# 技術論文

# 小型実験ロケットと自律移動模擬衛星の開発に関する研究

### Development of a computer controlled experimental rocket and an autonomous mobile quasi-satellite using PICs

小串 直樹<sup>\*1</sup> (学生員), 佐々木 実<sup>\*1</sup>(正員), 伊藤 聡<sup>\*1</sup>, 中野 法昭<sup>\*2</sup>, 浅井 章弘<sup>\*1</sup>, 尾関 直哉<sup>\*1</sup>, 池戸 憲夫<sup>\*1</sup>, 李 翰相<sup>\*1</sup>

### Naoki OGUSHI(Stu. Mem.), Minoru SASAKI(Mem.), Satoshi ITO, Noriaki NAKANO, Akihiro ASAI, Naoya OZEKI, Norio IKEDO, Hansang LEE

This paper describes a development of a rocket for the launching campaign by planet science in France. Purpose of this campaign is to learn the fundamental of the production of manufacturing and the project management. The rocket reaches to approximately 1km altitude, and land the ground by the parachute. The rocket has on board an accelerometer, a manometer and a GPS to measure and record of the acceleration, the velocity, and 3D position data. The GPS data are transmitted to a base transceiver station. In addition, the rocket has on board a quasi-satellite. The quasi-satellite is undocked from the rocket at 11 seconds. And then the quasi-satellite comes autonomously with propellers and the parachute to the destination using the GPS data.

Keywords: experimental rocket, CanSat, autonomous comeback control, GPS, manufacturing

# 1 はじめに

本論文は、フランスのプラネットサイエンスによる ランチングキャンペーン用の実験ロケットと自律移動 模擬衛星装置の開発について述べたものである。この キャンペーンは、大学等のクラブや研究室を対象に機 械や電子機器の設計・製作やプログラミング等のもの 作りの基礎とプロジェクトマネジメントの仕方を、ロ ケットの製作・実験を通して、経験・学習する事を目 的としている。我々のチーム UCG(Uchu Club Gifu)は今 年で4年目の参加であり、今年のロケットの目的は、 搭載したセンサ(加速度, 圧力)のデータの収集と GPS データの記録・回収することと、模擬衛星の GPS デー タに基づく自律移動である。この目標を達成すべく設 計・開発・製作を行った[1-13]。ロケットを飛ばすため の固体燃料エンジンはプラネットサイエンスから各ク ラブへ同じものが支給されるため、エンジンの開発は 行わず、ロケット機体本体をレギュレーションに沿い 設計・開発・製作することになる。また我々はロケッ ト本体だけではなく模擬衛星も製作し、飛行中のロケ ットから最高点付近で放出し、GPS データによる自律 移動機能により目標地点に着陸させることを目標とし, フランスのラ・クルティーンで行われたランチングキ

連絡先: 佐々木 実, 〒501-1193 岐阜市柳戸 1-1, 岐 阜大学工学部人間情報システム工学科, e-mail: sasaki@gifu-u.ac.jp <sup>\*1</sup>岐阜大学 <sup>\*2</sup> 宇宙クラブ岐阜 ャンペーンで実際に打ち上げ実験を行った。

## 2 ロケットの概要

今年, 製作したロケットについて述べる。ロケット の名称は UCG-08 である。Fig.1 にその全景を, Fig.2 に組み立て図を示す。UCG-08 は長さ 2095mm, 直径 150mm, 重量 12kg の単段式ロケットである。ノーズコ







Fig. 2 Assembly drawing of the UCG-08.

ーンとフィンは FRP, ボディはアルミ製である。 UCG-08の搭載機器として2つのカメラが取り付けて あり、一つは先端にある全方位カメラ、もう一つは機 体の後方に取り付けられた CCD カメラで、それぞれ ロケットの飛行の様子を映像でモニタリングしている。 また、マイクも搭載しており音声もモニタリングして いる。内蔵した加速度センサ・圧力センサは、それぞ れの測定値を SD カードに保存する。GPS は測定値を SD カードに保存すると共に、地上の基地局に無線送 信する。また、ロケット打ち上げ後回収を行う際、 落下位置の特定を容易にするために発信機を搭載した。 これらの装置は機体上部の装置格納庫に収められてい る。UCG-08 がパラシュート・模擬衛星を放出するタイ ミングは PIC によって制御されている。そのタイムシ ーケンスのイメージを Fig.3 に示す。ロケットには 4 個の PIC が搭載されており、加速度センサや圧力セン サ, GPS の動作とそのデータの記録を行うものがそれ ぞれ1つずつ,サーボモータやカメラや前述の3つの PIC を動作させるメイン PIC が 1 つである。回路のブ ロック図を Fig.4 に示す。ロケットのモードスイッチ を入れるとまずカメラの録画が始まり、打ち上げまで 待機する。そして打ち上げと同時にトリガースイッチ が入ることにより、各 PIC の動作と時間のカウントが 開始される。打ち上げから11秒後にサーボモータによ り、模擬衛星を放出し、14秒でサーボモータによりパ ラシュートドアをオープンし、パラシュートを展開す る。その後着陸し、カウントが600秒となった時点で カメラの録画を停止し、データ保存を終了し、ロケッ トの電源を切るようにプログラムを作成した。この場 合のフローチャートを Fig.5 に示す。



