

Aether project に関する報告書

名古屋大学宇宙開発チーム NAFT

平松泰周、赤理光、岩倉亮介、杉浦宏俊、登森勇介、手島悠介、渡邊賢吾

第4版 平成27年5月10日 平松泰周

1. プロジェクトの目的

名古屋大学宇宙開発チーム NAFT(以下 NAFT)とは、2012年に設立された名古屋大学準公認団体(2014年3月現在)であり、スペースバルーンやモデルロケットを用いて学生の力のみで宇宙に挑戦し、それらの結果を用いて小中高生に宇宙の楽しさを発信することを目的としている。

本プロジェクトでは、NAFTが小中高生を対象に行っている宇宙教育活動によりリアリティーを持たせることである。その手段として、今回はスペースバルーンを打ち上げ、360度パノラマ動画の撮影を行った。



図1. NAFTの高校での講演活動

2. Global Space Balloon Challenge について

「Global Space Balloon Challenge」(以下 GSBC)は、毎年4月に行われるスペースバルーンのコテストである。写真、動画、機体デザインや科学実験など様々な部門がある。コテストに参加するには、4月10日から一ヶ月間、間にバルーンを打ち上げ、そのレポートを、5月18日までに提出する必要がある。



図2. GSBC(2014)の様子

3. プロジェクトの概要

本プロジェクトでは、2015年4月に開催されるスペースバルーンの世界大会「Global Space Balloon Challenge」(以下 GSBC)に参加し、2015年4月11日にアメリカのミシガン州デトロイトで、ミシガン大学の協力を得てバルーンの打ち上げを行った。

4. 機体モジュールの概要

4.1 機体モジュール



図 3. 機体モジュール

機体モジュールは撮影機器を固定し観測デバイスや無線機を保護する格納容器である。機体モジュール外部には、丸棒(ABS材 ϕ 15[mm])両端に撮影機器を2台ずつ固定し、それを立方体の箱(塩ビ材)の各面に固定した。そのキューブ外部を球状の発泡スチロールで覆い、アルミガラスクロステープで補強を行った(図3)。このアルミガラスクロステープは、連邦航空局から義務付けられているレーダー反射板の役割も果たしている。各カメラには、低温実験(実験資料記載のため割愛)の結果を踏まえた保温対策を施した。上昇や落下中に、機体が受ける空気抵抗が少ないように球状のスチロール球(ϕ 300[mm])を使用した。撮影機器には、GoproHero3Brack(6台)とQbic(4台)を活用し、2種の方法で360度パノラマ動画の撮影が可能な機体構造を考案した。バ

ルーンと機体の間には、連邦航空局から打ち上げの際に義務付けられているレーダーリフレクタを取り付けた。

表 1. 機体情報

項目	説明
全長	直径 300[mm]の球状
全質量	3.91[kg] (レーダー反射板、バルーン用無線機は除く)
マイコン	Arduino uno \times 1
カメラ	Go pro Hero3 Brack \times 6 Qbic \times 4
バルーン	Latex Weather Balloon 1500[g]

4.2 パラシュート設計

ペイロード 3.6[kg]の機体モジュールを7[m/s]で降下・着陸させる。また、パラシュート開傘時の速度が140[m/s]での開傘衝撃荷重に耐えられるように設計する。以上の点から、パラシュートの設計・製作をした。また、製作したパラシュートの機能を実証するための落下試験も行った(実験資料に記載のため割愛)。パラシュートの形状は半球型とし、半級の底面の直径は0.35[m]として、12[枚]のパーツに分け縫い合わせた。また、開傘後のパラシュートを安定させるため半球の中心部に排気孔を作った。排気孔を大きくすると安定性は増すが抗力係数が下がり、さらに開傘しにくくなるため、大きさは直径10[cm]に留めて設計を行った。ここでは、以下の式に

