

ARISS2011 報告書

九州大学 宇宙機ダイナミクス研究室 “team IDEA”

2011/10/14

PM 土井彰

[所属] 九州大学 宇宙機ダイナミクス研究室

[メンバー] 土井彰(M1)、チン・オウジェ(研究生)、池村晋吾(B4)、中庭好崇(B4)

[指導教官] 花田俊也(准教授)、平山(助教)

1. はじめに

1.1. プロジェクトの背景と目的

本研究室では昨年度3月より、相乗り小型副衛星を利用した微小デブリ環境モニタリングネットワークの構築を目指すアイデアプロジェクト（正式名称:The Project for In-situ Debris Environmental Awareness (IDEA)）を立ち上げた。上記の小型副衛星の開発に際し、シングルイベントの発生などのために、取得するデータに誤りが生じることを避けるため、データ処理系には高信頼性を担保する冗長系を組む必要がある。しかし、冗長システムであることは、同時にシステムが複雑になることを意味し、理論的にその機能を検証することは難しく、実機あるいは同等の機能モデルによる検証が不可欠である。また一方で、学生が衛星設計を行うに当たり、新たに研究室に配属された学生は衛星を構成するシステムやものづくりの基礎知識が乏しいので、プロジェクトの計画立案から整備、運用・実施、撤収に至るライフサイクルを体験学習させる機会が不可欠である。

以上のことを踏まえ、今年度の CanSat プロジェクトでは、新たに配属された学生4名が C&DH サブシステムに設計中の衛星と部分的に同じものを用いる CanSat を開発し、その製作過程や運用において、システムのもつメリット、デメリット、及び問題点を実践的に確認することを目的とした。CanSat と実際の衛星で実際の C&DH の構成物は異なるが、何かしらの受け取ったデータを処理し、任意のコンポーネントにそのコマンドを送るという役割は同じであり、実践的な機能検証を CanSat で行うことで、その結果を衛星プロジェクトでの C&DH 設計に還元することができる。

1.2. ミッション定義

目標達成度を評価するサクセスレベルを表1に記す。着陸時のローバー機構の分離、分離後のローバー機構による走行、バスシステムによる一連のシーケンスの制御をもって C&DH サブシステムの機能実証を行う。なお、多重化冗長システムは、時間の経過

にしたがいシステムの保証される信頼度が低くなるという特性があるため、検証には CanSat の稼働時間が長いほど望ましい。よって、CanSat はより長いミッション時間を確保できると考えられる自律制御走行による帰還を行うこととした。

表 1 サクセスクライテリア

	項目	評価方法	[%]	
ミニマムサクセス (高信頼性システムの 検証)	籠から脱する	1	70	10
	着地、またはスタックした時の衝撃により構体、もしくは電子機器類が損傷し、走行が不可になること、またはGPSデータとモータ制御履歴の取得が止まることが起こらない	1		10
	GPSデータとモータの制御履歴を15分以上、もしくはは目的地に到着するまで取得する	2		10
	同等のセンサ(GPS、加速度センサ)入力値に対して、差動電圧伝送の場合は、それを採用しない場合と比べて、どれほど伝導ノイズ耐性があるかを確認する	2		10
	差動電圧伝送による耐ノイズについて、開発過程で生じた難しさと利点を4点以上挙げる	1		5
	同等のセンサ入力値を与えた時に、三重冗長系のマイコンのひとつにシングルイベントを模したエラーを発生させた場合、エラーがない場合と比べて、ROMIに記憶される各出力値(モータ制御量、GPSデータ、3軸加速度データ)がどれほど同等になるかを確認する	2		10
	同等のセンサ入力値を与えた時に、三重冗長系の場合、一重冗長系と比べて、ROMIに記憶された各出力値がどれほど同等になるかを確認する	2		10
	三重冗長系について、開発過程で生じた難しさと利点を4点以上挙げる	1		5
	フルサクセス (高信頼性システム による制御走行)	マイコン及び基板を含む処理系のエラーで走行が止まらない		2
制御の有意性を示す、すなわち制御が目的地に向かうものであることを確認する		2	10	
5cm以下の溝でスタックしない		1	5	
CanSatが着陸してから15分以上走行した後に動きを止めるまでGPSデータとモータ制御履歴を保持し続ける		2	10	
アドバンスドサクセス (高性能の実証)	着陸地点から目標地点までを直線で結んだ経路から40m以内幅を走行する	2	20	10
	目標値からGPSの位置誤差20m以内に到達する	1		10
評価軸 1	目視による確認			
評価軸 2	ROMIによるデータ確認・解析			

