

UNISEC 03-15 東京工業大学 ARLISS プロジェクト 2003

○尾曲 邦之, 浅見 正, 宮澤 航, 東ヶ崎 優, 森田 幾太郎, 矢部 秀幸,
藤原 謙, 白田 武史, 大西 正志, 西田 健太郎, 佐藤 祐亮, 原 力,
松永 三郎

東京工業大学理工学部研究科 機械宇宙システム専攻 松永研究室
東京都目黒区大岡山 2-12-1
manatee@lss.mes.titech.ac.jp

概 要

東京工業大学, 松永研究室は 2003 年度の ARLISS 実験において, パラシュートとパラフォイルの両方を用いた二段階展開実験を行った. これは, CanSat がロケットから放出される際に, スピン状態に陥り, 制御不能となるトラブルを防ぐための基礎実験である. 良く調整されたパラフォイルは, バランス良く展開されることで, 安定した飛行を行うことができる. そこで, キャリアから放出されてすぐに展開する従来の方式を見直し, パラシュートによる降下中にパラフォイルを展開する二段階展開方式を採用することにした. これにより, 展開時に以前より強い空気力が加わり, バランスが崩れる前に素早くパラフォイルを展開することが可能となる. 本実験では, 複数の把持機構が同時に動作する分離機構を使用することで二段階展開を行い, 姿勢の安定化に与える影響について検討することを目的とした. また, 本年は初の試みとして, 研究室所属の前にした三年生有志を対象に, 夏休みの二ヶ月間を利用して 1 機の CanSat を製作させた. これは, プロジェクトによるものづくりを実際に体験することにより学習する教育プログラムの一環であり, CanSat の教育的な側面を確認するものである. 初の試みであったが 6 名の参加者が集まり, 350ml サイズの CanSat1 機を, 設計・製作した. 本論文では東京工業大学における ARLISS2003 の一連の活動を報告する.

Key Words: Two-step deployment, Parafoil, Parachute, Simultaneous separation, Education

1. 緒言

CanSat Project は, 1998 年にハワイで開催された第 1 回大学宇宙システムシンポジウム (USSS)において提案された小型衛星開発プロジェクトであり, 日本, 米国の多数の大学が参加している. 本プロジェクトは, 設計・開発・試験・整備・打ち上げ・ドキュメント管理・マネージメント等, 一連のプロジェクトを数ヶ月という短期間に行う, 国際的, 教育的, そして実践的な小型衛星プロジェクトである.

ARLISS は我々が製作した CanSat (350ml 缶サイズ衛星, もしくはその 3 倍の大きさの Open Class) を打ち上げる機会として, 米国ネバダ州のブラックロック砂漠で, 現地のアマチュアロケット団体

Aeropac Rocketry Organization の協力により開催されている. CanSat は小型ロケットに搭載され, 高度 4km で放出後, 10~15 分程度のパラシュート降下時間中に様々な実験を行うことができる.

2002 年より, 日本国内で熱気球を用いた実験 (Space Glider Competition, 以下 SGC) が開始されている. これは, 高度 300m 上空の有人熱気球から CanSat を放出するもので, ARLISS 実験とほぼ同等の目的をもつものである.

東京工業大学では, 1999 年からの ARLISS, 2002 年からの SGC の全ての大会に参加し, 新規技術の実証実験, 参加者個人の技術向上の場として, 2003 年までに合計 16 機の CanSat (うち 5 機が Open Class) を開発してきた.

2. Come Back Competition

2001 年の ARLISS 実験より、CanSat を目標地点からどれだけ近くに着陸させることができるかを参加各大学間で競い合う“Come Back Competition”がはじめられた。目的は完全に自律飛行で CanSat を回収する技術を確立することである。

この実験を通じて、自律航法による、着陸ミッション、ロケットの回収、災害時の地域探索、情報伝達、物資補給などへの応用が期待される。

2.1. GPS を用いた航法

2001 年には、はじめての Come Back Competition が行われ、東工大ではパラフォイルを用いた自律飛行制御ミッションを行った。2000 年に行った GPS 搭載実験の成果を踏まえ、CanSat 本体に GPS 受信機を搭載し、単独測位の結果を参照しつつパラフォイルを操作し、任意の地点まで CanSat を自律的に誘導制御した。

打ち上げ前に GPS 衛星の初期捕捉及び目的地の位置データを搭載 GPS 受信機で行い、目標位置をメモリに書き込む。放出後は、GPS 受信機からのデータをもとにパラフォイルを制御し、目的地まで飛行させる。今回使用した GPS 受信機は位置に加えて速度ベクトルも算出する。あらかじめ設定した目標位置の情報と、GPS 受信機から得られたデータを OBC で処理し、進行方向を表す速度ベクトルと、目標方向ベクトルを一致させるようにサーボモータを介してパラフォイルを操作する。