Fig. 3 Time sequence of the UCG-08.









### 3 模擬衛星の概要

### 3.1 模擬衛星の搭載機器

模擬衛星は、パラシュート・GPS・プロペラの向きを 変えるサーボモータ2個・プロペラを回すための直流 モータ2個・プロペラ2個と、それらを制御するため のPICと電子回路を搭載している。模擬衛星は、これ らの搭載機器を使い、ロケットから放出された後、初



Fig. 6 Overview of the quasi-satellite.

めに GPS 信号を受信した場所を目標地点とし、そこへ 向かって自律移動することを目的とする自律制御型空 中移動ロボットである。模擬衛星の写真を Fig.6 に示 す。プロペラが直流モータに接続されており、直流モ ータはサーボモータに接続されている。サーボモータ は、衛星から直流モータ・プロペラを展開する役割と、 直流モータの向きを固定する役割を担っている。模擬 衛星はパラシュートによって降下しながら, GPS デー タの目標地点と現在位置の差を少なくするように2つ のプロペラを回転することで移動する。2 つの直流モ ータに同じ電流を流すことで、2 つのプロペラを同じ 回転速度で回し前進する。左右の旋回は2つのプロペ ラの回転数に差をつけることによって実現する.後退 は今回のシステムでは、直流モータの逆転が不可能な ため考慮しなかった。また、ロケット本体と同様に回 収・発見のための発信機を搭載する予定であったが, その電波により GPS 信号の受信が妨げられてしまう ことがわかり、今回は搭載を見送った。



### (a) Definition of $\theta$ .



(b) Action table.Fig.7 Diagram of control.





# 3.2 模擬衛星の自律移動制御

模擬衛星が目標地点に向かうために前進をするか旋回 をするかを判断するのには,進行方向と目標地点へ向 かう方向との角度を用いている。角度はFig.7 (a)のθ のように定義している。そしてこの角度が決まるとそ れに応じて(b)の行動のうち1つが選択され,それに沿 うよう2つのプロペラが動作し移動を行う。模擬衛星 のプログラムはFig.8のフローチャートに示すように なっており、ロケットから放出されるとまずGPSデー タの受信を試みる。成功するとそのデータを SD カー ドに保存、初受信の際はその地点を目標地点とした後、 このデータを過去地点として、新たな現在地のGPS デ ータ受信に移る。2回目以降は受信データを現在地と し、前述の角度の計算、それに基づいた移動の後、新 たな GPS データの受信を行う。この処理の繰り返しに より目標地点に近づくことが期待される。

# 4 打ち上げ実験の結果

# 4.1 ロケットについて

ロケットは、カウント0で打ち上がり、11秒後に模 擬衛星の放出を成功させた。その後、14秒後にパラシ ュートの展開も成功し、無事地上に帰ってきた。以下 にロケット本体の実験結果について述べる。

### 4.1.1 圧力センサ

圧力はロケット先端に取り付けたピトー管と機体 側面にあけた穴との動圧と静圧の差圧を測定した。圧 カセンサのデータを Fig.9 に示す。図を見ると圧力の 値がほぼ一定となっていて,正確なデータが得られて いない可能性が高い。これは発射後,その衝撃により 圧力センサについている調節つまみがずれてしまった ためであると考えられる。結果的に圧力からロケット の飛行速度を計算することはできなかったので,他の 結果との比較もできなかった.







(a) The whole data.



(b) Until 20 seconds.



