ARLISS2010　報告書

東京大学　中須賀研究室 Kids Town チーム

指導教官：中須賀真一
リーダー：末廣知也(M1)
メンバー：王継河(D1), 井戸端洋彰(M2), 能見大河(M2), Burak Yaglioglu(M2),
磯野隆章(M1), 大槻兼資(B4), 佐々木要(B4)

1　機体の紹介

GPS を使用することなくフォーメーションフライトを行うというコンセプトのもとで CanSat を設計し、ARLISS においてはフライバックではなく、ミッションの内容を競うチャレンジコンペティションに参加した。フォーメーションフライトのミッションとして、親機と子機に分離し，親機は子機の発する電波強度によって子機位置を特定して子機の画像を取得し、画像認識によって子機を追尾するという相対位置決定のミッションを計画した。

＜機体概要＞

- 機体名：DORAEMON & MINIDORA
- 機体構成：親機(DORAEMON)と子機(MINIDORA)による 2 機構成。
- 大きさ：240mm×φ140mm
- 重量：1020g

＜機体概観・構造＞

- 親機
- 円筒型の機体の上層は子機収納スペース、下層に各種アビオニクス基板を収納。
- 軽量化、低コスト化のために基本的にプラスチック製の素材を利用。加重計算上、応力が集中する箇所（天板、底板等）に関しては CFRP を使用した。
- 子機
  - 子機は親機からの分離を検知し電波を放出する機能をもつ。
  - 親機は赤い物体を画像認識して制御を行うため、機体、パラシュートを赤色に塗装した。

