

指導教官：松永三郎
リーダー：木佐允彦
メンバー：秋山恭平・山隅允裕・石坂和也・森下拓往・松下将典

【機体の紹介】

1. 基本データ

機体名：Tom&Jerry

機体構成：親機(Tom)と子機(Jerry)による 2 機構成。ロケットから放出後分離する。

搭載機器：分離機構、カメラ回転ジンバル (2 軸)、無線機 (親機 1 台、子機 1 台)

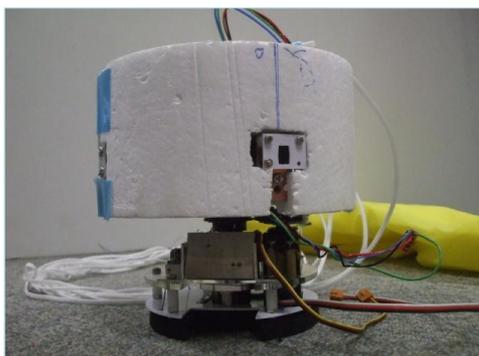
搭載センサ：組込みデジタルカメラ、サンセンサ(4 基)、GPS センサ (親機 1 基、子機 1 基)、ジャイロセンサ



外観 (親・子結合時)

基本スペック	
質量	1047g(直前軽量値)
消費電力	2W(定常) 5W(瞬間最大)
搭載電力	10.2Wh
通信回線	親→地上局 子→親 子→地上局
ジンバル回転角	360°
搭載センサ	GPSR、サンセンサ×4 ジャイロセンサ Jpegカメラ
カメラ画像サイズ	640×480

基本スペック



外観 (親機単体)



外観 (子機単体)

2. ミッション

メイン：子機撮影ミッション

親機・子機が分離後しばらくは、本機のメインミッションである親機搭載カメラを用いた子機撮影ミッションを実施する。ミッションの流れは以下の通りである。

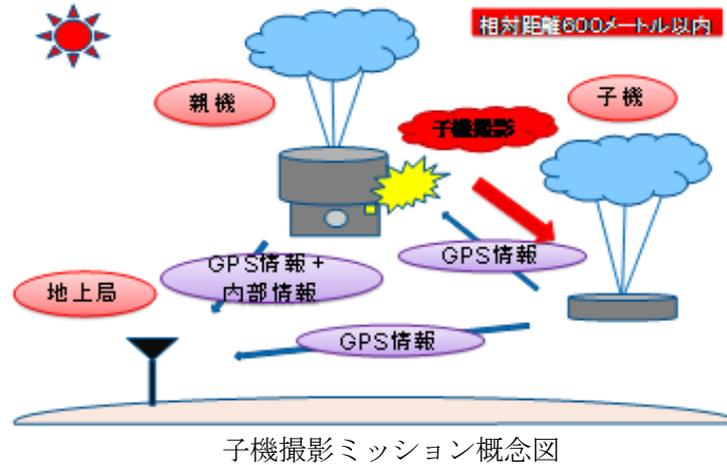
- I. 子機から送信される GPS データを、親機で無線受信する。
- II. 親機はサンセンサの値から自機が向いている方位を算出する。
- III. 親機は自機の GPS データ、算出した方位角および子機から送られてきた GPS データから子機の相対的な方

向を計算する。

IV. 算出された方向をカメラが向くようにジンバル機構を回転させる。

V. シャッターを切る

子機撮影ミッションでは、親子間距離が、カメラ画角と画素数から計算した値 600mの範囲内にある限り、上記IからVを繰り返して実施する。ミッションの概念図を以下に示す。本ミッションは搭載したすべての機器が正常動作して初めて成功するミッションである。そのため、子機撮影ミッション以外にもサブミッション①~③を実施する。



サブ①：パノラマ撮影ミッション

カメラを機体中心軸回りに一周させることによって、パノラマ動画を撮影する。カメラ回転機構、カメラによる動画撮影の正常動作確認を目的とする。

サブ②：指向撮影ミッション

姿勢決定結果を用いて、砂漠のキャンプ地点（予め位置データを入力）にカメラを指向させ、写真を撮影する。姿勢決定、カメラ回転機構、カメラによる写真撮影の正常動作確認を目的とする。