従ってパラシュートの大きさを求めた。

$$F=1/2 \rho v^2 C_D S_0 \quad (1)$$

$$F=mg \quad (2)$$

表 2. 文字の定義

文字	単位	定義
F	[N]	開傘荷重
S_0	[m ²]	パラシュート開口面積
v	[m/s]	降下速度
V	[m/s]	パラシュート開傘時速度
m	[kg]	吊下荷重
C_{D0}	[m/s ²]	抗力係数
ρ	[m/s ³]	流体密度
g	[m/s ²]	重力加速度
r	[m]	パラシュート半径
v	[m/s]	

吊下質量は3.60[kg]、抗力係数は0.95、(抗力係数は「ハイブリットロケットの回収方法に関する研究」の表 1.2.1 代表的なパラシュートの特性)、円周率を 3.14 として考える。上の 2 式からパラシュートの面積を示す式は

$$S_0 = 2mg/v^2 \rho C_D \quad (3)$$

となる。ここで降下速度が 3~10[m/s] におけるパラシュートの大きさを以下に示す。

表 3. パラシュートの降下速度に対する大きさ

落下速度 v[m/s]	半径 r[m]	面積 [m ²]
3	1.427	6.397
4	1.070	3.598
5	0.856	2.303
6	0.713	1.599
7	0.612	1.175
8	0.535	0.900
9	0.476	0.711
10	0.428	0.576

機体の地面への着陸時の衝撃によって内部機器が破損しないように安全性を考慮し、降下速度を 7[m/s]にした。よってパラシュートの半径を 0.63[m]として設計を行った。また、生地はパラシュート用に用いられているリップストップナイロン、紐は破断強度の高い釣り用のテククノーラを用いた。この破断強度を 45[kg]とする。これを、開傘時の破断強度で割った値を紐の必要本数とし、これを以下の表に示す。開傘速度 140[m/s]を想定して、紐の本数のバランスを考慮し 12[本]と決定した。

表 4. 半径 0.35[m]のパラシュートの開傘時速度に対する負荷、紐の本数

開傘時速度 V(km/h)	v(m/s)	F(N)	F/g(kg)	F/g/破断強度	紐本数
150	41.7	409.7	41.8	0.93	1
160	44.4	466.1	47.5	1.06	2
170	47.2	526.2	53.7	1.19	2
180	50.0	589.9	60.2	1.34	2
190	52.8	657.3	67.0	1.49	2
200	55.6	728.3	74.3	1.65	2
210	58.3	803.0	81.9	1.82	2
220	61.1	881.2	89.9	2.00	2
230	63.9	963.2	98.2	2.18	3
240	66.7	1048.8	106.9	2.38	3
250	69.4	1138.0	116.0	2.58	3
260	72.2	1230.8	125.5	2.79	3
270	75.0	1327.3	135.3	3.01	4
280	77.8	1427.5	145.6	3.23	4
290	80.6	1531.2	156.1	3.47	4
300	83.3	1638.7	167.1	3.71	4
310	86.1	1749.7	178.4	3.96	4
320	88.9	1864.4	190.1	4.22	5
330	91.7	1982.8	202.2	4.49	5
340	94.4	2104.8	214.6	4.77	5
350	97.2	2230.4	227.4	5.05	6
360	100.0	2359.7	240.6	5.35	6
370	102.8	2492.6	254.2	5.65	6
380	105.6	2629.2	268.1	5.96	6
390	108.3	2769.4	282.4	6.28	7
400	111.1	2913.2	297.1	6.60	7
410	113.9	3060.7	312.1	6.94	7
420	116.7	3211.8	327.5	7.28	8
430	119.4	3366.6	343.3	7.63	8
440	122.2	3525.0	359.4	7.99	8
450	125.0	3687.0	376.0	8.35	9
460	127.8	3852.7	392.9	8.73	9
470	130.6	4022.0	410.1	9.11	10
480	133.3	4195.0	427.8	9.51	10
490	136.1	4371.6	445.8	9.91	10
500	138.9	4551.9	464.2	10.31	11