2. CanSat 機体について

2.1. 主要諸元

図 1 に製作した CanSat の走行時の外観を、図 2 にロケット収納時の外観を示す。上述した理由から製作した CanSat はローバータイプである。図 2 に示すような形態でロケットに搭載された CanSat は、パラシュートにより降下し着地判定を行った後に、ニクロム線に電流を流すことで CanSat を包んでいる筐体を締結しているテグスを焼き切り、筐体から脱出し図 1 に示すような走行時の形態となる。純粋なローバータイ

プ CanSat の開発は本研究室ではまだ例がなく、ローバー製作のノウハウが不足していたことや、開発メンバーが研究室内の他プロジェクトに拘束され、開発を本格的に始めたのが 7 月中旬であったことを考慮し、これまでに ARLISS でよい成績を残した CanSat の外観を参考にし、機体設計を行った。

表 2 に機体の主要諸元を記す。また、図 3 にシステムダイアグラムを示す。表 2 に示すように、ロスト及びスタック対策として、モータとギアボックスには出力の高い製品を採用した。三重冗長系やモータなどから来る電力要求値に対して、ARLISS レギュレーションの重量制限を顧慮した結果、電源には重量当たりの電力が高いリチウムポリマー電池を採用した。モータ及び電池は 7.4V、1100mAh のものを 2 つ直列 CanSat の処理系、Xbee、及びモータについて 1 時間半の連続動作試験を行った。モータに関しては、通常走行を仮定した回転速度で駆動させた。その結果、全ての機器が 1 時間半の間、問題なく動作することを確認した。走行速度は地上試験で実測したところ、最高速度でおよそ 6m/s であった。その他にも、ロケット打ち上げ時の環境を想定した 10G の環境下での振動試験や、Xbee を介した GPS データの通信試験、気球による落下衝撃試験などを行い、本番に備えた。

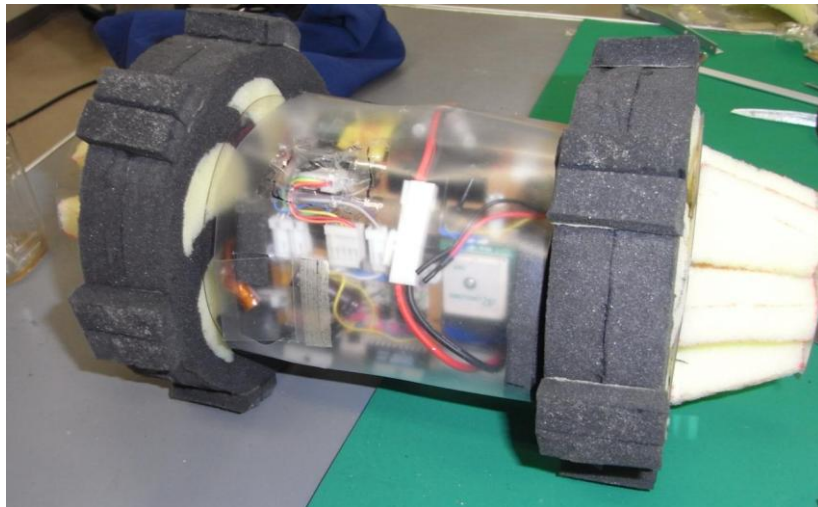


図 1 CanSat 機体外観 (走行時：正面)