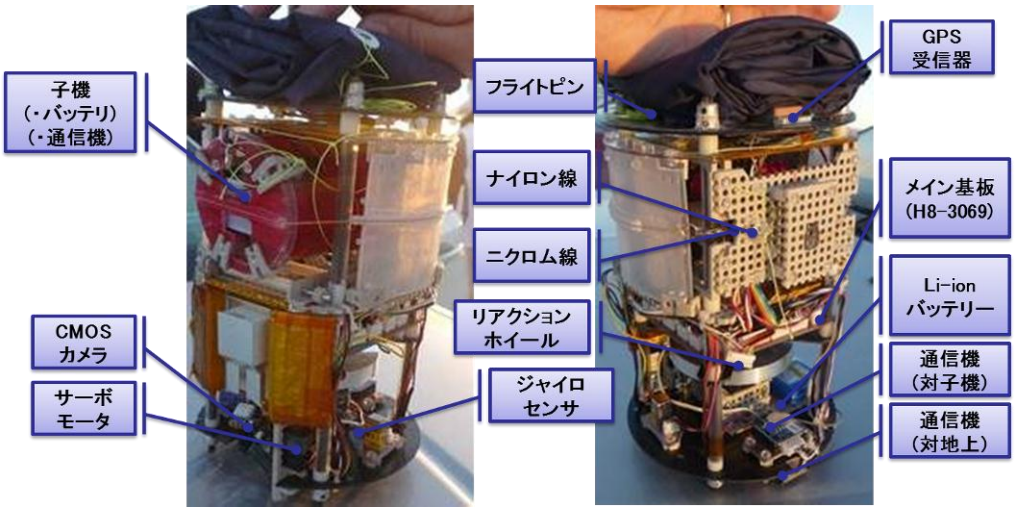

図 1　CanSat 概観

＜分離機構＞

- ばねの伸展の力によって子機を放出
- ナイロン線により子機を固定し、タイマー作動のヒーターによりナイロン線を焼き切ることで子機を放出する。

図 2　子機分離機構

＜システムブロック図＞

機体のシステムブロック図を以下に示す。

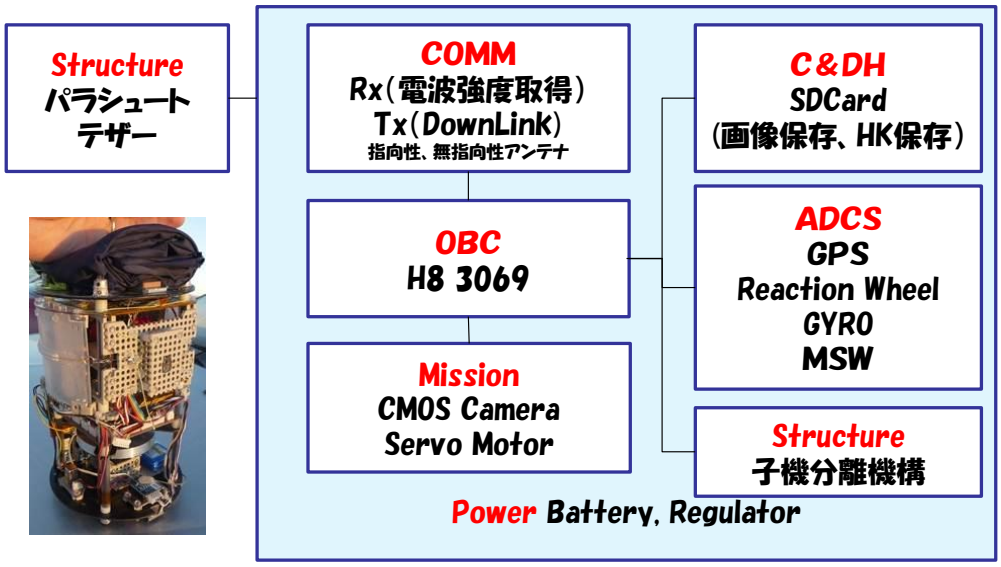

図 3　親機システムブロック図

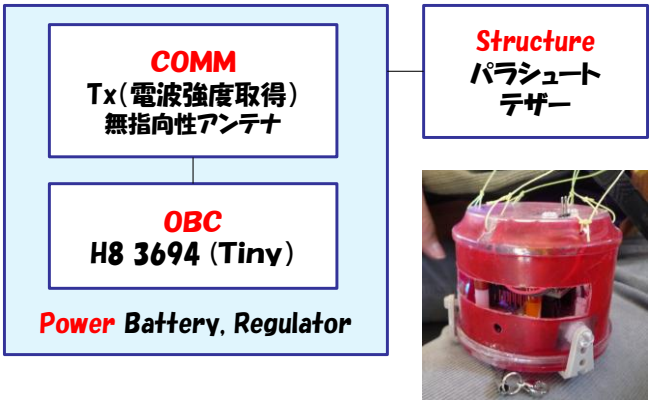

図 4　子機システムブロック図

2　ミッション

2.1　ミッション意義

- 惑星探査や深宇宙探査など，地球周回軌道以外の領域で，フォーメンションフライトなどを行おうとした場合，お互いの位置情報を知るために GPS を使用することができない。
- 今後，フォーメンションフライトによるミッションが増えると予想される中で，そのような状況を想定し，2 機の衛星の相対位置の制御を、GPS を用いずに画像情報によって行う実験を行う。
- 1 枚目の画像取得が非常に困難だと考えられるため，画像制御に移るための手段として，子機からの放出電波を検出し子機位置を特定する。

2.2　ミッション定義

Primary Objective:

- 親機が撮影した画像から子機位置を計算し，子機の落下速度を制御する.

Secondary Objective:

- 親機が，子機の発する電波から子機の方向を計算してカメラを向ける.
- 子機の落下速度制御手段にパラシュートを用いる.
- 親機と子機の間の通信を無線で行う.