図 4. パラシュート

パラシュートの制作に伴い、テープでの固定を考えたが、パラシュート傘体のリップストップナイロンがテープと接着できなかったため縫製した。

4.3 バルーン切り離し、パラシュート開傘

バルーン部と機体モジュールにそれぞれパラシュートを取り付け、バルーンが上空で破裂した後は、別々に切り離され、落下する。

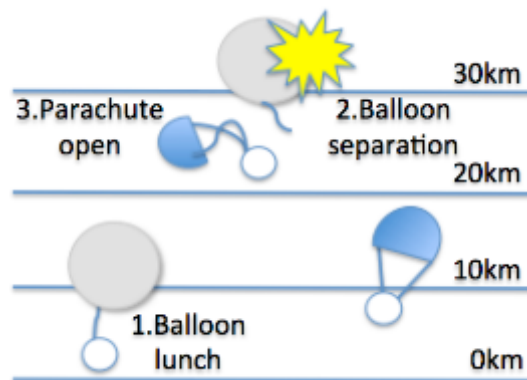


図 5. ミッションシーケンス

この切り離し機構について、前回のNAFTのスペースバルーンプロジェクト(2013年NAFT前期プロジェクト

Medousa)と同様ニクロム線の使用を考えたが、低温実験を行った結果(実験資料記載のため割愛)、保温状態でのビニール紐切断に失敗した。このため、今回は安全性を重視し新たな機構を用いることにした(図5)。パラシュートを納めた機体本体の中心部に、サーボモータに引っ掛ける。このとき、バルーンから吊下した機体の荷重が集中しないように紐に加わる力を分散させた。サーボモータが回転することで輪が外れ、バルーンを切り離すと同時にパラシュート開傘する仕組みになっている。(図6)

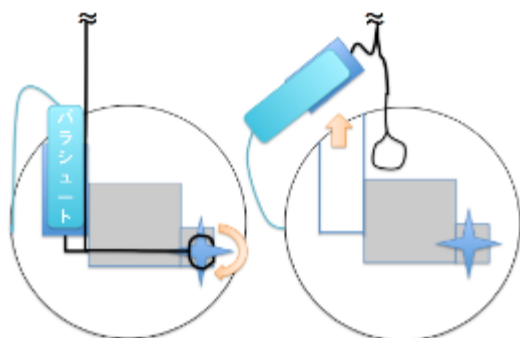


図6. 切り離し機構略図

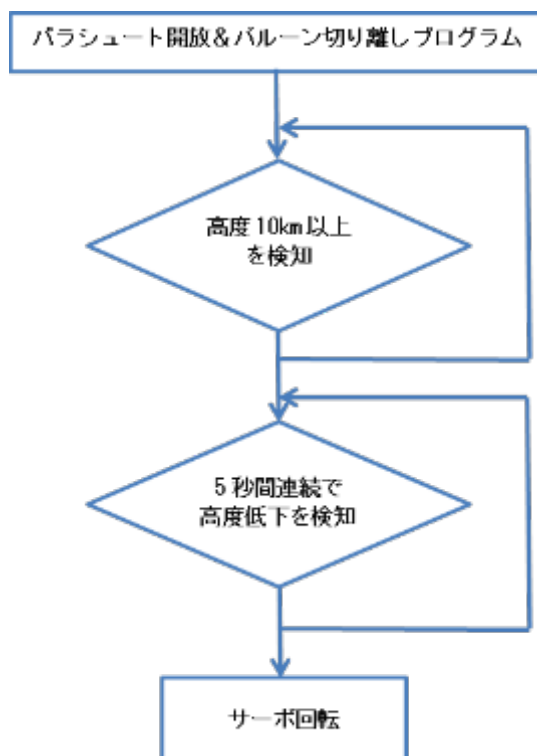


図7. バルーン切り離し・パラシュート開傘機構

バルーン到達予想高度の25[km]付近は、気温が -20 [度]を下回る程極めて低く、機体内部や各カメラの保温を行う必要がある。

事前にドライアイスを用いた低温実験(実験資料記載のため割愛)を行い、下記の保温方法によって低温下で、Goproカメラ(Hero3+silver)の連続撮影時間が1時間58分を確認した。

これをもとに今回の打ち上げ実験では、保温機構として機体内部に取り付けた観測機器用のバッテリーにカイロを貼り付ける。また、球状の発泡スチロールの機体の外部を遮熱用アル