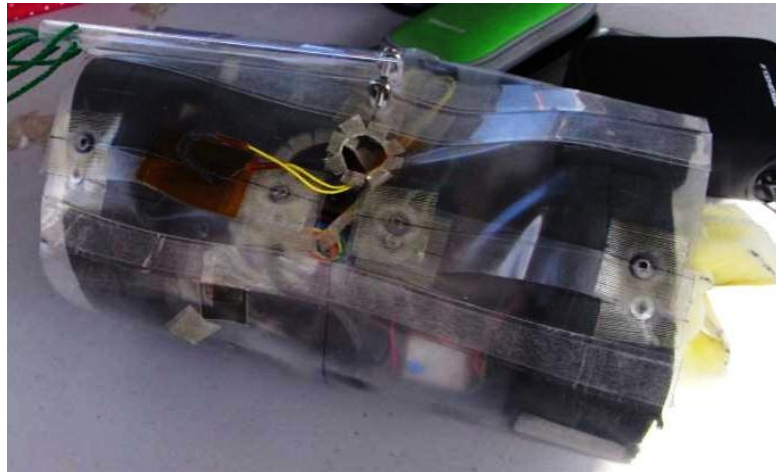


図 2 CanSat 機体外観 (ロケット収納時)

表 2 機体主要諸元

カムバック方式	ランバック (ローバー)
重量	1032 g
電源	Li-po (by Hyperion) 1100 mAh, 7.6V ×2, 450 mAh, 7.6V×1
Motor & Gear	Maxon-A22(558 rpm/V) & GP22-A(ギア比 19:1) (社製)
マイコン	H8/3664F×3
メモリ	EEPROM
走行速度	(Max) ≈ 6m/s
連続稼働時間	1 時間半以上 (実測値)
タイヤ直径	180 mm(走行時)
ロスト対策	Xbee-pro を介した GPS データの送信

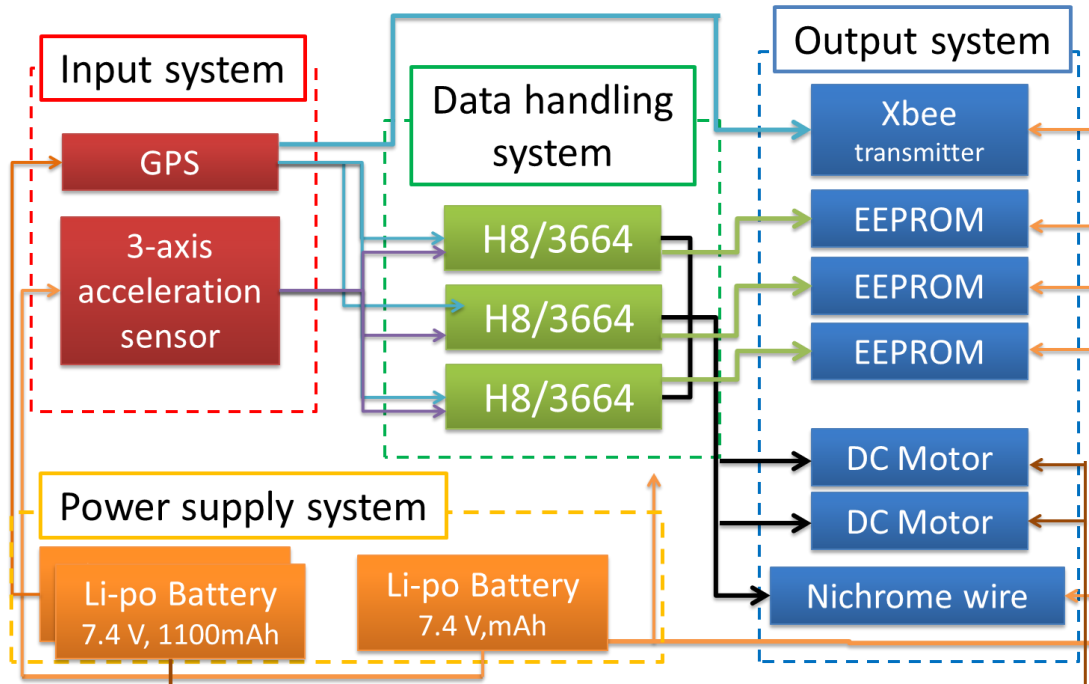


図 3 システムダイアグラム

ランバックの制御方式を図 4 に示す. 受信によって得られる CanSat の現在地の GPS データとあらかじめ計測しておいた目的地の GPS データを用いて, CanSat の進行方向と目的地方向のずれを計算し, そのずれが小さくなるように, 左右のモータの出力値を調整しながら走行する.