実験では、着陸地点は目標地点から 3.1km の距離であった。その後のメモリ解析の結果、放出後約 20 秒間ほどは目標地点まで向かっているが、突然無制御状態になり、落下していたことが分かった。構体を調査した結果、サーボモータの内部歯車が破損していることが分かった。これは、飛行中に受けた強風・放出時の衝撃などから、放出後約 20 秒後にサーボモータが破損し、無制御状態になってしまったと考えられる。

2.2 ふたつのサーボモータを用いた制御機構

2002 年の Space Glider Competition に向けて、我々はサーボモータを 2 個搭載することを決めた。当初の目的は、2001 年の ARLISS において問題となった点である、強い衝撃がサーボモータに直接加わってしまうを防ぐためであった。CanSat は、サーボモータがパラフォイルのラインを引くことで旋回する。従来は左右からのラインをひとつのサーボモータに取り付けていたが、この場合、パラフォイルからの衝撃もサーボモータに直接伝わってしまう。

左右にふたつのモータを使用すれば、モータがパラフォイルを引っ張る力は伝えながらも、パラフォイルがモータを引っ張る力を、構体が受けることが

できるようになる。

さらに、モータを 2 個搭載することにより、従来固定されていたパラフォイルの迎角も制御可能となり、旋回に加え、降下速度の調整も行えるようになる。実際には SGC は気球からの放出であり、それほど強い力が加わることはないと判断したため、パラフォイルからの力を緩和する機構は採用せず、制御の幅を広げるという点に留めた。

実験結果は、1 回目のフライトではパラフォイルがうまく展開されずスピン状態に入ってしまった。2 回目のフライトでは、強い風に流されながらも、目標地点に向かってサーボモータを操作していることが確認された。

3. ARLISS 2003 におけるミッション

2002 年の SGC 結果を見てもわかる通り、放出時にスピン状態に陥ってしまうことが、今までの実験や、事前試験において何度も発生していた。

パラフォイルの収納方法を含めて、様々な対策を考慮していたが、本年度の ARLISS では、違う視点から考察を行った。

3.1 放出後の安定性

パラフォイルの安定性は、主にパラフォイルと CanSat 構体を結ぶラインの長さに依存する。通常は、数十本のラインで結ばれるため、これらの長さを適切に設定することが、安定性を得るための重要な調整事項である。

通常は設定した長さに対する安定性を確かめるために、実際に放出する実験を繰り返し行う。

東工大チームでは、2001 年以降、毎年パラフォイルを利用しており、その安定性を学内や川原での試験で確認してきた。



Fig. 1
Code length Adjustment Test of Parafoil

Fig.1 は、多摩川で行った放出実験である。橋の上からパラフォイルを取り付けた CanSat 模擬構体を落下させる。この試験では、放出後に CanSat が直進

するか、降下速度は適切か、などについて確認を行う。

放出の際には、パラフォイルの大きさにあわせて1人ないし2人が、左右のパラフォイルが同時に展開するように、バランスよく放り投げる。パラフォイルは、それ自体を安定させるための振動減衰効果が小さく、放出の時点でアンバランスな姿勢で回転を与えてしまうと、降下中その振動が収まることなく落下してしまう。



Fig. 2 Spinning of Parafoil

Fig2 は、意図的に回転を加えて放出した時の様子である。具体的には、パラフォイルの左半分をさきに手を離し、左周りの旋回を与えて放出する。その結果、着地するまで旋回し続けた。一度与えられたスピンのなかな減衰しないことが確認された。

3.2 パラシュート用いた二段階展開機構

今回は、安定して放出されたことを前提に、パラフォイルのラインを調整した。このことは、キャリアからの放出の際に、パラフォイルがバランスよく展開されれば、その後の姿勢も安定し、十分にミッションを実行できることを示している。

そこで、2003年のARLISSでは、ロケットからの放出の際に姿勢を安定させ、確実に定常飛行に移行することを最大の目標として、以下のようなパラシュートとパラフォイルの両方を利用した二段階展開を提案した。

パラフォイルの展開は、前述の通り左右のバランスが良い展開が必要となる。このことは、強い空気抵抗を受け、展開時間を短くすることで実現できる。すなわち、ある程度速い速度で降下している時に行うほうが不安定状態に陥る可能性が低くなる。またラインの絡まりが少なくなるものと思われる。

本ミッションの流れは以下ようになる。まずロケットからの放出時は小型のパラシュートのみ展開し、メインとなるパラフォイルはベルトを用いて、展開しないように収納しておく。パラシュートとベルトは結合しており、フックを用いて衛星構体に取り付けられている (Fig. 3)。