ミガラスクロステープ(使用可能温度:-50[°C]~250[°C])で覆うことにした。また、外部に取り付けた各カメラには、背部に暖めたカイロを貼りつけ、同様に遮熱用テープで覆った。

4.5 落下位置特定方法

本打ち上げ実験では、落下位置情報取得のため、2種類の手段を用いる。一つは、飛行中リアルタイムに位置情報を取得できる無線機(MicroTrack)と、落下後にWebページから位置情報を閲覧することができるPocketfinderを搭載した。

飛行経路予測としては、ミシガン大学が使用しているシミュレーションソフトに加えを用いた。

5 打ち上げ実験

5.1 機体の打ち上げと落下後の回収

バルーンの放球は2014年4月11日、午前11:15に行われた。飛行中は、機体に搭載した無線機(M-track)を、バルーンにミシガン大学が制作した無線機を取り付け、位置情報をインターネット上で確認することでリアルタイムの追跡を行った。また、無線機が正常に動作しない場合に備え、機体に別の無線機(Pocketfinder)を搭載し同時に追跡を行った。

放球後、機体は西方からの風に乗る南東方向へと移動を続け、放球開始か

ら1時間27分経過し高度30.4[km]に到達したとき、バルーンの膨張が限界に達し破裂、同時にバルーンと機体が切り離されパラシュートが開傘された(図8. 機体内部に取り付けたGoproHero3+silverで確認)。落下中に、パラシュート傘体と紐との縫い目の部分が機体の荷重に耐え切れず、破れ落下した。落下試験では、パラシュートの耐久試験を行う環境がなかったため、パラシュートが解散荷重に耐えることしか調べることができず、十分な実験を行うことができなかったことを深く反省したい。(図9)



図8. 開傘時のパラシュート



図9. 回収時のパラシュート接合部

機体は2014年4月11日、午後14:40にミシガン州のGillette Lake近くの牧場で発見された。このとき、機体に取り付けた無線機(M-track)は正常に動作せず(原因は不明)位置情報の電波受信を行うことができず、無線機(Pocetfinder)で落下位置を特定し、無事機体を発見することができた。地面に落下した時の衝撃荷重でカメラを固定した棒が折れ、Gopro[4台]とQbic[2台]が飛散していることを確認した。(図10)



図10. 発見時の機体

その後、落下地点の近くでカメラの捜索を行ったが、飛散したGoproカメラの内2台を発見することができず、回収に失敗した。なお、破裂時に切り離れたバルーンの回収は当日中にできなかったが、4月15日にミシガン大学の学生が回収に成功している。バルーンの飛行経路を図11. 12に示す。



図 11. 飛行経路(バルーン)

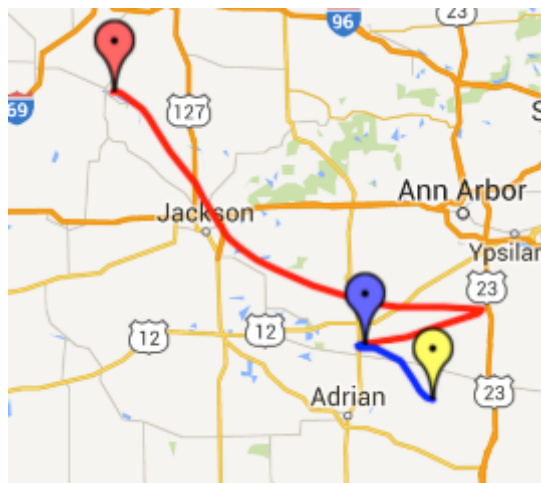


図 12. 飛行経路(機体モジュール)

- ・ 赤マーク:放球ポイント
- ・ 青マーク:最高到達高度
- ・ 黄マーク:落下ポイント

5.2 撮影した動画

各カメラには、眼鏡用いる曇り止めを塗り、レンズの凍結防止を行った。GoproHero3Brack で撮影した動画はQbic に比べ、画面全体が白くぼやけていた。これは、レンズとケースの間

