

テレメトリ装置の開発と伊豆大島打ち上げ結果

島崎 拓己^{1,*}, 石津 陽基², 武井 知葉², 武田 直毅³, 高野 敦^{1,†}

¹神奈川大学工学部機械工学科, ²経営工学科, ³建築学科
〒221-8686 神奈川県横浜市神奈川区六角橋 3-27-1

概要

神奈川大学では超小型人工衛星を超小型ロケットで打ち上げるためにハイブリットロケットの研究、開発を行っている。この開発の一環として、万一機体が回収できなくてもデータが回収できるようにテレメトリ装置の開発を行い、昨年9月に伊豆大島にて打ち上げた到達高度約4800mの機体のフライトデータをリアルタイムで回収することに成功した。本報告ではテレメトリ装置の開発と昨年の伊豆大島での打ち上げで得た知見について報告する。

Development of Telemetry device and Launch result on Izu Oshima

Takumi SHIMAZAKI^{1,エラー! ブックマークが定義されていません。}, Haruki ISHIDU², Tomoha TAKEI², Naoki TAKEDA³, Atsushi TAKANO^{1,‡}

¹Department of Mechanical Engineering, Kanagawa University.

²Department of Industrial Engineering and Management, Kanagawa University.

³Department of Architecture, Kanagawa University.

3-27-1 Roxkakubashi, Kanagawa-ku, Yokohama-shi, Kanagawa 221-8686, Japan

SUMMARY

Kanagawa University is researching and developing a hybrid rocket to launch micro satellites by a microminiature rocket. The telemetry device was developed for data can be obtained even if the rocket can not be recovered. Obtaining flight data of the rocket at the arrival altitude of about 4,800 m in real time on Izu Oshima in September last year were succeeded. This paper will provide a development of telemetry device and findings obtained by last year launch on Izu Oshima.

KEY WORDS: telemetry device; hybrid rocket; Izu Oshima

* E-mail: r201503704om@jindai.jp, atakano@kanagawa-u.ac.jp

† Corresponding author. Member UNISEC

NOMENCLATURE

V	=	速度
γ	=	比熱比
R	=	気体定数
c	=	音速
T	=	温度
M	=	マッハ数
P_1	=	衝撃波の前方の圧力
P_2	=	衝撃波の後方の圧力

1. はじめに

近年超小型人工衛星の打ち上げの需要が高まっている。そこで神奈川県高野研究室および宇宙ロケット部では超小型人工衛星を超小型ロケットで打ち上げるためにハイブリッドロケットの研究・開発・打ち上げ実験を行っている。昨年度までは機体にテレメトリ装置は搭載しておらずデータロガーのみでフライトデータを回収していた。そのため機体が回収できないとデータも得ることができなかった。この状況を打開すべく、たとえ機体が回収できなかったとしてもフライトデータは回収できるようにテレメトリ装置の開発を行った。また開発したテレメトリ装置の性能評価のため9月に伊豆大島にて打ち上げた機体に搭載し実証試験を行った。

本報告ではテレメトリ装置の開発及び伊豆大島打ち上げにて得られた知見について報告する。

2. テレメトリ装置の開発

2.1 テレメトリ装置開発

2016年12月からテレメトリ装置の開発に着手した。これは2016年12月伊豆大島での打ち上げ実験で打ち上げた計2機のハイブリッドロケットの結果を受け、機体が回収できなかった場合に得られるフライトデータが非常に少なくなってしまうことを避けるためである。

開発したテレメトリ装置は計測したデータを電波に乗せて無線通信している。2017年度の打ち上げでは、大気圧センサを用いて大気圧とそれをもとに計算した高度を送信するものと、GPSモジュールを用いて記録した座標を送信するものの二種類を開発した。データを無線で送受信するために、RM-92Aという無線モジュールを用いている(RM-92Aとは株式会社アールエフリンクが発売している無線モジュールである)。

開発にあたり高度100kmまで通信が行えることを目標にしている。そのためトレードオフを行った結果、RM-92Aが拡張の可能性があり100kmまで通信が可能であったため選定した。なお通信方式はLoRa (Low Power Wide Area)を使用している。図1にテレメトリ装置(大気圧)とテレメトリ装置(GPS)を記す。



図1 左 テレメトリ装置 (GPS)・右 テレメトリ装置 (大気圧)