### 4.1.2 加速度センサ

搭載した加速度センサのデータのグラフを Fig.10 に示 す。XYZの各軸はFig.2の左下のようにそれぞれが直 交するよう設定した。(a)のグラフを見ると、図の左側 と右側に大きく値が変動している箇所のあることがわ かる。左側のそれはロケット本体のパラシュートが展 開されたときのもので、右側の変動はロケットが地面 に着地したことによるものであると考えられる。図の 中間部分はパラシュート降下中であることを示してお り、値が小刻みに振動しているのは降下中に機体が風 にあおられて揺れていたことが原因と考えられる。ま たこのグラフより飛行時間は約130秒であったことが わかる。(b)のグラフはロケットが一連の動作を行う時 間である0秒から20秒までを抜き出したものである。 0秒から3秒まで現れている加速度は打ち上げ時のロ ケットモータの噴射による加速である。15秒付近に値 の大きな変動があり、これは、パラシュートが予定通 りに展開されたことを示している。

# 4.1.3 GPS

ロケットに保存されていた GPS データを Fig.11 に示 す。(a)は緯度・経度・高度の 3 次元データ、(b)は(a) の内,緯度経度を取り出したもの,(c)は時刻に対する 高度を表したグラフである。緯度は北緯,経度は東経 であり,たとえば,グラフで 45.4549 は 45 度 45.49 分 を表している。(c)を見ると高度が振動している上に高 度の変化が 10m 程度の範囲内で収まってしまってお り,正しく計測できていなかったことがわかる。これ はプログラムのミスで発射前に測位が始まってしまっ たことが原因である。

# 4.1.4 カメラ

搭載した全方位カメラ, CCD カメラは共にロケット の飛行の様子を撮影することに成功した。またマイク での録音も正常に行われていた。Fig.12 にその画像を 示す。(a)は全方位カメラによる動画の一部で,ロケッ トが模擬衛星を放出した直後の画像である。中央より 少し上に見えるのがパラシュートを展開した模擬衛星 である。(b)は CCD カメラによる映像の一部で,打ち 上げ直後の画像である。こちらは機体後方に取り付け られているため,ロケットが上昇していく様子とロケ ットモータの噴射の様子が良く見えるが,ロケットモ ータが燃焼を終えた後に煙が出るため,しばらくの間 映像が不鮮明となった。しかし,カメラの映像からも

363



ロケットは,発射後 11 秒後に模擬衛星の放出し,14 秒後にパラシュートの展開も成功し,約130秒後に着 地したことが確認でき,ロケットがプログラム通りの 動作を行ったことが確認できた.

4.2 模擬衛星について

364

模擬衛星はロケットから放出され、プロペラの展開 やGPS データの受信を行ったが、プロペラによる推力

(a) Omni-directional camera.



(b) CCD camera. Fig. 12 The image of taken by the camera.

が十分でなく、当日、風が強かったため、風の力を大 きく受けて流されてしまい目標地点に十分近づくこと ができなかったと思われる。Fig.13 に模擬衛星に保存 されていたデータをグラフ化したものを示す。Fig.11 と同様に(a)は緯度・経度・高度の3次元データ、(b) は(a)から緯度経度を取り出した図、(c)は高度の時間変 化を表す図である。(b)は模擬衛星の軌跡を表している が、数箇所で突然数値が大きく変化している。これは GPSの測位に使う衛星の数が減少し、測位精度が落ち たことが原因と思われる。(c)のグラフにより、時間が 経過すると共に模擬衛星が降下していく様子がわかる。 最後は 0m ではなく約 850m となっているがこれは海 抜高度で測られているためである。

### 5 まとめ

本論文は、フランスのプラネットサイエンスによる ランチングキャンペーン用の実験ロケットと自律移動 模擬衛星の開発について述べた。本ロケットは長さ 2095mm, 直径 150mm, 重量 12kg の単段式ロケットで あり、先端に全方位カメラ、後部に CCD カメラ、機







1300 1200 Ē Altitude ( 1100 1000 900 800 100 80 20 40 60 120 Time (sec) (c) Altitude.

Fig. 13 The result of the quasi-satellite.

体内部に加速度センサ,圧力センサ,GPS受信機,送 信機を搭載し,全ての動作を PIC によって制御した。 センサのデータより、ロケットは打ち上げ後,発射後 11 秒後に模擬衛星を放出し、14 秒後にパラシュートを 展開し,約 130 秒後に着地したことが確認でき、プロ グラムされた通りの動作を行い降下したことが分かっ た。ロケットは搭載した発信機によって短時間で発見 することができたため、ほぼ無傷の状態で回収するこ とに成功した。打ち上げ会場周辺は森が広がっており 視界が悪いため,発信機は発見するために大変有効で あった。模擬衛星については GPS データの受信は成功 したが,風が強かったため,風を受けて流されてしま ったため,目標地点に着陸させる事ができなかった。 このことより,模擬衛星については,風力等の環境条 件の影響を受けにくい移動方法や常に安定に衛星から の GPS 信号を受信する方法や,1秒間のサンプリング の間のカルマンフィルタ等の補間方法や加速度データ を積分することによる慣性航法を組み合わせる等の修 正方法を考えなければならない。また,確実に回収を 行い,飛行実験データを得られるようにするためにこ ちらにも発信機を搭載したい。