比較的速い速度で姿勢が安定した後、分離機構を

用いてフックを切り離す。これによりパラフォイルを収納していたベルトは、パラシュートに引っ張られるように、衛星からはずれ、展開が完了する。フックを左右バランス良く切り離すことができれば、姿勢を乱すことなく展開を行うことができる (Fig.4)。

パラフォイル展開前にも、ある程度安定していなければ、ここに述べたことを充分実現することはできないが、パラシュートに方向性のないものを選び、中心付近に穴をあけることにより空気の流れをつくり、粘性摩擦を利用して減衰効果を高められるものと思われる。少なくとも、パラフォイルを直接展開するよりは安定した姿勢になっているものと思われる。

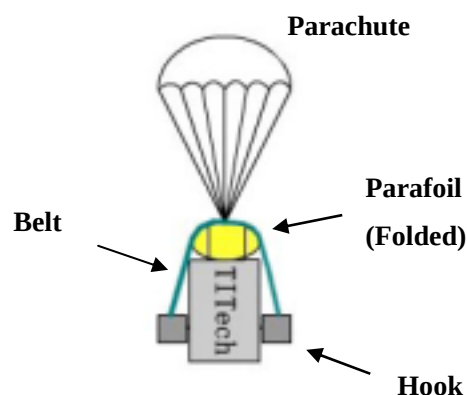


Fig.3 Parachute Descending

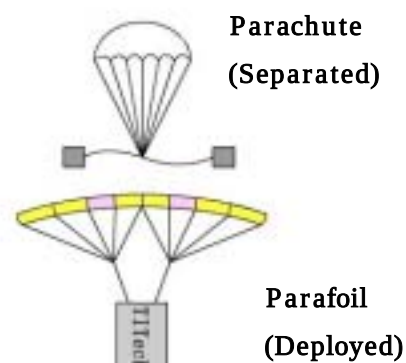


Fig.4 Parafoil Descending

3.3 ミッション

2003年度のARLISSミッションは、以上述べてきた二段階展開を確実に遂行し、放出後の機体が安定することを実証することとした。

そのために必要となるものは、パラフォイルを左右バランス良く展開するために、左右のフックを同時に切り離す分離機構、すなわち、複数の把持機構をタイミング良く動作させることのできる分離機構

である。

加えて、二段階展開が姿勢安定化に有効であることを評価するシステムが必要となる。そのために、接触センサ、光センサ、温度センサ、姿勢解析システム（加速度、ジャイロ）を作成することを決定した。また、展開の様子を映像として確認するために、アマチュアテレビジョン(ATV)システムを搭載し、動画像を無線伝送する。

さらに、分離機構の動作不良に対して、地上からコマンドを送信できる通信システムを搭載する。

3.4 ミッションの流れ

Fig.5 に、本衛星のシステムブロック図を示す。

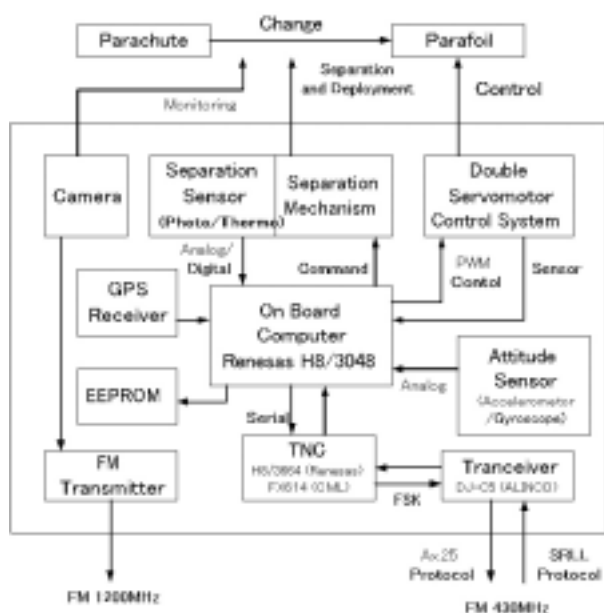


Fig.5 System Block Diagram

Open Class は、Fig.3 の状態でキャリアに搭載される。本衛星はコールドローンチであり、搭載された放出検知ピンは、パラシュートが展開されることで動作し、すべての電源システムに電力が供給される。

オンボードコンピュータ(OBC)が起動し、GPS 初期捕捉を開始する。同時に搭載センサからのデータ取得を開始し、これらのデータを 1Hz で EEPROM メモリに記録開始、また通信機を用いて 5 秒に一度のタイミングで地上局へ無線伝送する。これにより、展開が行われたかなどの情報を地上局はリアルタイムで知ることができる。

パラシュート降下により、放出後の姿勢が安定するまで一定時間待つ。この時間は、降下速度と打ち上げ高度にも依存するため、あまり長い時間待つと、高度が足りず Come Back Competition で決められたターゲットポイントに到達できなくなる可能性がある。今回は、この時間を放出後 1 分とした。