2.2 テレメトリ装置の性能

2.2.1 機能・性能

表1にテレメトリ装置の取得するデータ、データの保存方法、データの送信方法、一機体当たりの搭載個数を記す。

表1 機能・性能

	取得するデータ	データの保存方法	データの送信方法	搭載個数
テレメトリ装置 (GPS)	<ul style="list-style-type: none"> ・GPS 座標 (緯度・経度・海面からの高さ) ・受信電力 ・電源投入からの時間 	受信したデータをパソコンに保存	親機をパソコンにつなげ、搭載機器から送信する	1 個
テレメトリ装置 (大気圧)	<ul style="list-style-type: none"> ・大気圧と温度から算出した高度 ・大気圧 ・受信電力 ・電源投入からの時間 	受信したデータをパソコンに保存	親機をパソコンにつなげ、搭載機器から送信する	3 個

テレメトリ装置 (GPS) は座標、受信感度、電源投入からの時間を地上局に送信し PC に保存する。またテレメトリ装置 (大気圧) は大気圧に加えて大気圧と温度から算出した高度を送信している。これらの装置をロケット1機あたりに GPS を1個、大気圧を3個搭載している。これは大気圧のデータを取得することに重きを置いているからであり、機体内の搭載方法を工夫することで飛行中に機体などの向きを向いてもアンテナが地上局を向いているようにする。

2.2.2 電気的性能

表2にテレメトリ装置の電気的性能を記す。

表 2 電気的性能

	使用するバッテリーの種類	連続使用時間	サンプリングレート	ソフトウェア機能	備考
テレメトリ装置(GPS)	二酸化マンガンリチウム電池(容量 1200mAh)	27 時間 3 分 42 秒 (電池 2 個)	0.8Hz(1.2Hz)	マイコンに arduino を使用。通信が途絶えないように定期的に再起動している。	データが取れていないときは“NO DATA”を送信する
テレメトリ装置(大気圧)	二酸化マンガンリチウム電池(容量 1200mAh)	37 時間 9 分 46 秒 (電池 2 個)	0.9Hz	マイコンに arduino を使用。通信が途絶えないように定期的に再起動している	取得したデータから現在の高度を算出した値とともに大気圧の値を送信する

テレメトリ装置の連続使用時間が長い理由を以下に示す。

伊豆大島では打ち上げ高度の制約により早朝 7 時半までにロケットを打ち上げなければならない。また人数も多くないため当日は射場設営をする必要がありテレメトリ装置を設定することができない。そのため電源の投入は打ち上げ前日に行い当日は正常に通信できているか確認するのみとしている。このように射場での作業を減らすことでハンドリングミスを減らすことを狙った。

電池一つあたりの容量が大きいのは搭載個数を減らすためと冗長性を持たせるためである。またハイブリッドロケットの打ち上げでは燃焼振動やパラシュート開散時等に大きな振動を受ける。そのためエネルギー密度が高いが危険性の高いリチウムポリマー電池を使用するのではなく二酸化マンガンリチウム電池を使用した。

テレメトリ装置 (GPS) ではセンサが衛星を見つけていないときは“NO DATA”を送信するようにしている。サンプリングレートが二つあるのはセンサが衛星を見つけているときは 0.8Hz、見つけていないときは 1.2Hz で通信しているからである。

2.2.3 機械的性能

表 3 にテレメトリ装置の機械的性能を記す。

表 3 機械的性能

	重量	寸法	耐環境性
GPS	機器単体：49.0g 実装重量：135.0g	機器単体：65x35x47.5 実装寸法：90x66x42	防水性・耐振動性・ 水に浮く
大気圧	機器単体：38.5g 実装重量：125.5g	機器単体：47.5x47.5x16.5 実装寸法：90x66x42	防水性・耐振動性・ 水に浮く

重量の機器単体は装置単体の重量であり実装重量は電池や防水用の梱包をした搭載時の重量である。本実験でのハイブリッドロケットの打ち上げは海に向かって行うため機体が海に打ち付けられ破損し搭載計器が海に放り出されても単体で浮くようにしている。

2.3 各種試験

製作したテレメトリ装置を試験するため主に以下のような試験を行った。

2.3.1 遠距離通信試験

通信モジュールの性能を確認するために江の島—小田原城間で通信実験を行った。通信距離は直線距離で約 30km であり送信側が江の島、受信側が小田原城で行った。モジュール単体での通信は正常に確認できた。

2.3.2 振動試験

ロケットの飛行中に装置が誤作動しないか、また断線、部品の脱落等がないかを確認するために振動試験を行った。試験方法は飛行中に負荷される振動の内最大のものにはエンジン燃焼振動によるものと考え、燃焼試験時に試験架台に括り付け燃焼振動を与えるものである。その際に燃焼中正常に通信できるかを確認する。

表 4 に振動試験について記した。

表 4 振動試験結果

機器名	使用電源	梱包方法	実験方法	通信・記録	振動による影響	ジッパー(チャック付き袋)
大気圧	GP300 × 2 個	機器と電池の隙間にスタイロを詰めジッパーに入れる。それをタッパーに入れ、サランラップで縦横 3 周巻く	縦型燃焼架台の上にテープで固定	通信途絶はなし。	断線・脱落はなし。	薄い傷があるものの袋には目立ったキズがなかった
GPS	GP300 × 2 個			通信途絶はなし。		