# 謝辞

本研究を行うにあたり,機体製作班の小関知史氏,竹 内翔太氏,増田悠祐氏,回路製作班の久米翔氏,小島 一樹氏,沢田典之氏,プログラム班の室田貴大氏なら びに,このプロジェクトのご支援を頂いた㈱鵜飼,各 務原航空機器㈱,㈱加藤製作所,日晃オートメ㈱にこ の場をお借りして深く謝意を表します。

(2008年10月23日受付,2009年1月15再受付, 2009年1月28日再々受付)

### 参考文献

- [1] http://www.planete-sciences.org/.
- [2] Book of Specifications Single Stage Experimental Rockets (Version 2.1), Planete Sciences/CNES (Centre National d'Etudes Spatiales), issued on 15th October, 2004.
- [3] KIWI-Millenium Telemetry System Comprehensive Data Sheet, Planete Sciences/CNES (Centre National d'Etudes Spatiales), issued in May, 2007.
- [4] Christophe SCICLUNA, Kenji OGIMOTO, Minoru SASAKI and Koichi YONEMOTO, IAC-07-E1.1.04, THE FRENCH NATIONAL ROCKETS LAUNCHING CAMPAIGN AND ITS DAWN OF COLLABORATION WITH JAPANESE AMATEUR SPACE CLUBS, 58th International Astronautical Congress 24-28 Sept 2007/Hyderabad, India.
- [5] Christophe SCICLUNA, Xavier HORION, Mika ANDREOU, Nicolas CHALEROUX, David VAN-PEVENACGE, SCIENCES EDUCATION WITH PLANETE SCIENCES: A SQUADRON OF TOOLS AND PROGRAMMES TO GO

(185)

ON SPACE CONQUEST, 1<sup>st</sup> International Conference on Private Human Access to Space 28th-30th May 2008/Arcachon, France.

- [6] Les Propulseurs des Clubs Scientifiques Spatiaux (Version 5), CNES (Centre National d'Etudes Spatiales)/Planete Sciences, issued in February, 2002.
- [7] Minoru Sasaki, Kenji Ogimoto, Noriaki Nakano, Atsushi Ishida, Shoji Kato, Yuichiro Imamura, Shingo Nakamura and Daisuke Sakou, Experimental rocket project in Gifu for launching within a campaign organized by French association Planete Sciences in La Courtine, *ISTS 2006-u-04*, 2006.
- [8] Minoru SASAKI Noriaki NAKANO and Satoru OHMAYU, System development of an experimental rocket for launching campaign organized by French association Planete Sciences, *ISTS 2008-u-07*, 2008.
- [9] Junichi NISHIDA, Hiroki ASHIDA, Shinichi INAGAWA, Masaki MAENO, Kota FUJIHASHI, Yusuke HAGIWARA, Yoshiyuki MIURA and Saburo MATUNAGA, Philosophy of the CanSat Development Program at Tokyo Tech and the CanSat Project in 2007,"Phoenix", *ISTS 2008-u-12*, 2008.
- [10] Takashi EISHIMA, Yuya NAKAMURA and Shinichi NAKASUKA, Space Outreach Program Using CANSAT-Kit, 2008-u-13, 2008.
- [11] Masahiko Yamazaki, Kosuke Arita, Yuta Araki, Yasuyuki Miyazaki, Yoshitaka Nakamura, and Kazuo Matsubara, ProjectBased Learning of Space Engineering Through the Development of Nano Satellite, 2008-u-14, 2008.
- [12] Tatsuhiro Sato, Ryuichi Mitsuhashi, Shin Satori, Kosei Ishimura, Tsuyoshi Totani, Akihiro Nakamura, Kotaro Hori, Toshihiko Yasunaka and HIT-SAT development team, Orbital experiment of nano-satellite "HIT-SAT" as a sub-payload of M-V rocket, 2008-u-15, 2008.
- [13] Masahiro NOHMI, Takeshi YAMAMOTO, Akira ANDATSU, Yohei TAKAGI, Yusuke NISHIKAWA, Takashi KANEKO and Daisuke KUNITOM, Kagawa Satellite "STARS" in Shikoku, 2008-u-16, 2008.