2.3　ミッションシーケンス

ミッションシーケンスは以下のようになっている。

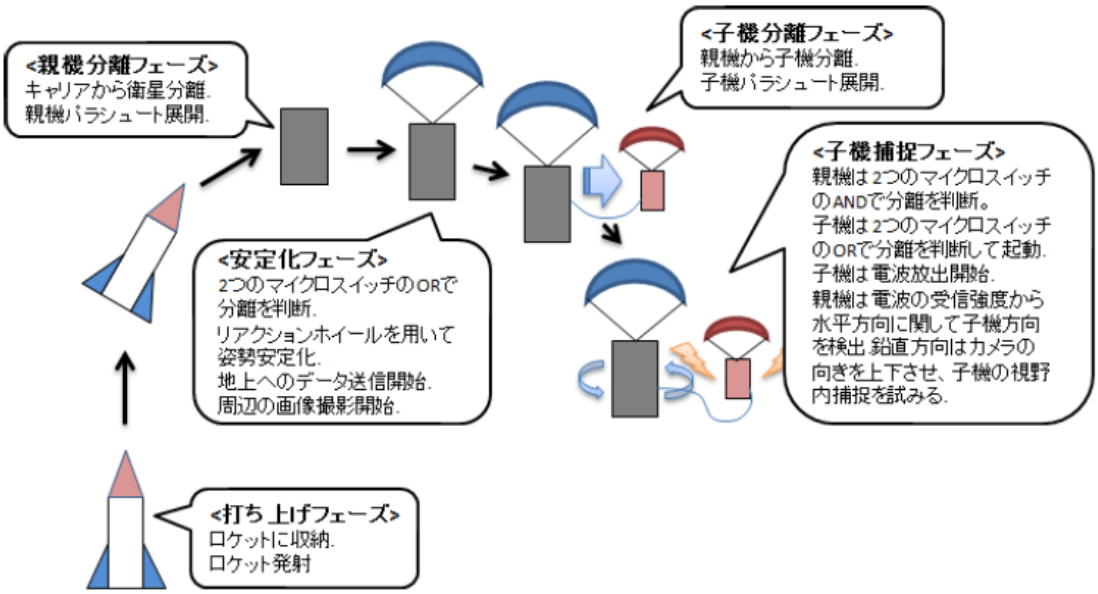

図 5　シーケンス概念図

2.4　制御方法

親機は子機を放出するまでに自機の角速度を減衰させるための安定化制御、子機の波強度を取得し子機のほうへ機体全体をアジマス方向に指向する指向制御、子機の写った画像を基にカメラのエレベーション方向を子機へ指向させるカメラ用サーボモーター制御の３種類の制御システムを搭載している。

- **安定化制御**
  - 親機の角速度が 60deg/s を超える時は親機を静止させる向きにリアクションホイールを制御。
- **受信電波強度による子機指向制御**
  - 電波強度の移動平均をとり、前回の値より小さければ親機をリアクションホイールによって水平方向に逆回転させる
- **画像認識による子機指向制御**
  - 画像中の最も赤い点を子機と認識
  - カメラの中心に子機が入るよう、サーボモーターの仰角制御を行う。

3　工夫した点、良かった点

3.1　重量の軽量化

本衛星にはミッションの性質上、非常に多くの機器で搭載されているため、重量に関して予め以下のような見積もりを立ててからコンポーネントを開発した。

具体的には、

- 強度計算を入念に行い、構造の大半をプラスチックで構成し、必要な部分のみアルミや CFRP 材を利用した。
- 強度的に要求が緩い部分は穴を開けるなどして軽量化。(子機側面など。)
- 基板は素子を最小限の大きさに創り、素子やパターンのない部分は穴を開けて軽量化。

といった対策を行い、最終的な重量測定値は 1020kg 程度となった。

表 1　重量配分表

パラシュート	100
子機	200
電池	80
GPS	10
RW	170
レートジャイロ	15
通信機・アンテナ	40
テザー	5
メイン基板	100
計装・構造	300
合計	**1050**

3.2　予算の管理

本ミッションでは実質 CanSat２台分であるため、予算の削減も一つの課題であった。そこで、出費を最小限に抑えるために、

- 企業のサンプル品の利用。(ex：GPS)
- 研究室の物品利用。(ex：ジャイロ)
- 強度計算をあらかじめ行うことによってコストの高い CFRP の利用を最小限にする。

というようなことを徹底し、コストを大きく削減して与えられた予算内に収めることができた。その結果、主要なコンポーネントに関してはFM＋バックアップ品を用意することができたので、衛星のロストによるデッドバッテリー等に現地で対応することができた。