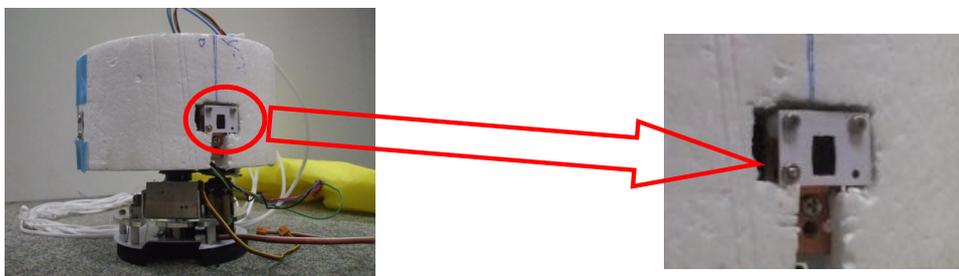
サブ③：地上撮影ミッション

親機が指定高度以下になったら、カメラを鉛直下方に向け、写真を数秒おきに撮影し、地面に徐々に近づいてくる様子を撮影する。カメラによる写真撮影の正常動作確認を目的とする。

3. 特徴技術

① サンセンサを用いた姿勢決定

下記のように親機はサンセンサを4基搭載している。本センサは1次元 PSD 素子を使用して独自に手作りしたものである。これらを用いて以下の手順で自機の向いている方位を算出する。



I. 4つのサンセンサからの出力を比較して自機に対する相対的な太陽方向を算出する。

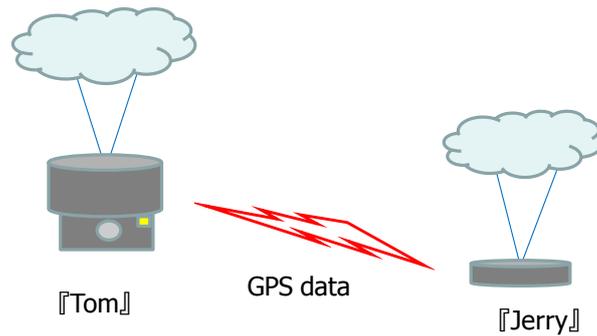
II. GPS 時刻データから太陽の位置を計算する。

III. GPS 位置データから太陽の絶対的な方向を算出する。

IV. Iで計算した方位と IIIで計算した方位を比較して自機が向いている方向を算出する。

②衛星間通信

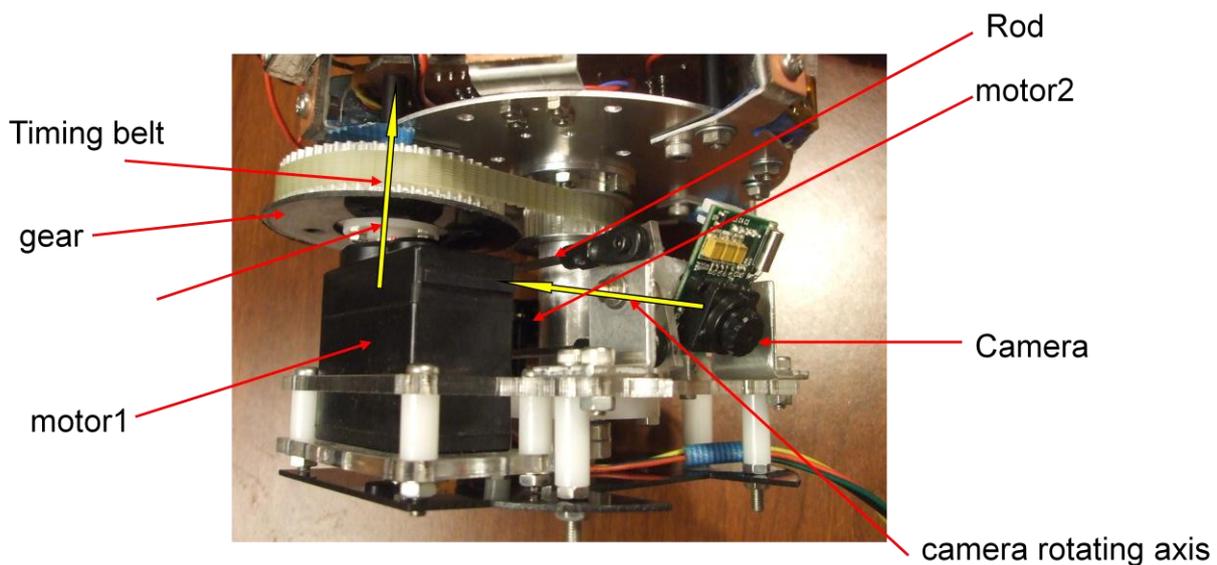
子機の位置情報を親機に伝達するために、本研究室としては近年試みられていない衛星間での無線通信を実施する。



