

G-sat2 紹介資料

東京工業大学

CREATE-Cansat 班

目次

1.1 CanSat のミッション、目的.....	3
2.1 ミッション詳細.....	3
2.2 Cansat 構成.....	4
2.3 ミッションシーケンス	4
2.4 サクセスクライテリア	5
3 システム構成	5
3.1 プロセッサ.....	5
3.2 構造	5
3.3 リアクションホイール	5
3.4 通信	5
3.5 地上局.....	5
5. 開発進捗状況	6
6 今後の開発予定.....	6
7 最後に.....	6

「G-sat2」

1.1 CanSat のミッション、目的

東京工業大学ロケットサークル CREATE では 2012 年 3 月にハイブリットロケットでの打ち上げを目指しており、ロケットの開発を行うと並行してロケットのキャリアに搭載する機器として Cansat 「G-sat2」の製作を行っている。この資料はこの Cansat についての詳細である。

G-sat2 は 2011 年 3 月～9 月に東京工業大学松永研究室 B3 チームで開発を行っていた Cansat

「G-sat1」の後継機であり、G-sat1 と同様に自由落下による微小重力作成実験を行う。これは従来の微小重力環境作成コストの低減を目標とする。(G-sat1 で実施した中判フィルムによる高解像度写真撮影のミッションはある程度の成果が見込めたために G-sat2 では実施しない)

G-sat2 では G-sat1 で得られたデータおよび改善点を実施しより高精度な微小重力環境作成を目指す。

G-sat 2 ではほかに以下の目的も持つ。

1. サークルでの Cansat 制作体制の確立

G-sat2 は CREATE としては初の大掛かりな Cansat の制作であり、松永研 B3 チームで得られたノウハウを継承していく場の制作。

2. アウトリーチ活動の積極化

Cansat の知名度向上のために積極的なアウトリーチ活動を展開する。これは非研究室団体としての側面を生かす。(国内での Cansat 制作のおおよそ 9 割が大学の研究室によって実施されている。)

3. 共同開発の実施

Cansat に搭載するコンポーネントを一部 CREATE 以外の団体(SOMESAT)での開発とし、一つの Cansat 開発団体では開発の難しい内容を取り入れることにより、より完成度の高い Cansat を目指す。

2.1 ミッション詳細

G-sat1 では微小重力環境作成ミッションではロケット放出後に自由落下を行うことにより微小重力環境を生み出す実験を行った。G-sat1 では自由落下中の姿勢の安定は安定翼によって行ったのだが、しかしロケット放出時の衝撃による機体のロール軸方向スピンの発生、安定翼の取り付け精度の問題、Open-class サイズによる大きな Cd 値の問題があった。(詳しくは G-sat1 の報告資料を参照のこと)

これらの問題の解決法の検証を行うために G-sat2 で G-sat1 と同じく「自由落下による微小重力環境作成」をミッションとするものの、以下の改良を施す。

改良点① 空力設計の強化

G-sat2 では Open-Rocket を用いての機体の安定性設計を実施する。

改良点② 機体姿勢の能動制御

G-sat2 はロール軸回転制御のためのリアクションホイールの搭載を行い、機体の回転に伴う機体内部への遠心力の発生を抑える。

改良点③ 安定翼の強化

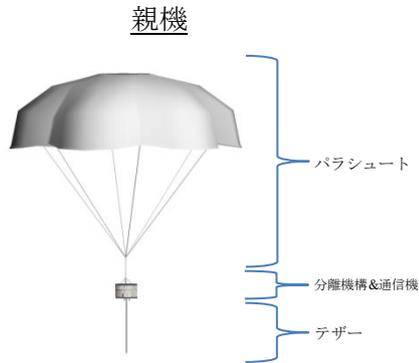
G-sat2 では安定翼の取り付け精度、剛性強化のために CFRP を用いた展開式安定翼を搭載する。

改良点④ 初期姿勢の安定

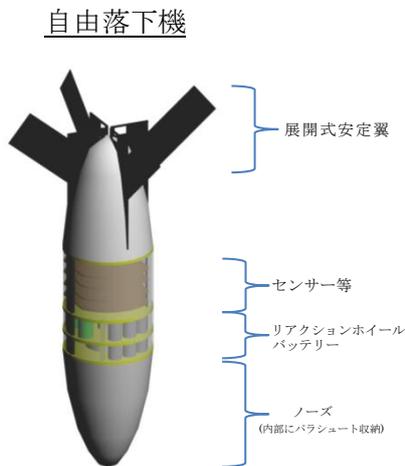
ロケット放出直後からの自由落下を実施せず、数秒パラシュートで降下させたのちに自由落下を行う。これのために機体は 2 機構成(親機・自由落下機)とし、親機から自由落下機を落とす。

2.2 Cansat 構成

上記のミッション達成のための Cansat の概略図を以下に示す。



サイズ：Φ95mm L60mm M200g
(分離機構&通信部のみ)