3.3　強度試験の実施

重量 1kg という制約を満たすために、構造をほぼ全てプラスチックで作ったため強度に不安があった。衝撃試験、振動試験、パラシュートの開傘試験などの強度試験の比重を多くし、開傘衝撃などで破壊しないかの検討を十分に行った。衝撃試験で構造が破壊することがたびたびあったが、本番のフライトではパラシュートの展開、制御履歴の取得を確実に行うことができた。

4　成果

4.1　打ち上げ結果

＜打ち上げ一回目＞

- 打ち上げ状況
  - 打ち上げ日時：2010/9/14 17:00 ごろ
  - FM カメラおよび予備カメラの現地故障によりカメラ非搭載
  - 子機 FM 基板の不具合のため，子機メイン基板は EM 時の物を使用
- フライト状況
  - 親機の展開、子機の分離に成功
  - リアクションホイールの制御、受信電波強度の履歴に成功
  - 親機と子機をつなぐテザーが子機のパラシュートに絡まり、子機のパラシュート展開に失敗。→２回目にフィードバックをかける。
  - 親機からの電波を地上局で受信できず，フライト中のデータダウンリンクは失敗。

図 6　打ち上げ一回目の回収時の様子

- 取得データ分析
  - フェーズ移行履歴（分離履歴）

    記録では親機電源が投入されてから 100 秒後に子機の分離を検知，子機捕捉フェーズに移行しており、保存データからも分離の成功を確認できた。
  - GPS 捕捉履歴

    親機起動後 200sec ごろまでは衛星捕捉数が増加しているが，その後 900sec ごろまで衛星の捕捉が出来ていない。 これは、リアクションホイールの出力が大きくなると、GPS の動作が異常になる現象が見られたため、リアクションホイールの制御を優先して OBC がその都度 GPS をリセットするようにプログラムを組んでいたためである。

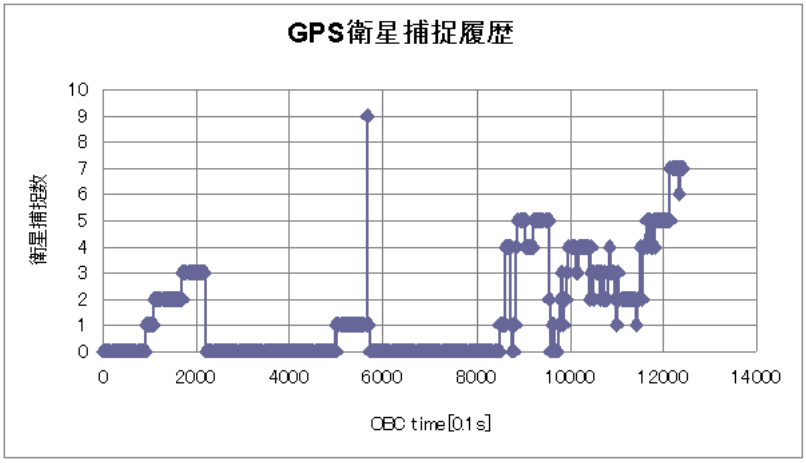

図 7　GPS 衛星捕捉数の推移（0sec はキャリアから親機放出後の OBC 起動時）

  - 親機姿勢制御履歴（図 8 参照）

    打ち上げ 1 回目ではカメラを搭載していなかったため，親機の姿勢制御として行ったのは，安定化制御，及び，受信電波強度による子機の方向への指向制御、の 2 種類の制御である。図は親機が受信した子機の電波強度の履歴とリアクションホイール出力の履歴を示したものであり、制御履歴から以下の点について確認でき，予定した制御が行われていたことが確認できた。

    ① 受信電波強度上昇時にはリアクションホイールは回転方向を維持

    ② 受信電波強度低下時にはリアクションホイールは回転方向を逆向きに制御

    ③ ジャイロの出力値が閾値±60deg/s を越えると、角速度を抑える方向にリアクションホイールを制御。また、この制御は受信電波強度による制御よりも優先されるため,ジャイロの出力値が閾値を越えた直後は、受信電波強度による子機制御のロジックに沿っていないことが見て取れる。