試験を行ったところ通信の断絶や断線、脱落は起こらなかった。またジッパー(チャック付き袋)は防水のためテレメトリ装置を袋の中に入れ、ジッパーごとにタッパーに入れる。さらにタッパーをサランラップで包むことで 3 重の防水を試みた。本試験では振動によってジッパーに穴が開くかどうかを確認した。

2.3.3 最終コンフィギュレーション試験

製作した装置単体の試験だけでなく実際に機体に組み込んだ状態での End to end を行った。製作したテレメトリ装置はデータロガーやカメラとともに計測モジュールとして GFRP 製の円筒の中に収納されている。なおテレメトリ装置の搭載個数は表 1 に示したように 1 機あたり大気圧が 3 個、GPS が 1 個である。打ち上げ当日に準備するハイブリッドロケットは 2 機であるため最終コンフィギュレーション試験でも計測モジュールを 2 機全ての計測機器に電源を入れた状態で使用し受信側のチャンネルを切り替えるのみでテレメトリ装置のデータを正常に受信できるかを確認した。はじめて 2 機同時にテレメトリ装置の電源をいれ実験を行ったところ混信してしまっただがチャンネルを切り替えることで解決できた。ロケットの打ち上げは海に向かって行うため海面での電波減衰も考えられた。そこで江の島辻堂間(約 4.7 km) で試験を行った。

表 5 に最終コンフィギュレーション試験の結果を記す。

表 5 最終コンフィギュレーション試験結果

	大気圧の受信	GPS の受信	備考
1 機目	○ (-110~-115dBm)	○ (-110~-120dBm)	データの抜けなし
2 機目	○ (-110~-120dBm)	○ (-110~-123dBm)	データの抜けなし

表 5 のように 2 機同時に受信することができた。なお単位 dBm は電力(dBm) = 10 × log(電力(mW)) のことで、即ち 1W = 1000mW = 30dBm、2mW = 3dBm と表せる。受信電力が小さくなる(距離が離れる)と dBm は小さくなる。今回使用している RM92A は-138(dBm)まで受信することが可能であるため試験結果よりまだ余裕があることがわかる。

3. 伊豆大島打ち上げ試験

2017年9月3、4日に伊豆大島にてハイブリッドロケットの打ち上げ試験を行った。打ち上げに準備した機体は予想最高到達高度が約4200mのものが2機（宇宙ロケット部製作。以後宇宙ロケット部機体と記す）、約5500mのものが2機（研究室製作。以後研究室機体と記す）であり、そのうちそれぞれ1機ずつの打ち上げに成功した。

開発したテレメトリ装置は全機に搭載されており研究室機体、宇宙ロケット部機体ともにリアルタイムでの大気圧および高度データの取得に成功した。GPS データについては宇宙ロケット部機体のもは機体を回収するまで取得できたが、研究室機体は打ち上げ直後に途絶えてしまった。