サイズ：Φ95 L350 M800g

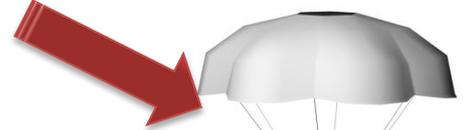
2.3 ミッションシーケンス

ミッションシーケンスの図解を以下に示す。



1. ロケット収納時

Cansat は翼とパラシュートを収納した状態でキャリアに収納される。親機のみ電源が ON となっている。



2. キャリアから放出直後

自由落下機はスプリングにより翼を展開する。親機はパラシュートを展開する。親機と自由落下機はアームにより結合されている。



3. 第一段階分離

タイマーの動作により親機のサーボモーターが動作しアームの結合を解除する。これにより自由落下機はテザーで吊るされた状態となる。また、自由落下機のフライトピンが引き抜かれ自由落下機の電源が ON となる。

4. 自由落下

タイマーの動作により自由落下機はテザーをニクロム線で溶断し、自由落下を開始する。また 6 センサーのデータ取得を行う。



5. パラシュート展開

タイマーの動作により自由落下機はノーズの結合をニクロム線で溶断しパラシュートを放出する。

2.4 サクセスライテリア

ミッションの達成度の指標となるサクセスライテリアの一覧を以下に示す。

	サクセスレベル内容 自由落下機	サクセスレベル内容 親機	評価法
Minimum Success	親機・子機の2段階分離	親機・子機の2段階分離	落下時の目視
	パラシュート展開	パラシュート展開	フライトペン動作記録 (in PIC EEPROM)
	自由落下時のセンサーデータ取得		ROMデータ確認
Full Success	第一段階分離～パラシュート展開におけるアクションホイールのセンサーデータに呼応する動作		PIC内EEPROM確認
	GPSデータEEPROM保存		EEPROM確認
Advanced Success		親機カメラでの撮影 (@落下中)	データ確認
		データダウンリンク	地上局データ
	SDカードへのデータ保存 (3秒間に0.3G (@自由落下中))		SD EEPROM

Fig2 サクセスレベル

3 システム構成

3.1 プロセッサ

G-sat2 親機ではメインのプロセッサに PIC12F1822 を使用している。G-sat2 自由落下機では 2 機のプロセッサを使用し、メインに SH-Tiny-7125 をリアクションホイール制御用に PIC12F1822 を使用している。

以下にプロセッサとその周辺機器を示すシステムダイアグラムを示す。

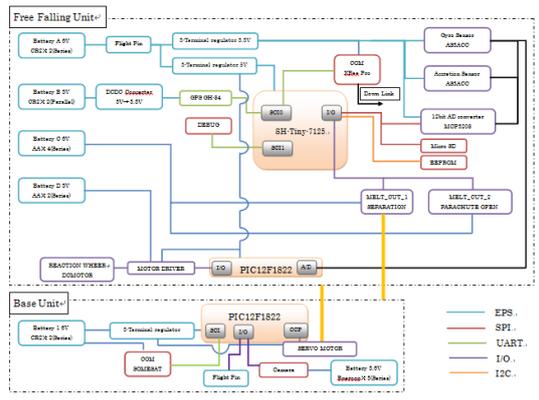


Fig3 システムダイアグラム

3.2 構造

親機の構造には支柱にジュラルミン、天板・底板には CFRP を用いている。分離機構にはレーザ加工機によるアクリル板を用いている。

自由落下機の構造には支柱にジュラルミン、天

板・底板・リアクションホイール周り・電池ボックスにレーザ加工機によるアクリル板、展開式安定翼に CFRP を用いている。ノーズには新聞紙を希釈した木工用接着剤に浸し、オス型に張り付け乾燥させたものに、建築用パテを塗ったものを使用している。

親機、自由落下機ともにパラシュートにはリップストップポリエステルを使用している。



Fig4 リップストップポリエステル製パラシュート

3.3 リアクションホイール

リアクションホイールはジュラルミンで制作した。モーターはタミヤ製の 3V 駆動のものを使用している。モータードライバーは大電流を流せることを目的とした FET とトランジスタによる独自のものを制作した。

3.4 通信

G-sat2 の親機にはソーシャルメディア開発プロジェクト(SOMESAT)で開発を行っている通信機を動作試験の目的で搭載する。

自由落下機には自由落下機の回収の補助のために GPS データをダウンリンクするための Xbee Pro を搭載する。

3.5 地上局

自由落下機からダウンリンクされた GPS データをマップにプロットする GUI を作成した。

5.開発進捗状況

現在(2012年1月15日)G-sat2親機ではEMの作成途中である。G-sat2自由落下機ではEMの作成を完了し、EMを踏まえてのデバッグ作と並行してFMの作成中である。

6 今後の開発予定

今後はG-sat2EMの完成とFMの制作、および各種動作試験を実施する予定である。

これまでの開発スケジュール、および今後の開発スケジュールをList1に示す。

List1 開発スケジュール

10月	活動開始
	ミッション定義
	BBM制作・動作確認
11月	EM制作
12月	EM制作
	MTM07参加
	九州工業大学WS参加
1月	EM動作試験
	電力耐久試験
	FM作成開始
2月	FM制作
	パラシュート投下試験
	振動試験
3月	カイトプレーン投下試験
	ロケットとのかみ合わせ
	本番打ち上げ

7 最後に

この資料をご覧いただきありがとうございます。
技術的な指摘・質問等がございましたら開発の参考とさせていただいたため、お手数ですが連絡をいただけるとありがたいです。

プロジェクトマネージャー
田中学