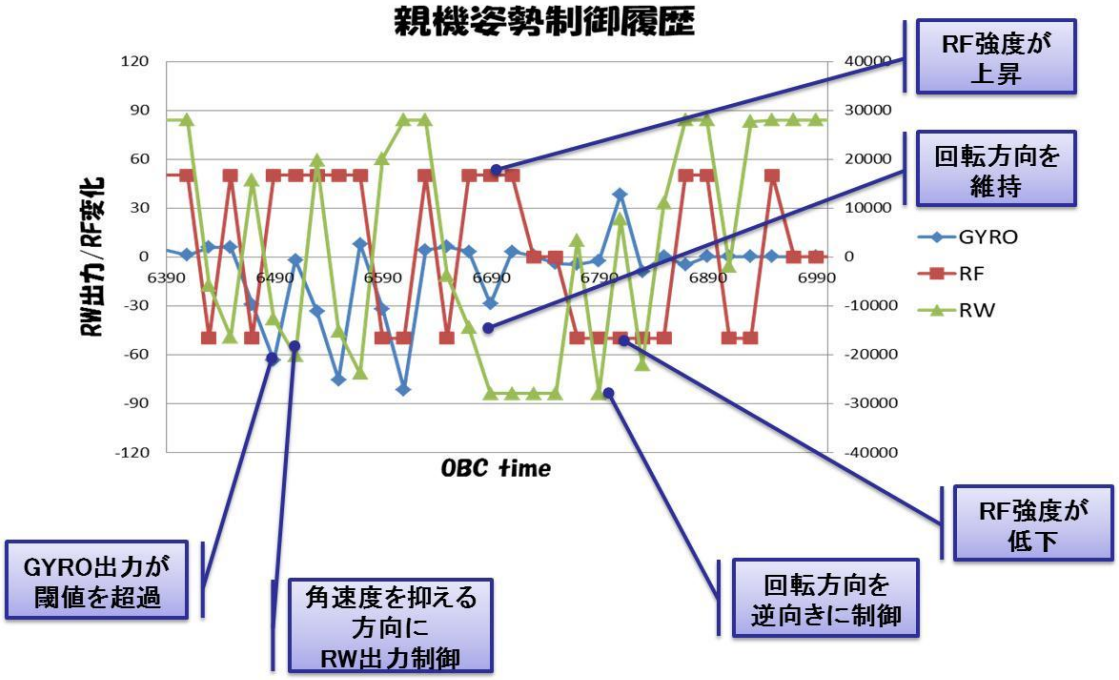

図 8　打ち上げ 1 回目制御履歴

4.1.2　打ち上げ 2 回目

- 打ち上げ状況
  - 打ち上げ日時：2010/9/16 18:00 ごろ。一回目のフライトで衛星をロストし、探索に丸二日を要した。
- フライト状況
  - 親機、子機分離成功。
  - 子機のパラシュート展開に成功
  - 電波強度、ジャイロ、リアクションホイールの制御履歴の取得に成功
  - 打ち上げ 1 回目同様，親機からの電波を地上局で受信することが出来ず。

図 9　打ち上げ 2 回目の回収時の様子

- 取得データ分析
  - フェーズ移行履歴（分離履歴）
    子機分離後の子機捕捉フェーズへの移行履歴が保存されており、2 回目の打ち上げにおいても分離が正しく行われていることを確認した。
  - カメラ撮影結果
    故障したカメラに関して新しいカメラを現地調達したが、うまく動作せず画像データを得ることが出来なかった。
  - 親機姿勢制御履歴
    撮影に失敗したため，画像を用いたリアクションホイールの制御，及びサーボモーターの制御は行えなかった。このため，打ち上げ 2 回目においても得られた制御履歴は電波強度による指向制御と安定化制御のみであった。