親子間通信

③カメラ回転ジンバル機構

カメラを指定した方向に向けるために 2 軸のジンバル機構を有する。ジンバル全体を回転させる軸(table rotating axis)は 360 度の回転を実現するためにサーボモータの出力をギアおよびタイミングベルトを使用して 2:1 で加速している。一方カメラのみを回転する軸 (Camera rotating axis) では回転角は 90 度程度で十分であるため、ロッドを使用した回転方式を採用している。以下にカメラ回転ジンバル機構の拡大図を示す。



カメラジンバル機構拡大図

【苦労したこと・工夫したこと】

①開発体制に関する工夫

CanSat プロジェクトの特質としては以下のような点が挙げられる。

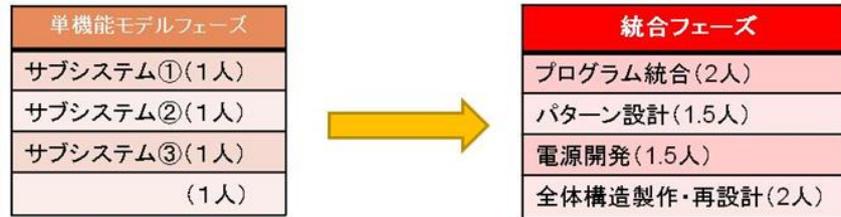
- ◆ 開発期間が短い
- ◆ 開発担当は未経験者が多い
- ◆ 知識面で他人のフォローが受けにくい

以上の理由から、実際の衛星開発の人員・時間配分は CanSat プロジェクトにはそぐわないものと考えられる。これらの点を踏まえて、今年度の松永研究室チームは以下のように開発フェーズ・体制に関して工夫することとする。

- I. 開発を単機能モデルと統合モデルフェーズの二つに大別する。
- II. そのうち単機能モデルの開発フェーズに時間を割く。
- III. 単機能開発フェーズと、統合フェーズでは人員を再配置する。