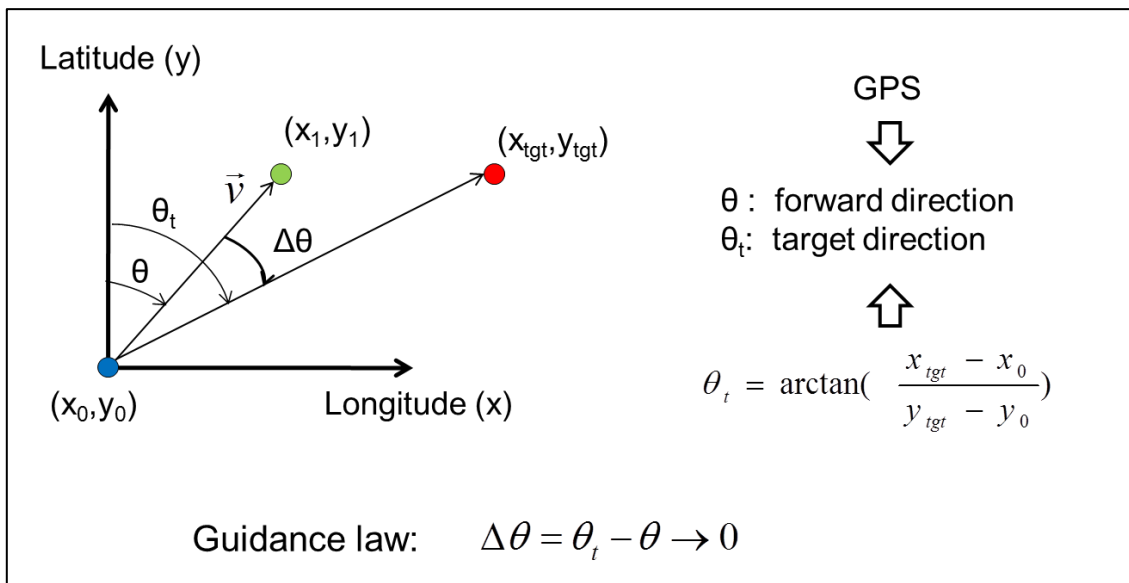


図 4 制御ロジック

2.2. 三重冗長系

図 5 に三重冗長系の概念図を示す。三つの独立したモジュールに同等の入力が与えられ、それに応じたそれぞれの出力を、多数決方式を用いてひとつの出力にして送信する。これにより、仮にひとつのモジュールが故障した場合でも機能を維持することが可能となる。また、多数決をとる部分には各モジュール以上の信頼性が求められるため、論理ゲートを採用した。