4.2　サクセスレベル

以下、予め設定していたサクセスレベルに基づいて ARLISS 本番で得られた成果について評価を行う。

表 2　サクセスクライテリアと達成度

	内容	結果
Minimum Success	ARLISSまでに地上制御試験（Full Success基準を地上で適用、ただし子機加減速は制御履歴のみ）に成功する。	○：各シーケンスにおける動作の確認を行うことができた。
	親機と子機が分離し、パラシュートの展開に成功したことを、マイクロスイッチの電圧情報の履歴および目視により確認する。	○：履歴と目視から分離を確認できた。
	親機が任意の画像を１枚取得する。	×：カメラの故障によりミッションを行うことができなかった。
Full Success	子機からの電波強度を測定し、親機がリアクションホイールを用いて 最大電波強度方向±30°以内（水平方向）のポインティングに成功したことをジャイロ、電波強度履歴によって確認する。	△：制御履歴から、リアクションホイールによる指向制御の確認を行ったが、検証方法の検討が甘く、±30degという定量的な評価が出来なかった。
	カメラを仰角方向にサーチして、子機の画像を1枚取得する。	×：カメラの故障によりミッションを行うことができなかった。
Advanced Success	ミッションシーケンス中に、常に子機を親機の撮影画像範囲内に収め続ける。	×：カメラの故障によりミッションを行うことができなかった。

5　今後の課題、感想

5.1　反省点

今回のプロジェクトの進め方に関する反省点として以下が挙げられる。

- 全体統合の不足
  - 全体を組み上げてソフトウェアを開発する時間が不足していた。複数の機器の処理時間、タイミングで干渉が生じたが、十分なデバッグ期間を確保することができなかった。
  - Mission の縮小の計画（子機の制御を断念すること）は当初から考慮してあったにも関わらず、判断が遅れてしまったために余計にスケジュールが厳しくなった。
  - カメラの故障も本質的な問題は全体統合の試験量の不足によるものと考えられる。（統合試験を重ねていれば同様のバグが発生しただろう）
- 通信機 XBee の通信距離の試験不足
  - 日本仕様の XBee で長距離通信が可能かどうか十分調べられなかった
    本来 Mission に直接かかわる部分でなかったため（CanSat の回収のために必要であった。）検討が甘かった。
  - 結果的に探索時間が増え、フィードバックをかける期間がなくカメラを動かすに至らなかった。
- チーム内での知識継承・共有
  - 知識と経験が豊富な M2 の開発量が多くなり、また B4 などに教える時間を十分に確保できなかった。

5.2　今後への活かし方

今回の CanSat プロジェクトでは，ミッションの設定から始め，そのミッションを達成するために必要となる要求を分析し、必要なコンポーネント、各個人の作業といったところまで落とし込んでいく、システム設計の手法を実際に体験することが出来た．今回体験したシステム設計の経験は CanSat に限らず､プロジェクトを進める上で共通して生かしていけるものだと考えられる。

また、当初の予定よりも開発が遅れたことにより設計変更を余儀なくされたこと、統合状態でのソフトウェア開発の時間を十分にとれなかったこと、などからもスケジュール管理の重要性を再認識する結果となった。

5.3　謝辞

今回の CanSat プロジェクトを進めるに当たり、多くの人のお世話になりました。

まず、ロケットを打ち上げて頂いたエアロパックの方々に深く感謝致します。おかげで自分達の製作した CanSat がロケットによって高度 4km まで打ち上げられるという非常に

刺激的な体験をすることができました。

また、ARLISS 学生運営を引っ張って頂いた学生運営代表の皆さん、ARLISS 参加大学各位に深く感謝の意を捧げます。

そして、中須賀先生には大変お世話になりました。忙しい中プロジェクトの進行を見守り、渡米の際も強行スケジュールで駆けつけて下さり、ありがとうございます。

最後に、寝食共に過ごした開発メンバーに深く感謝致します。

今後、Kids Town 一同今回の経験を活かし、今後様々なプロジェクトに臨むに際し反省点を意識的にフィードバックをかけて実行し、社会に貢献していく所存であります。今回は貴重な体験を頂き、本当にありがとうございました。