に空気が密閉されたまま、上空の冷えた空気の中へ上がっていく過程で、内側に結露が生じたことが原因としてあげられる。曇り止めを塗ることで軽減できるものの、完全に防止できるわけでないことがわかった。

また、Qbic では鮮明な宇宙の風景が撮影できたが、画面上に太陽が写ると、その周囲に丸い斑点のような模様が出てしまった。撮影時間について、機体内部に取り付けた Gopro カメラ

(Hero3+silver) では 1 時間 58 秒の動画撮影に成功し、パラシュートが開傘する瞬間を撮影することができた。対して、外部に取り付けた Gopro カメラ (Hero3Brack) は、40 分弱で映像が途絶えてしまった。また、どのカメラを比べても、ほぼ同じ割合でバッテリー効率が減少していることから機体内外の保温機構には問題はなかったと考えられる。

表 5. 各カメラ撮影時間

項目	撮影時間[h. m. s]	撮影時間(地上)[h. m. s]	場所
GoPro(1)	0. 31. 28	1. 20. 00	外
Gopro(2)	0. 37. 45	1. 20. 00	外
Gopro(3)	0. 38. 57	1. 20. 00	外
Gopro(4)	再生不可	1. 20. 00	外
Gopro(hero3+silver)	1. 00. 58	3. 00. 00	内
Qbic(1)	0. 30. 09	1. 45. 00	外
Qbic(2)	0. 29. 40	1. 45. 00	外
Qbic(3)	0. 30. 26	1. 45. 00	外
Qbic(4)	0. 29. 07	1. 45. 00	外

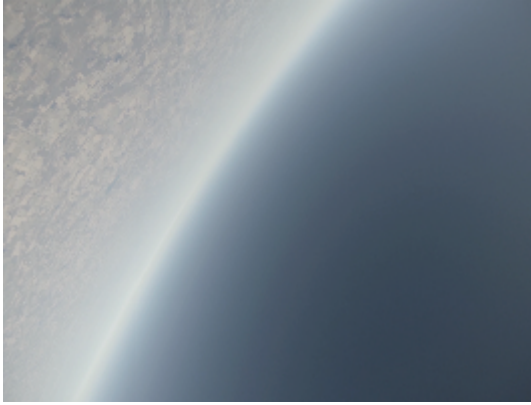


図 13. 打ち上げ開始から 20 分後
(GoproHero3Brack)



図 14. 同時刻、太陽が写ったとき
(GoproHero3Brack)

・ Qbic カメラ



図 15. 打ち上げ開始から 20 分後
(Qbic)



図 16. 打ち上げ開始から 20 分後()

5.3 Arduino による気象観測とそのデータ

科学的観測の手法として、映像の撮影以外にも、GPS やジャイロ、温度センサー等の観測センサーを取り付け、Arduino を活用しデータの取得を行った。次回の打ち上げでは、バルーンの切り離しを加速度センサーと連動して動作するような仕組みの開発も念頭に入れている。

・気圧センサー

気圧センサーで取得したデータから機体の飛行中の高度・速度を算出した。算出した最高到達高度は 28.4[km] であるが、これは無線機 (M-track) の到達高度 30.6[km] と比較すると若干の誤差が見られた。