1 分が経過すると、OBC は分離機構に対して分離指令を出す。これによりフックがはずれ、パラシュ

ートが切り離され、パラフォイルが展開する。このとき、分離機構の把持部が動作したことを接触センサが検出し、フックがはずれたことを光センサが検出する。また、温度センサも搭載されており、分離機構が動作するときに発生する通電加熱を検出する。

これら一連の流れは、搭載されたカメラにより撮影され、アマチュアテレビジョン (ATV) 方式を利用して地上へ電送される。

分離指令は、1 分 30 秒後にも出されるが、それでも分離しないと判断された場合は、地上局から分離コマンドをアップリンクできる。

加速度センサ、ジャイロセンサは電源投入時から動作しており、姿勢を計測し続ける。基本的にはこのデータを元に、姿勢が安定したまま展開が行われたことを知ることができる。

無事に展開が終われば、GPS データを元に、あらかじめインプットされた目標地点に向かって、2 つのサーボモータを操作する。

3.5 その他の目標 (通信ミッション)

今回採用した通信システムは、テレメトリ送信用のダウンリンク回線、及び分離機構を再動作させるためのアップリンク回線である。東工大では、以前の ARLISS 実験においてもアップリンクを行ったことがあるが、その際には DTMF 信号を利用した。これは、比較的単純で、過去に何度も使用してきたという点で信頼性が高いと言える。しかし、送信可能なデータ量は圧倒的に少ない。

一方で、2002 年の ARLISS において、ミッション要求から、送信、受信ともに FSK 変調で行うターミナルノードコントローラ (TNC) を開発した。この TNC は、アップリンク、ダウンリンクともにアマチュア無線の packet 通信で使われる、AX.25 プロトコルを用いている。非常に単純なプロトコルとして普及しているが、誤り訂正機能を持たないという特徴がある。

広く普及したプロトコルというのは、誰でも簡単に受信が可能ということであり、現に CubeSat “CUTE-I” においては、一般のアマチュア無線家による受信データが、解析の助けになっている。しかし、アップリンクにはこのような一般性は不要であり、むしろ誤り訂正機能を持たせた、信頼性の高いプロトコルが要求される。

今年の ARLISS では、このような背景を踏まえて次世代小型衛星開発を視野に入れ、昨年より開発してきた TNC をさらに改良し、基本機能を実証することを目的とした。具体的な改良点は、プロトコルを変更し、ダウンリンクに AX.25、アップリンクに誤り訂正機能を持つ SRLLL プロトコルを使用するようにした点である。SRLLL は、東京工業大学無線研究部が開発した独自プロトコルである^[4]。

4. Open Class サブシステム

本衛星は、パラフォイル、飛行アルゴリズムを担当する飛行系、構造、分離機構を担当する構体系、センサシステムを開発するセンサ系、電源供給を行う電源系、GPS と制御プログラム開発する制御系、通信を担当する通信系より構成される。

4.1 飛行系

飛行系の担当はパラシュートとパラフォイルの選定、調整及び GPS 航法を用いたランディングアルゴリズムの検討である。

今回、パラシュートは自作のものを、パラフォイルには Ozone 社製の LittleDevil を使用した。降下速度を速め、安定性を高めるために、パラシュートの中心には穴をあけた。パラフォイル制御には Futaba 社製のデジタルサーボ S9151 を 2 機使用した。S9151 は PWM で駆動し、以前の実験で耐荷重性・耐衝撃性の信頼実績がある。

パラフォイルはベルトを用いて収納され、その上にパラシュートが取り付けられる(Fig. 6)。二段階展開では、展開時にパラフォイルが勢いよく開くため、2.2 節で述べたような、パラフォイルからの衝撃を構体側が受けることができる機構を設けた。



Fig. 6 Parafoil folded with a belt

GPS 航法によるランディングのために、新たな制御則を提案した。今回提案した制御則では、目標地点にランディングする際、落下直前の頻繁な旋回による失速を防ぐため、高度の高いうちに降下率を予測、大回りをする中でできる限り直線的にターゲットに進入する。

そのために、目標方向から一度衛星の進行方向をはずし、一定の高度ロスを発生させる。現在の進行速度・降下速度のデータから直線的進入が可能となる高度まで、この動作を繰り返す。この制御則は、ある程度のマージンを見込んで、最もタイミングが悪い飛行経路を選んだ場合でも、およそ 50m 程度の誤差でランディング可能と試算した。

4.2 構体系

構体設計は、以下を目標に行った。

- ・要求を満たす分離機構の搭載
- ・2 つのサーボモータを利用したパラフォイル制御機構の搭載
- ・低コストかつ軽量の構体の開発
- ・分解組み立ての容易な構体の開発