表6に宇宙ロケット部機体の取得したデータのまとめを、図2に宇宙ロケット部機体の取得した大気圧データを記す。着水時までデータが取得できていたことがわかる。

表6 宇宙ロケット部機体データ

	大気圧
サンプリングレート	0.91Hz
データの抜け	なし
最高高度（速報値）	1085m・1064m
最高高度到達時刻	10秒
フライト時間	43秒

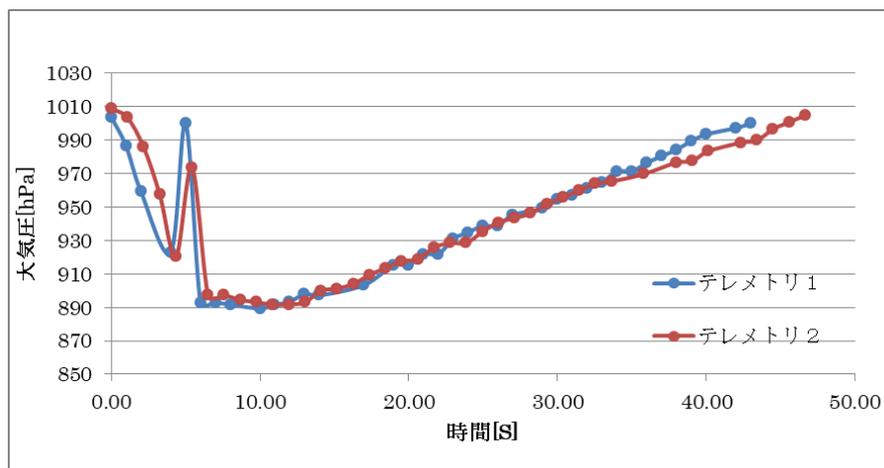


図2 大気圧データ

宇宙ロケット部機体の気圧が急激に上がっているのは、機体が音速を超えたことにより衝撃波が発生しセンサが圧力の上昇した気体を測ってしまったからだと考えられる。詳しく説明すると以下のようになる。まず、機体が音速を超えると衝撃波が発生する。すると衝撃波背後の圧力が上昇する。その上昇した圧力をセンサが感知する。音速を超えたときに発生する減速加速度（抵抗）により超音速状態は終了し衝撃波がなくなる。その為結果として圧力の上昇が一時的で突起のようにみられたと考えられる。

上記仮説の妥当性を確認する為フライトデータの最大ケースを見積もった。最大ケースとして想定されるのは機体に対して垂直衝撃波が発生した場合である。

宇宙ロケット部機体の最高速度を $V=371$ [m/s] 最高高度 1085 [m] の場合、標準大気として比熱比 $\gamma=1.4$ 気体定数 $R=287$ [J/kg/g] とすると温度 $T=281.1$ [K]となる。

この条件での音速 c は式(1)より 336.1[m/s] と求められる。

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (1)$$

上記の値から式(2)を用いて気体の最高マッハ数 M は 1.104 と算出できる。

$$M \equiv \frac{V}{c} \quad (2)$$

ここで衝撃波の前方の圧力を P_1 、衝撃波の後方の圧力を P_2 とすると以下のランキン・ユゴニオの式を変形したものを用いて衝撃波の発生時の P_2 を求める。

$$P_2 = P_1 \left\{ 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M^2 - 1) \right\} \quad (3)$$

図 2 より $P_1=910$ [hPa] とすると $P_2=1142$ [hPa] となる。

この P_2 の値を図 2 の最大圧力と比較しても妥当な値だと考えられる。従って打ち上げられた機体は音速を超え衝撃波が発生したのではないかと考えられる。

またコリレーション解析やデータロガーから得た加速度を積分したところ打ち上げた宇宙ロケット部機体が音速を超えていることが分かった。

図 3 に取得した宇宙ロケット部機体の GPS データをプロットしたものを記す。図 3 のデータから着水した時間を考慮すると着水した後海で流され回収されたことがわかる。また回収地点以降蛇行しているのは回収船にて漂流物がないか確認したためである。



図 3 大気圧データ

次に図 4 に研究室機体の高度履歴を記す。

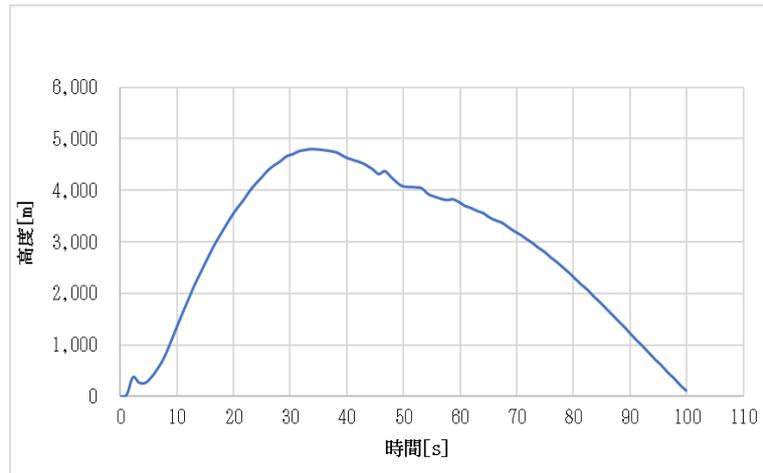


図4 研究室機体高度時間履歴

図のように研究室機体の最高高度は4779mであった。しかしGPSデータは打ち上げ直後からセンサーが衛星を見つけていないときに送られる“NO DATA”のみ受信し座標データを受信することはできなかった。これは打ち上げ直後機体が回転し衛星をロストしてしまったかただと考えられる。

これらのデータが得られたことにより2017年9月の伊豆大島での打ち上げは2機のみとなった。

上記のデータより開発したテレメトリ装置が正常に動作したといえる。

4. 終わりに

昨年度の経験をうけて開発に着手したテレメトリ開発は成功したといえる結果であった。しかしこれはまだ完成ではなく信頼性やハンドリング性を上げるなど、まだまだやるべきことがたくさん残っているため、これを足掛かりに今後も続けていく必要がある。

神奈川大学がハイブリッドロケットの研究開発を始めて4年が経つ。今度も着実に前進し高度100km到達を実現していきたい。