IV. 電源系は省略し、統合フェーズで開発する。

V. 統合は切削基板にて実施する。



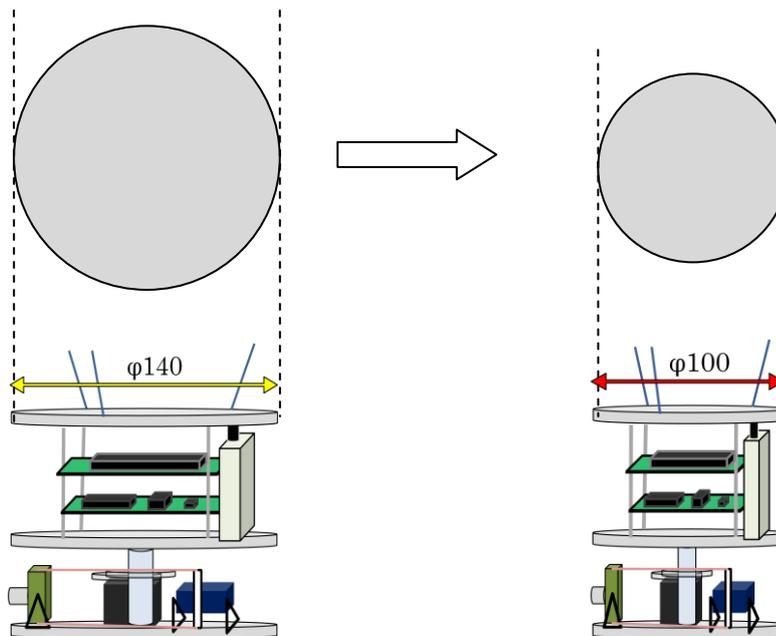
開発フェーズごとの人員再配置のイメージ

②質量管理の徹底

本衛星にはミッションの性質上、様々な機器が搭載されているので開発当初から質量の超過が懸念されており、質量の低減のために苦慮していた。そのため、適時質量管理表を更新し、必要に応じて設計への反映、設計変更を実施した。

設計変更の例：構体直径の縮小

構体の直径をφ140mmからφ100mmへと縮小した。OpenClassの機体の固定観念をとりさらった決定で当初不安もあったが、結果的にはぎりぎりでの質量規定への適合およびロケットキャリアへのスムーズなインテグレーションに貢献した。



③必要最低限の電源設計

本機の電気回路は、サーボモータ系、通信機系、小信号系からなっており、互いの電源干渉が予想された。そのため、それぞれの系統に専用の電池を割り当てることで、未然に電源干渉を防ぐ設計とした。一方で質量的な制約から電池は極力軽いものを使用することが求められ、そのため小型でエネルギー密度の高いリチウム電池CR2を各系統に1つのみ(小信号系は2個並列)割り当てることで対応した。

しかし、小信号系電源系統内では、OBCとして使用したFPGAの消費電力が思いのほか大きく、カメラ素子に対して電源的に悪影響が出ることが確認され、正常動作させるのに苦労した。また、配線を細く取りすぎた部分がありケーブルロスによる電源への影響も最後まで難しい障壁となった。

【成果】

以下では、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説明する。最も大きな成果が得られたのは、2009年9月16日に実施した、第二回のフライトである。第二回フライトで得られた成果は以下の通りである。

Minimum サクセス

ミッション	結果	評価
親機・子機の分離	2機の分離は行われていた	○
GPS センサデータの取得・保存	GPS でのデータ取得・保存（取得データ参照）が行われていたことを ROM より確認した	○
画像の撮影・保存	22枚の写真を撮影し SD に保存することに成功した（取得画像参照）	○
カメラ回転機構の動作確認	サーボ電源の電圧値（取得データ参照）に 1st Flight のような変化が見られないことから、動作の確認を行うことができなかった。	×

Middle サクセス

ミッション	結果	評価
親機・子機間の SRLI 通信	子機のテレメトリを受信し、相対距離・子機方向の導出を行っていた	○
太陽センサの動作確認	データ取得・保存には成功した（取得データ参照）が、不備あり	△
動画の撮影・保存	動画撮影は実施していない	×

Full サクセス

ミッション	結果	評価
センサデータからの姿勢決定	姿勢角の値が発散している個所が目立つため、有意義な姿勢の特定には至っていないと考えられる	×
10秒以上の動画撮影	動画撮影は実施していない	×
カメラ回転機構による指向撮影	写真は撮影できたものの、目標物（キャンプ）は映っていなかった	×