構体の概観図を Fig. 7 に示す。

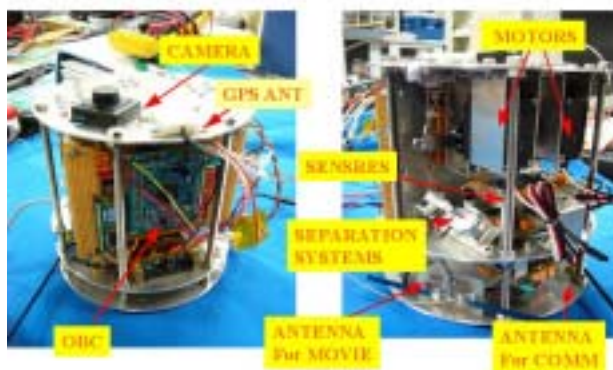


Fig. 7 Overview of Open Class

分離機構の概観図を Fig. 8 に示す。分離機構はストッパー、フック、および固定台から構成される(Fig. 9)。フックにはベルトが取り付けられており、ストッパーに把持される。ストッパーには、ねじりバネが取り付けられており、力が加わらなければ外側に広がるようになっている。分離前には、ストッパーはナイロン線を巻きつけることによって固定されている。



Fig. 8

Overview of Simultaneous Separation Mechanism

分離信号を受信すると、ナイロン線に巻きつけられたニクロム線が加熱され、ナイロン線を切断する。これによりねじりバネが開放、ストッパーが外れ、フックが分離される。

このとき、左右の把持機構を同時に動作させるために、左右の分離機構でナイロン線を共有し、ひとつのナイロン線を切断することで、双方のストッパーが同時に動作するようにした。

分離機構は構体に対して 40° で外向きに固定され、放出されたフックが構体に引っかかることを防いでいる。

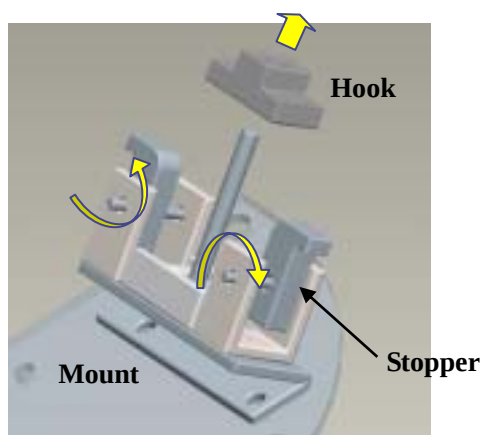


Fig. 9
Details of the Separation Mechanism

4.3 センサ系

センサ系に要求されることは、分離機構が確実に動作したことを検知し、その動作時刻を正確に記録することで、バランスの良い分離が行われたことを検知できること。また、その後の姿勢が安定されることを検出することである。

フックが同時に分離することを知るために、光センサを用いてその動きを検出する。もしなんらかのずれが発生した場合、その原因がどこにあるのかを突き止めることは重要である。それが分離機構の動作にあるのなら、分離機構の改良が求められる。もしパラフォイルのほうに問題があったとすれば、二段階展開自体、非常に難しいものと判断せざるを得ない。

そこで、分離機構の合計 4 つのストッパーが同時に外れたことを検知するために、左右 2 つずつの接触センサを搭載することに決めた。また、分離機構のニクロム線が正常に加熱されることを検知する温度センサも搭載した。しかし、構造の制約上、接触センサを搭載することはできなかった。

姿勢安定を計測するためには、加速度センサ、ジャイロセンサを採用した。

4.3.1 光センサ

Fig.10 に、赤外線フォトトランジスタを用いた光センサを示す。この素子は赤外線 LED と赤外線トランジスタが平行に取り付けられたものであり、1cm 以内に障害物がある場合、その反射光を検出できる装置である。このセンサは左右を向いて 2 つとりつけられており、2 つの分離機構の動作を検出することができる。

4.3.2 接触センサ（未搭載）

Fig. 11 には、マイクロスイッチを利用した接触

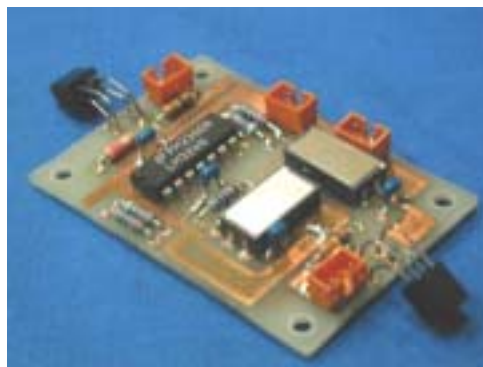


Fig. 10 Photo Sensor Board

センサの概観を示す。

これはオムロン製超小型スイッチ D3C-1210 を用いたもので、分離機構のストッパーが跳ね上がることを検出する。それぞれの分離機構に 2 つのストッパーがあるため、合計 4 つのセンサが必要となる。これらが動作した時刻を記録し、比較することで 4 つのストッパーがどの程度同時に分離しているかを検出できる。

