機体が傾いてしまったために、それ以降はシミュレーションよりも小さな仰角で飛行し、水平到達距離が大きく、垂直飛行距離が小さくなったことが一因だと考えられる。

4.1.3 シミュレーションの妥当性、反省と課題

今回のロケット打上に関しては、プログラムによるシミュレーションと、Excel によるシミュレーションの 2 種類を用いていた。しかし、Excel のシミュレーションについては、支配方程式が簡易なものであり、プログラムによるシミュレーション値よりも粗いため、打上時には採用はしなかった。ところが、最高高度到達時刻に関しては、Excel のシミュレーション値の方が実際の打上に近い値を示していた。今回の打上では、搭載計器からデータが得られなかったため、シミュレーション値と実測値を比較するのは困難であるが、プログラム、Excel 計算いずれにおいても、もう一度支配方程式から見直す必要がある。Excel 計算については、燃焼とともに機体重量が軽くなること、高度によって空気密度が変化することを考慮してもう一度シミュレーションをやり直した結果、実際の最高高度到達時間により近い値を算出することができた。プログラムについてはまだ見直しを行っている段階であるが、実測値とのずれの原因を究明して、精度の向上を目指したい。

5 まとめ

プロジェクトマネージャー 稲葉 仁

今回の実験で得られた結果は、前もって立てていた目標と比較すると成功とは言えない。納期に部品が間に合わなかったり、安全審査を通過した GSE がシーケンス中に不備を指摘されるという不運もあった。（これにつきましては、我々も勉強不足を大いに反省しなければなりませんが、今後のイベントのことを考えますと、安全審査側もみなおすべきヒヤリハットだと思います）

不運もあわせ、これらの失敗は上昇志向は強いが勉強不足になりがちな我々への良い戒めになったかと思う。

ただし、戒めとして以外に何も得られなかったかと言うとそうではなく、製作の精度は大幅に向上し、さらにインフラ面での充実など、見えにくい部分で得られるものは非常に大きかった。また、全ての班において確実に今後に活かせる経験ができたかと思われる。しっかりと引き継ぎをして、この経験をわれわれの血肉とし、来年以降に期待したい。

以上までの項目で触れられなかった問題について触れて報告書を終了とする。

5.1 F.T.E.の体質について

今回の失敗は燃焼、機構、シミュレーションなど複合的な原因によるものであるが、その

根底にあるものは、F.T.E.の体質にあると考えている。

我々はサークルであり、参加者にばらつきがある上、各代の最終目標を能代宇宙イベントでのハイブリッド打上としているため、最高学年である 3 年生とそれ以下の学年に参画意識の違いが大きく見られる。そのため、毎年毎年の 3 年生が自分たちにとって初めてのハイブリッドロケット打上を経験する形となってしまっているのだが、サークルとしての上昇意識の強さから、昨年度よりも高い目標を掲げてしまい、結果として初心者に等しいメンバーが高い目標を追いかけしてしまうような形になっている。この団体が打ち上げるロケットがどのような末路を辿るかは火を見るより明らかであると思う。

また、3 年の夏を終え、事実上の引退する形となる OB・OG からのフォローが少ないことも問題である。形上の引き継ぎは行われるようになったが、代が交代する直前直後のみ、時間をとって引き継ぎを行うだけでは効果が乏しい。いい結果を生むためにはやはり経験者による手厚いサポートが不可欠であり、現在の状態では、毎年毎年似たようなトラブルを繰り返し、時間のロスが非常に大きくなってしまう。

これらを一気に解決する術として、中長期目標の策定をする予定である。F.T.E.には大気圏突破という大きな目標があるが、そこに至るまでのマイルストーンがない。サークルの初代メンバーが、各代の自由度を奪うということで嫌った中長期目標ではあるが、これが無いゆえに各代の目標が不連続で、活動の始動が遅れるとともに、後輩は先輩の活動に興味を持ち切れず、先輩は自分の活動が終わればバーンアウトしサポートに積極的でなくなってしまう。この好ましくない流れを我々の代で断ち、来年以降は生まれ変わった F.T.E.をお見せ出来ればと考えている。(以上報告)

5.2(追記) ロケットグループに対する要望

報告書の趣旨とは少し外れてしましますが、今回のイベントに参加して少し要望といたしますかお願いが生じたので僭越ながら追記させていただきます。

我々 F.T.E.は他のロケット団体に大変お世話になっております。今回ロケットを打ち上げてくださった筑波大学 STEP を始めとし、秋田大学 ASSP、東海大学 TSRP などには毎年のようにお助けいただき、改めてこの場で感謝申し上げます。

今回、代表兼 PM として能代宇宙イベントに参加させて頂いて、我々の経験不足、勉強不足を痛感した次第です。しかし、それ以外にもその他のロケット団体で共有されている常識、意識を我々は共有できていないのではないかと思います。特に安全面について多々ありました。例をあげれば、前述のように、シーケンス中に GSE の不備が見つかり、その場で中断という運びになってしまいましたが、私たちが今回導入した GSE は Hypertech 社製の既製品であり、今後もロケット団体が増えて GSE を自分たちで調達しようとしたら際にとる手段としてあり得なくはないと思います。仮に安全審査で既製品 GSE の不備を指摘されていても、そこから打ち上げまでに配管系の納品が間に合う保証はなく、実際に発注していたブルドン管は間に合いませんでした。

ここまで長々と書いてきましたが、結論を言いますと安全面(特にモデルロケットと異なる
燃焼系)について安全審査の基準としているような、何かしらのガイドラインのようなもの
がありましたら大変助かります。

我々もまだまだ未熟な団体である上、さらに今年からハイブリッドロケット打上に参加し
た九州大学、来年から参加を予定している室蘭工業大学など新規団体が増えている中、安
全に対する共通意識というのはいずれにせよ課題になってくるかと思います。ご検討のほ
どよろしくお願い致します。