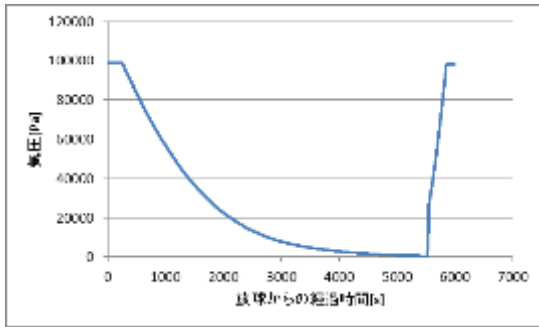


図 17. 気圧データ

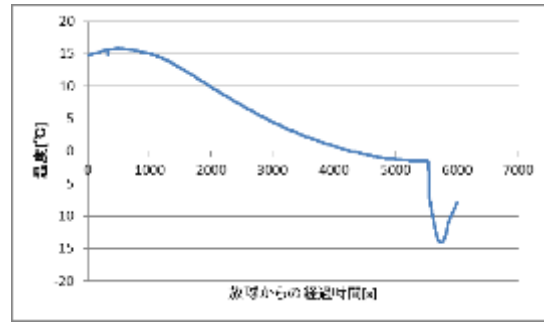


図 20. 気温観測データ

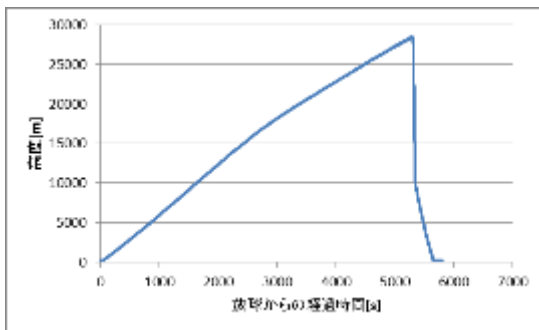


図 18. 気圧データからの算出高度

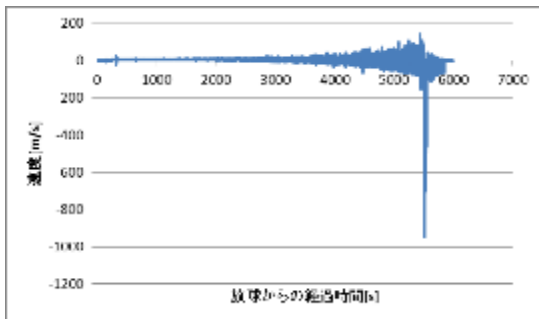


図 19. 速度データ

・ 温度センサー

放球から直前から、落下までの温度変化を以下の図に示す。

到達高度である 30[km]地点の高度は、取得したデータでは、非常に緩やかな温度変化を示し機体内部の最低温度は $-14.0[^\circ\text{C}]$ であった。これは、機体内部外部・内部に施した保温機構の働きによるものと考えられる。6000[s]後、温度は急激に低下しているのは、パラシュート開傘後に機体内部に空気が流れ込み急速に冷却された可能性が高い。今回の打ち上げでは、機体外部にも温度センサーを取り付け外部の温度との差を比較する予定だったが、温度センサー不良により、内部の温度のみ観測を行った。次回の打ち上げでは機体外部にも取り付けて外気との差を計測・比較することで、保温機構の性能向上につなげていきたい。

また、機体外部の気温について、厳密な算出は難しいため、高高度における気温は各大気層によって分類を行った。ここで、以下の式を使って到達高度での温度を算出した

$$T(Z) = T_0 + a(Z - Z_0) \quad (4)$$

表 6. 大気層の分類と温度傾斜

大気層	高度 [km]	温度傾斜 [°C]
対流圏	0~11	-6.5
対流圏界面	11~20	0
対流圏下部	20~32	+1.0
対流圏上部	32~47	+2.8

表 7. 記号の定義

文字	単位	文字の定義
T_0	[°C]	地表での温度
Z_0	[km]	初期高度
Z	[km]	高度
a	[°C/km]	温度傾斜

ここで、初期温度は実験地における高度と温度を用いた。その結果を図に示す。

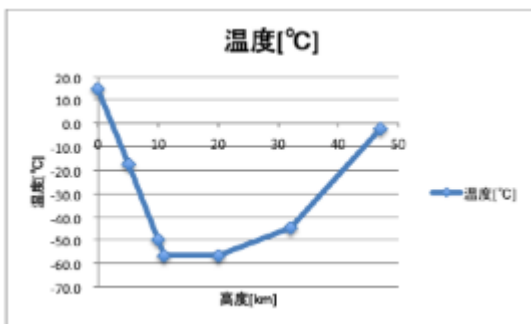


図 21. 機体外部の気温

・GPS センサー

無線機での飛行経路のデータを取得することに成功した。Arduino に接続

した GPS センサーから、飛行経路の記録を試みたが失敗に終わった。これは、機体モジュール外部に取り付けられた無線機(M-track のアンテナ部分のみ)では GPS データの記録に成功したことや、放球前と回収後のミシガン大付近では取得できていたことを考慮すると、機体モジュール表面に貼り付けられたアルミガラスクロステープにより、衛星から発信された電波が遮断され受信に失敗したと考えられる。逆に、このテープを用いることで機体モジュールの存在を航空機のレーダー上に表示させる機構として有効であることが示された。今後のスペースバルーンで、レーダー反射機としての役割を期待できる。