しかし、様々な設計変更の結果、このセンサを搭載することができなくなってしまった。

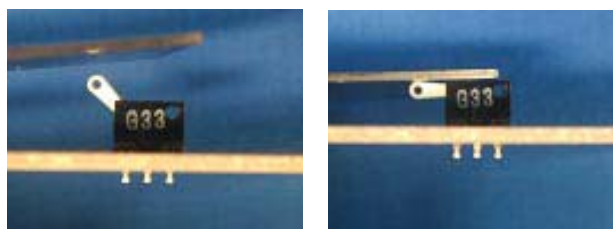


Fig. 11 Touch Sensor (Concept)

4.3.3 温度センサ

ニクロム線の加熱が確実に行われていることを検知するために、温度センサを搭載した。

4.3.4 姿勢センサ

搭載したセンサは、進行方向を x、垂直上向き方向を z として、y 軸、および z 軸方向の加速度センサ、そして 3 軸まわりのジャイロセンサである。

パラフォイル展開試験の結果から、ある程度の回転が予想されたため、ジャイロの搭載を優先した。次に、旋回を検知するために y 軸方向の加速度を、また降下率の変化を検知するために z 軸方向の加速度を優先した。

このセンサシステムは、姿勢安定度を計測するためのものであり、Come Back Competition でのパラフォイル制御には使用していない。

4.4 電源系

電源系に要求されることは、5V 系の電子機器に加え、2 つのサーボモータ、およびナイロン線を焼き切るために、ニクロム線を通電加熱することも必要

である。分離機構がうまく動作しないことも考え、大容量でかつ長時間の放電に使用することが可能である電池を選定した。

本衛星では昨年まで使用してきた 1 次電池の Li 電池ではなく、2 次電池である Li-ion 電池を使用することとした。

電力収支の計算も行っており、約 52% 電力に余裕がある。このため、2 回の連続フライトが可能となる。

4.5 制御系

制御系は、ターゲットポイントを目指して飛行するためのシステムを扱う。その流れは、GPS を利用して現在位置を測位、あらかじめインプットされた座標へ向けてサーボモータに指令を送るプログラムを開発することである。また、各種センサのデータ取得、EEPROM を使ったメモリへの記録、通信系へテレメトリ送信などのプログラムも併せて開発した。

4.5.1 GPS

本プロジェクトにおける GPS の果たすべき役割は、主としてフライバックコンペティションの為のサーボモータ制御パラメータを与えることである。

もうひとつの役割は、OBC 内部タイマのバックアップである。以下にも述べるが、OBC は、内部タイマを用いて計時を行っているが、リセットがかかるとその値は 0 に戻ってしまう。分離機構の動作指令を 1 分後に指定しているなど、内部タイマに深く依存しているため、GPS を利用した UTC との調整が必須である。

GPS レシーバから送信されるパラメータは、緯度、経度、高度、方位、速度情報である。これらの情報を GPS 衛星から 1Hz のサンプリングレートで受け取り、飛行制御アルゴリズムに適応し、サーボモータを PWM 制御する。また、制御が健全に行われているのを確認するために、GPS データをダウンリンクし地上局で解析することも一つの大きな目的である。

4.5.2 OBC

オンボードコンピュータ(OBC)には、これまで様々な場面で使用実績があり信頼性の高い Renesas Technology の H8/3048F を使用した。OBC で扱うデータを Table.1 に示す。OBC は、すべてのサブシステムの中枢であり、その管理を、H8/3048F が内蔵する Integrated Timer Unit (ITU)を用いて行う。

本ミッションでは、時間分解能を 1[msec]として、光センサの動作時刻をミリ秒単位で記録している。また、GPS 取得、サーボ制御量計算、センサ取得、メモリ書き込み、テレメトリ送信などの一連のプログラムシーケンスは約 0.7 秒かかることから、制御周期を 1 秒とした。

ただし、無線通信の周期は 5 秒とし、通信系には 0.2Hz でシリアルデータを送信する。また、センサ

データは、より高いレートで記録するため、5Hz で IRQ 機能による割り込みを発生させた。

センサデータはアナログで入力されるため、H8 の A/D 変換器を使用する。この変換器は 10bit であるが、精度に問題があることから、分解能を 8bit (1/256) とした。

Table 1 OBC Handling Data

Input	Output
GPSデータ	サーボモータPWM制御信号
センサデータ	メモリ書き込み
分離検知信号	通信系ダウンリンク
メモリ読み込み	
通信系アップリンク	