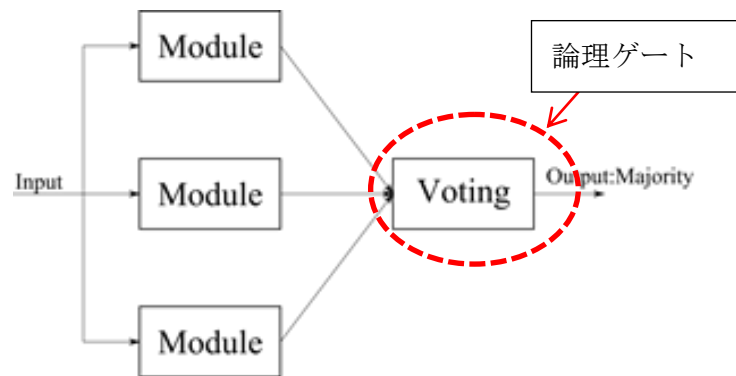


図 5 三重冗長系の概念図

実際に、製作した三重冗長系の基板を図 6 に示す。写真左側の基板が論理ゲート用の基板、右側の基板が 3 つのマイコンから成る信号処理部である。

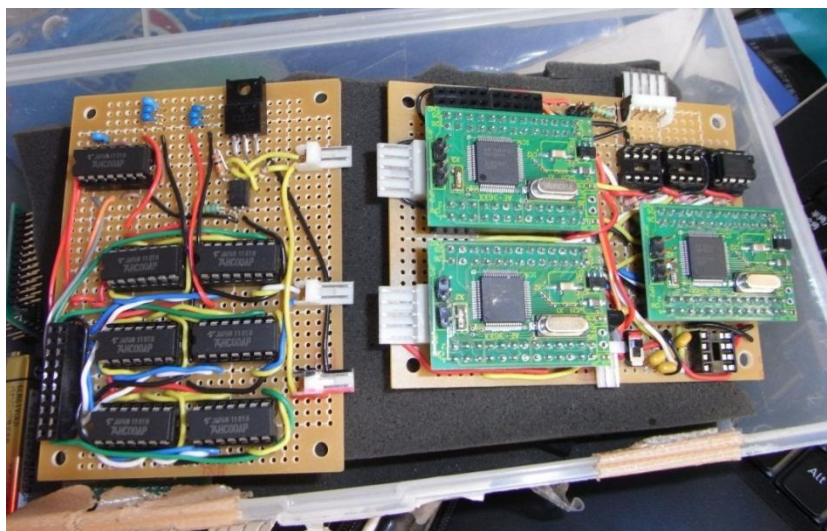


図 6 三重冗長系基板 (左: ロジック回路, 右: 信号処理部)

今回の開発を通して、以下の 3 項目が三重冗長系の特徴として得られた。

- 体積、質量の増加

当然のことではあるが、3つのマイコンを搭載するだけでなく、論理ゲートの基板も搭載しなければならないことから、処理系の体積、重量、消費電力は共に増加した。実際に開発した図 6 に示す基板は、300g 近くの重量となり、CanSat では空間を確保すること、および構体部分を軽量することに苦労した。

- 入力データのノイズ除去の必要性

加速度センサのデータなど、元の入力がアナログであるノイズのあるものでは、多数決をとる各出力値に大きなばらつきが生じるため、かえってデータ値の信頼性が確保できないという問題が生じた。この問題への対処として、コンデンサによるアナログフィルタを用いてノイズ除去を行った。これにより、各センサ出力値のばらつきをなくすことができ、データの信頼性を確保することが可能となった。

- クロック周波数の同期

上記の問題点に近い内容であるが、各モータへの PWM 形式の出力値についても、多数決をとるにあたり、各信号のクロック周波数にずれがあると、目標とするモータへの制御量が正しく出力されないという問題が生じた。この問題についても、コンデンサを用いて各出力値のノイズを除去することで同期性を大幅に改善することができ、目標とする値を出力できることを確認した。

- 多数決後のデータの保存

当初、各マイコンの出力データだけでなく、多数決をとり生成される出力データも EEPROM に保存し、出力値の比較を行う予定であった。しかしながら、文字コードを論理ゲートで多数決をとることは非常に困難であることが分かった。その理由は、パルス幅に個体差が出ることは避けることができず、各マイコンが全く同じ文字コードを同時に出力したとしても、電氣的に厳密に見れば必ず違う信号になってしまい、これによってデータが崩れるからである。しかし、この信号の電氣的な差異は小さいので、パルス幅を長くして、クロック周波数も十分に遅くし、クロックの立ち上がりから少し後に信号を読むという回路及びプログラムを作成すれば解決するのではないかと考えており、今後取り組んでいく予定である。

3. 結果

3.1. 運用実験 1 回目

現地で三重冗長系の基板を搭載して地上走行試験を行ったところ、CanSat の左右の

モータ出力が一定値をとり続ける現象が起きた。冗長系を用いない一つのマイコンから成る基板では、着地から走行およびゴール判定までの確認ができており、冗長系の基板でも、着地判定が正常になされることは確認していたが、統合試験はできていなかった。現地にて原因究明を行ったが、1回目の試験には改善が間に合わないと判断し、冗長系ではないマイコンひとつの基板で一回目の運用実験に臨んだ。

● 結果

ロケットで打ち上げられた CanSat は無事パラシュートにより図 7 に示すように、落下したが、着地後も動き出さなかった。また、CanSat 構体のアルミフレームにも一部ゆがみが生じていた。



図 7 実験 1 回目で発見された CanSat

● 考察

CanSat が動き出さなかった理由は、加速度センサを用いた稼働トリガーが入らなかった為であった。具体的には、加速度センサがある一定値以上の大きな加速度を検知した後に CanSat が動作するように設定していたが、使用した加速度センサは、許容範囲を超えた入力があると正常に動作しなくなる性質があったためであった。事前試験では、打上時の大きな加速度を模擬できないことから、2G 程度の加速度しか与えておらず、本番で失敗した後にセンサの詳細を調べてみて初めてわかったことであった。また、アルミフレームにゆがみが見られたことから、落下テストなどから想定した衝撃よりも、本番では落下衝撃が大きくなったことが考えられた。