Advanced サクセス

ミッション	結果	評価
子機を動画に収める	子機の飛行写真の取得には至っていない	×

取得画像



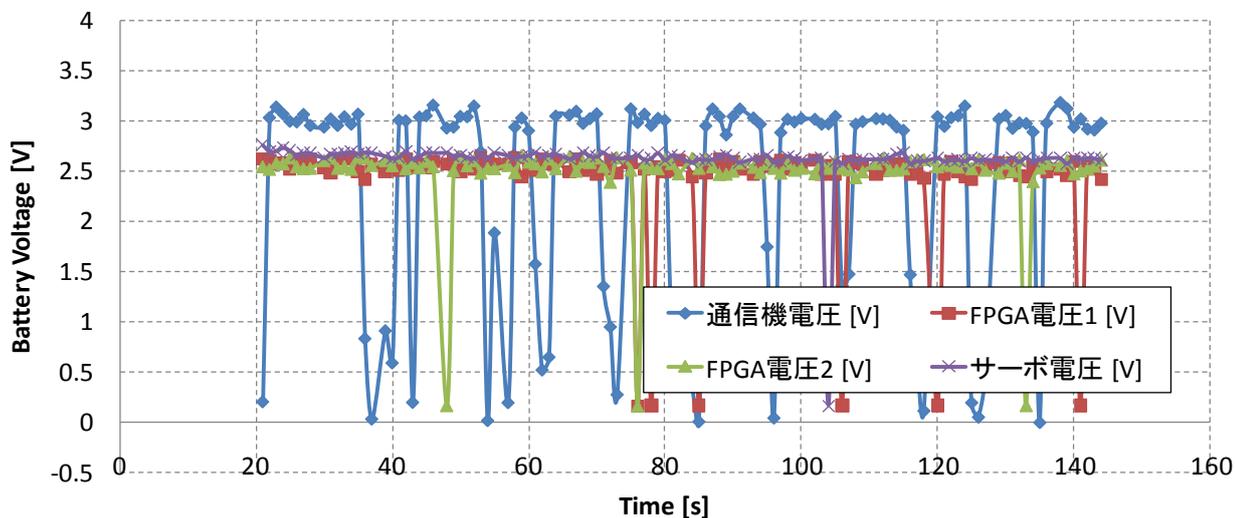


なお、2 番目の画像にはロケットのパラシュートと思われる像が写っている。画像から目則で判断すると機体から 100m 以上離れて写っているように見えるが、撮影時間は放出から約 2 分 30 秒後であり、高度差が画像から判断できる程度に開くのは十分考えられる。

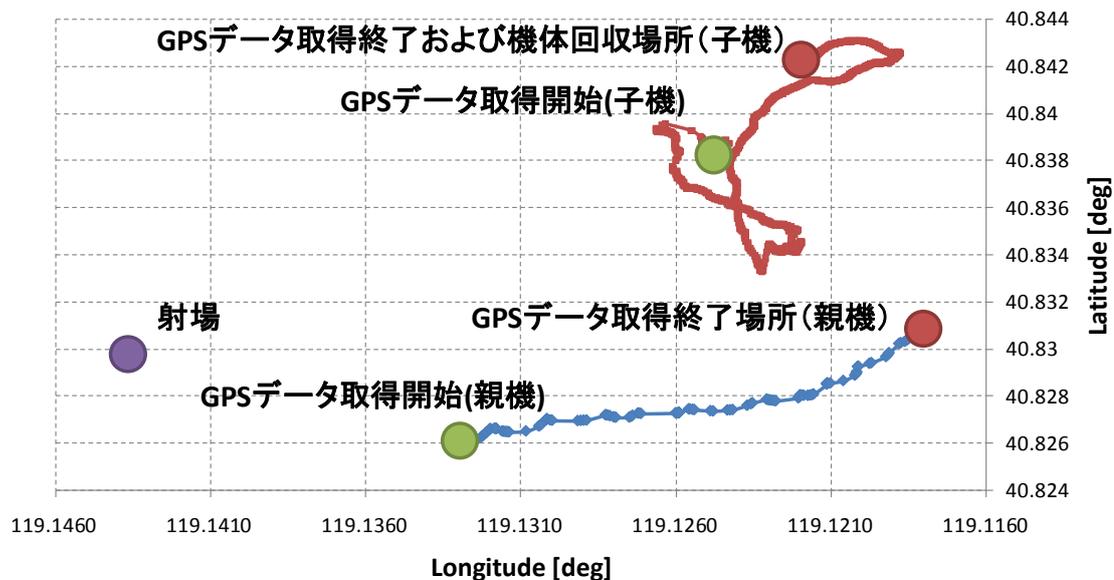
取得データ

バッテリー電圧値

親機の駆動に必要な 4 系統のバッテリー電圧値を示す。サーボ電源の電圧値（図中の紫）が定常値からあまり変化していないことが分かる。そのため、本フライトではサーボモータが正しく駆動していなかったということが考えられる。なお、それぞれの電圧値については、短期間での変動はあるものの、長期的な変動（放電によるバッテリー電圧の低下）はあまりみられない。