Fig. 12

On Board Computer Main Board

4.6 通信系

通信系への要求は、衛星の位置、姿勢などのハウスキーピングデータを地上に無線伝送することである。詳細なデータは EEPROM メモリに記録されているが、地上局においてリアルタイムに情報を知ることができるというメリットがある。例えば、分離がうまくいかなかったと判断された場合に、ニクロム線の再加熱コマンドを送ることができる。

通信系は、TNC、通信機、アンテナにより構成される。

4.6.1 TNC

TNC は、OBC からのデータをパケット化し、地上からのパケットをデータに変換する Packet Assembler / Disassembler (PAD)、デジタルデータを変復調するモデムの 2 つで構成される。PAD には Renesas Technology , H8-3664F プロセッサが搭載され、OBC とシリアル通信を行うことで、送信、受信のデータ交換を行うことができる。モデム部には CML Microcircuits の FX614D4 モデム IC が搭載され、変調方式は Bell202 規格に準拠した 2 値 FSK1200bps である。この TNC は、送受信両機能を搭載し、ひとつで送信動作、受信動作を切り替えて使用することができる。

通信プロトコルは、ダウンリンクには AX.25, ア

アップリンクには誤り訂正機能を持つ SRLLL が利用される。アップリンクの最大の目的は、ニクロム線再加熱コマンドを送ることであるが、SRLLL プロトコルを利用したアップリンクが可能な送受信 TNC の実証試験も兼ねており、128 バイトまでの任意の文字列をアップリンクし、そのはじめの 10 バイトをテレメトリとしてエコーバックできる。



Fig. 13
Terminal Node Controller (TX/RX)

4.6.2 通信機

通信機は ALINCO 製 DJ-C5 で、使用周波数、変調方式は 430MHz 帯、FM 変調である。

4.6.3 アンテナ

アンテナには、従来ホイップアンテナを使用してきたが、本ミッションでは、パラフォイル、パラシュートの両方を用いることから、アンテナ収納スペースを省略する必要があった。

そこで、焼き入れリボン線を用いた自作ダイポールアンテナを使用した。キャリア内に収納されるときには構体に巻きつけられており、放出されるとアンテナの剛性により展開される仕組みで、省スペース化に成功した。

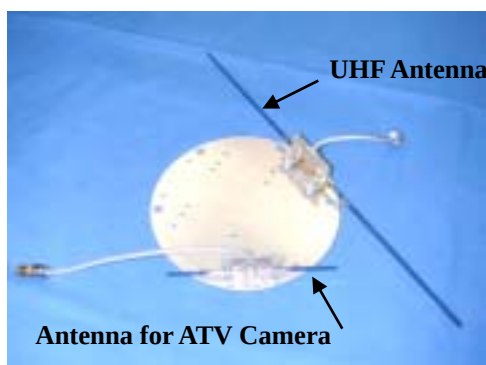


Fig. 14 Dipole Antenna

4.6.4 カメラシステム

本衛星の天井面には、CCD カメラが取り付けられており、パラフォイルの展開の様子を撮影、アマチュアテレビジョン (ATV) 方式により 1280MHz 帯を用いて地上へ電送することができる。このシステムは、1999 年当初から使用してきた実績のあるシステ

ムである。

送信出力は、リニアアンプで 1.3W まで増幅される。アンテナは、テレメトリ用アンテナと同様の理由で、ホイップアンテナからダイポールアンテナに変更した。

5. 実験結果

2003 年度の ARLISS は、9 月 26 日、27 日の 2 日間に渡って開催された。我々は、27 日に 2 回の打ち上げを行うことができた。

1 回目のフライトでは、落下後の様子から、パラシュートは分離できた模様であった。しかし、センサデータによると、分離機構が正常に動作したかどうかは不明であり、分離機構に関する詳細なデータを取得することはできなかった。また、GPS と OBC の通信に不具合があり、目標地点に向かって制御が行われなかった。テレメトリについては、地上局でのパケットデコード率が低く、なんらかの問題があったものと思われる。アップリンク試験については、ほとんど完璧に行うことができた。

2 回目のフライトでは、1 回目に問題となった GPS を再接続し、組立を行ったが、時間の制約から二段階展開を断念せざるを得なかった。放出後、パラフォイルのラインが切断され、フリーフォール状態で落下した。GPS は正常に動作したが、落下時間があまりに短く、衛星数が制御開始に満たなかった。

5.1 二段階展開評価

二段階展開がどの程度正確にできたかを知るために、光センサの動作時刻を左右のもので比較する (Table 2)。

Table 2	
左	1.049 秒
右	0.329 秒

これは、意図したものとは全く異なる結果である。分離機構は電源投入から 60 秒後に動作するはずであるが、ともに 1 秒足らずでの信号検知となった。

事前の試験では正確に 60 秒後に分離していたことを考えると、原因としては、以下の 2 通りが挙げられる。

・センサ異常

フックが存在していたのにも関わらず、強い太陽光が入り込み、センサが反応してしまった。事前の試験では、日中の強い光を受けても大丈夫であることは確認していたが、放出の衝撃を受けて、フックと分離機構に隙間が生じたため光が入り込んでしまった可能性もある。