3.2. 運用実験 2 回目

2 回目の実験に臨むに当たり、1 回目の運用実験の結果を考慮し、2 点設計に変更を行った。落下速度を下げるためにパラシュートの面積を増やすこと、および加速度センサに代わる稼働トリガーとして、フライトピンを取り付けることである。フライトピン

はパラシュートが開くときに外れるような方式を採用し、これにより、加速度センサによる稼働トリガーを使う必要がなくなるだけでなく、ロケット収納時に電源を消費しなくなるという利点も生じた。また、1回目の実験時に引き続き、本プロジェクトの主要な目的である三重冗長系基板の正常な動作に向けた、原因の究明も継続して行った。

しかし、実験の最終日の時点で、問題の原因となっていることが、三つのマイコンを他の機器と同時かつ継続的に動作させた時、その電圧の入力が設計値よりも大幅に低いために、電圧不足から各マイコンがモータへ継続的に正常な制御信号を送らないことであることが判明した。これが、三重冗長系の基板の特性なのか、基板作製上でのミスなのかは現在調査中である。三重冗長系の基板を積んで実験に臨んだ場合、マイコンが正常な制御信号を送れないため CanSat が制御走行せず直進し続け、自身の位置の GPS データの送信もできないこととなったため、こちらが実験後に CanSat を回収するのがほぼ不可能になると考えられた。よって、2回目も不本意ながら冗長なしの基板で運用実験に臨んだ。

● 結果

2回目の実験でもロケットは無事打上がり放出された。しかし、パラシュートによる降下ではなく、自由落下した。発見された CanSat の周りにパラシュートは見当たらず、CanSat は図 8 に示すような状態で静止していた。近くで観察してみると、追加したフライトピンは正常に外れていたものの、図 9 に示すように、ほぼすべての基板が割れるなどのダメージを負っており、電流も通っていなかった。構体アルミフレームもほとんどが曲がる、もしくは破断していた。また、タイヤ側面に付いていた横転防止用のスポンジも外れていた



図 8 実験 2 回目で発見された CanSat



図 9 落下衝撃で壊れた基板

- 考察

CanSat が自由落下した理由は、筐体をより大きくなったパラシュート展開時の衝撃などにより、筐体を締結していたテグスが意図せず空中で切れたことが考えられる。当初は、空中で着地判定を行ったために、落下中にニクロム線に通電させてしまったことが考えられたが、無事に回収できた EEPROM を解析したところ、着地判定はされていないことがわかった。よって、パラシュート展開時の衝撃でテグスが切れ、CanSat が自由落下し、着地の衝撃で基板が割れ、機能を失ったと推定される。

3.3. ミッション達成度評価

結果は前節で示したように、三重冗長系の基板を積んでいないだけでなく、CanSat は走行もしていないため、表 3 に記すように低い目標達成度となった。低い達成度になっただけでなく、専門的な知識の不足から、RS422 などの差動電圧伝送を CanSat に採用すること、伝導ノイズ耐性の確認、多数決をとったデータを ROM に保存することなど、難易度が高い、もしくは原理的に不可能に近い項目を設定してしまったことも大きな反省点である。