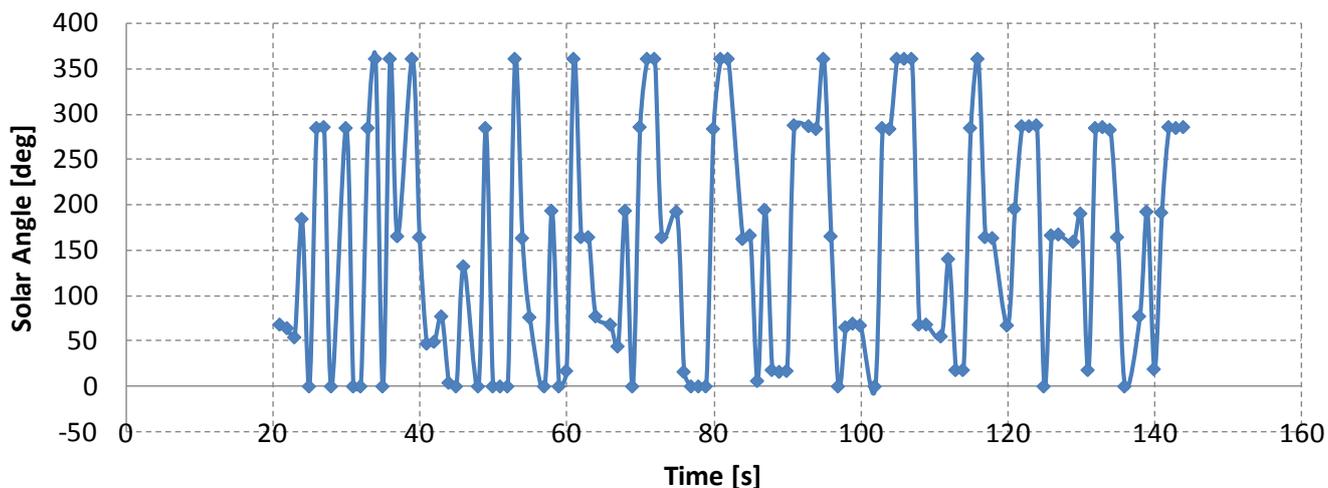


GPS 位置データ



サンセンサ

親機に取り付けられた太陽センサの値より計算された太陽方向角の値を示す。大きく振れているデータから分かるように、太陽方向角は正しく出力されていない。これはサンセンサのうちのひとつの電圧増幅回路が故障しており、正しい値を出力していなかったのが原因である。



【今後の課題・感想】

プロジェクト全期を通じて難しい開発の連続ではあったが、メンバーが納得できる機体開発が行えたと考えている。しかし、成果としてはミドルサクセスが達成できたかどうかというところで、ARLISS 本番の難しさを改めて実感する結果となった。やはり、機体が完成しいつでも動作試験ができる状態（例年の CanSat における完成レベル）を現実的に見ても出発 10 日前には作り出せるスケジュールをどんなに苦しくても策定し、守るべきであるということが言えると思う。

今後は、ARLISS 本番では実証することができなかつた我々が手作りで製作したサンセンサが正しく機能するかということを変更して実験によって確認し、松永研究室が現在開発中の人工衛星「TSUBAME」に搭載できるよう検証を行っていく予定である。また、現在 CanSat 開発報告書を参加メンバーを上げて執筆中であり、これを通して、反省点のフィードバック・ノウハウの継承を行っていく。さらに、ARLISS に参加した東工大 3 チームの合同反省会・報告会を 10 月 21 日に実施し、さらに広い視野においてこの半年間のレビューを行う予定である。

CanSat は終わってからその反省の過程でも大きな収穫を得られるものと考えている、あと 2 週間程度は説明したような報告書の執筆、報告会に向けた準備を行うことで、なし崩しにではなく、きちんと総括した上でプロジェクトを終えたいと考えている。