・加速度センサーとジャイロセンサー
データ取得のみを目的として、加速度・ジャイロセンサーによるデータの取得も行った。次回の打ち上げで機体制御装置を制作するためである。ジャイロセンサーのデータは原因不明な挙動が多かったが、加速度はバルーン破裂直後、急激な変化が見られた。撮影した映像から、飛行中常に機体に不規則な揺れや回転が生じていたことと考えられる。これは、今後のバルーン切り離しやパラシュート開放の機構プログラムとして用いることが期待できるだろう。

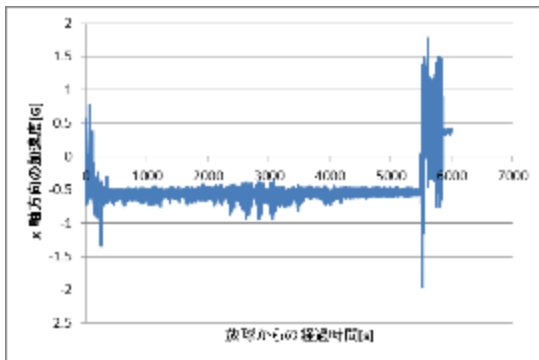


図 22. X 軸方向ジャイロデータ

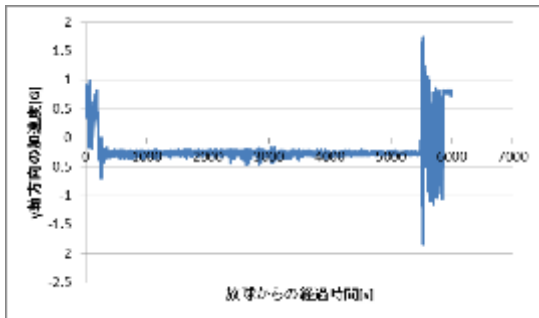


図 23. Y 軸方向ジャイロデータ

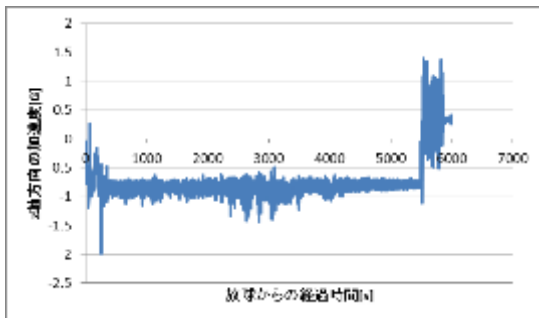


図 24. Z 軸方向ジャイロデータ

6. おわりに

はじめに、今回のスペースバルーン打ち上げで資金・撮影機材を提供していただいた NEST、フィリット、クロスデバイスの 3 社の皆様に、心からお礼を申し上げます。撮影した動画データは各 3 社に提供し、フィリットにパノラマ動画の編集・制作を依頼していく。編集したパノラマ動画はウェブ上で

一般公開する予定である。2015 年夏の次期スペースバルーンプロジェクトでは、NEST、フィリット、クロスデバイスをはじめとする企業協賛を募り、360 度パノラマ動画の撮影を行う。今後撮影していく映像を、名大祭や科学館のワークショップの場面で、更なる宇宙を体感する場としてリアティーを持つ宇宙教育を展開し、子どもたちの宇宙への興味・関心がより深まっていく事を期待したい。

7. 参考文献

- [1]2013 年度 NAFT 代表、富田悠貴 (2013) 「スペースバルーンの運動シミュレーション及び実機製作に関する研究開発」
- [2]北海道工業大学工学部、山下慎太郎(2001) 「ハイブリットロケットの回収方法に関する研究」