表 3 ミッション達成度評価

	項目	評価方法	[%]	
ミニマムサクセス (高信頼性システムの 検証)	籠から脱する	1	70	10
	着地、またはスタックした時の衝撃により構体、もしくは電子機器類が損傷し、走行が不可になること、またはGPSデータとモータ制御履歴の取得が止まることが起こらない	1		10
	GPSデータとモータの制御履歴を15分以上、もしくは目的地に到着するまで取得する	2		10
	同等のセンサ(GPS、加速度センサ)入力値に対して、差動電圧伝送の場合は、それを採用しない場合と比べて、どれほど伝導ノイズ耐性があるかを確認する	2		10
	差動電圧伝送による耐ノイズについて、開発過程で生じた難しさと利点を4点以上挙げる	1		5
	同等のセンサ入力値を与えた時に、三重冗長系のマイコンのひとつにシングルイベントを模したエラーを発生させた場合、エラーがない場合と比べて、ROMIに記憶される各出力値(モータ制御量、GPSデータ、3軸加速度データ)がどれほど同等になるかを確認する	2		10
	同等のセンサ入力値を与えた時に、三重冗長系の場合、一重冗長系と比べて、ROMIに記憶された各出力値がどれほど同等になるかを確認する	2		10
	三重冗長系について、開発過程で生じた難しさと利点を4点以上挙げる	1		5
	フルサクセス (高信頼性システム による制御走行)	マイコン及び基板を含む処理系のエラーで走行が止まらない		2
制御の有意性を示す、すなわち制御が目的地に向かうものであることを確認する		2	10	
5cm以下の溝でスタックしない		1	5	
CanSatが着陸してから15分以上走行した後動きを止めるまでGPSデータとモータ制御履歴を保持し続ける		2	10	
アドバンスドサクセス (高性能の実証)	着陸地点から目標地点までを直線で結んだ経路から40m以内幅を走行する	2	20	10
	目標値からGPSの位置誤差20m以内に到達する	1		10
評価軸 1	目視による確認			
評価軸 2	ROMIによるデータ確認・解析			

4. プロジェクト全体の反省

今年度の CanSat プロジェクトで、このような低い達成度になった要因はもちろん様々あるが、大きく分けて、人手のなさ、知識のなさ、見極めの甘さの3つがある。

まず、人手のなさであるが、メンバー全員が1章で述べたアイデアプロジェクトで衛星システム設計に本格参加していることから、CanSat 製作に取り組み始める時期が7月後半まで遅れてしまった。それだけでなく、8月中旬に九州大学大学院の入学試験があるため、本格始動した7月後半から8月20日ころまで、ほとんどの作業を構体、基板それぞれ1人ずつで行うことになった。今回のミッションで多くの挑戦がある基板系を、専門知識を持っていない人間が一人で担当することになったことは達成難易度を上げる要因になった。

知識のなさに関しては、3.3節で述べたようなミッション定義の段階からの問題である電子工作やプログラムに関する知識だけでなく、ARLISS に向けた各審査の流れや、

本番での移動や宿泊に関する知識の不足を大きく感じた。また、上述した人手のなさから、移動などに関して、十分に調査し準備する余裕がなかったため、現地で効率的に行動できず、余計な労力を要してしまった。直接的ではないにしろ、心身ともに充実した状態で本番に臨めなかったことも、低いミッション達成度となったことに大きく影響したと思われる。

最後に、見極めの甘さであるが、これは即ち、落としどころの見極めがうまくできていなかったということである。本研究室の例年の CanSat プロジェクトと比べて、人手と知識の不足があったことは明らかであるが、それならそれに応じたミッションの難易度を設定することはできた。三重冗長系を搭載することは、目的の関係上不可欠であったが、構体に関してはノウハウの少ないローバータイプではなく、ミッション時間は劣るものの研究室で開発のノウハウがあり、放出と同時にミッションを開始できる利点を持つフライバックタイプの採用に関して、より検討すべきではあった。また、開発過程においても、よい性能を持ったものを作ろうとするあまり、もしくは、どうにかしてこの問題をクリアできないかと、必要以上にあることに取り組み、結果として他の開発項目に取り組む時間が短くなる傾向もあった。これらは即ちマネジメント能力が不足していたということであり、CanSat プロジェクトに限らず今後の個人的な課題である。

5. まとめ

ミッション達成度は低かったものの、今回のプロジェクトと通じて、三重冗長系の開発ノウハウやシステムの特徴に関しては得られたものがあつた。また、開発に従事したメンバーは、大学の講義では得られないものづくりの基礎知識と経験を獲得できた。これらは研究室で進めているアイデアプロジェクトの今後に貢献するものであると考える。

謝辞

多くの大学を取りまとめ、大会を成功に導いていただいた伊藤様、須藤様を初めとした運営チームの皆様、及び先生方に感謝します。また、今回自分たちの CanSat を無事打上げ、放出して頂いた AeroPac の Eric さんと Allen さんに感謝します。そして、開発の際にアドバイスをいただいた研究室の皆様、部門電子室および鉄鋼室の職員の皆様に感謝します。皆様、本当にありがとうございました。