・分離機構異常

放出の衝撃で分離機構がはずれてしまった。0.329 秒後に片方のフックがはずれ、それをうけて 1.049 秒後にもう片方のフックがはずれたと考えられる。

しかし、片方のフックが完全にはずれれば、ナイロン線が緩むため、もう一方がはずれるまで 0.7 秒も持たないと考えられる。おそらく、放出の衝撃で右のフックに隙間が生じ、右のセンサが反応し、次第にフックがはずれかかり、約 1 秒後に両方のフックが同時にはずれてしまったと思われる。

もうひとつ、二段階展開を確認できるものであったカメラシステムも、うまく動作しなかった。ロケットからの放出後、地上アンテナを衛星の方向へ向けたが、画像を受信することができなかった。

調整段階では動作していることは確認されていたため、おそらく受信感度が低かったものと思われる。今回はアンテナを自作のものに取り替えたため、なんらかの問題が発生したと思われる。アンテナ特性は、アンテナ単体でのみ測定しており、構体に取り付けた状態で特性を測定すべきであった。

同時分離を証明することにはならないが、温度モニタの結果を示す。

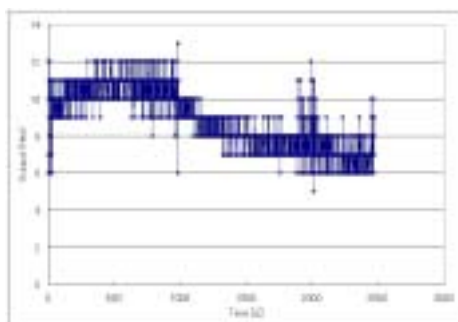


Fig. 15 Result of Thermal Sensor

図のように、ニクロム線が加熱したと思われる痕跡が全く残されていない。

それどころか、このセンサは、砂漠の温度程度では A/D 変換の結果、16 進で 150~160 程度 (3V 程度) を出力すると較正されていた。しかし、このデータはもっぱら 6~12 (電圧にして 0.11V~0.23V) である。温度センサの電源系統に何らかの異常があったものと考えられる。

5.2 姿勢評価

次に、姿勢解析の結果を示す。Fig. 16 には、ジャイロセンサの結果を示す。

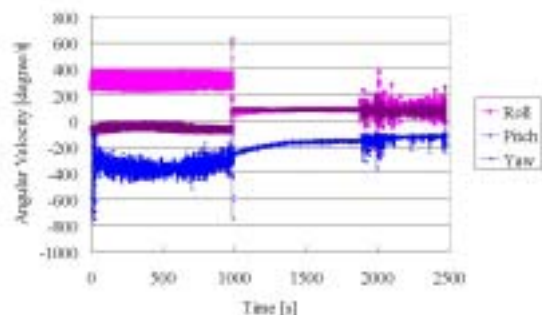


Fig. 16 Result of Gyroscopic Sensor

これらのデータはアナログで出力され、OBC の A/D 変換器により 5Hz で記録される。この際、何らかの原因により、正常に A/D 変換が行われなかったためか、記録データとして頻繁に 0 が入っていた。Fig. 16 では、これらを取り除いている。

1000 秒付近に、すべてのデータが一斉に変化している。これは着地の瞬間であろうと思われる。これは 16 分 40 秒であり、ARLISS における平均飛行時間とも一致する。

しかし、着地後にも一定の角速度が存在していることがわかる。これはキャリブレーション時には確認できなかった現象である。また、Roll 軸まわりに 1Hz の回転が存在している。これは進行方向であり、通常の飛行ではありえない旋回である。Fig. 17 には、放出後 100 秒間の詳細なデータを示す。

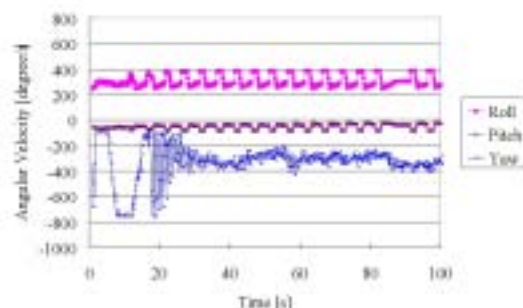


Fig. 17

Detailed Result of Gyroscopic Sensor

パラフォイルは、プログラム上、60 秒後、または 90 秒後に展開されるはずであるが、この形跡は見られない。前述した通り、やはり 1 秒足らずで展開したと考えるほうが納得できる。

Fig. 18 には、z 軸加速度センサの結果を示す。

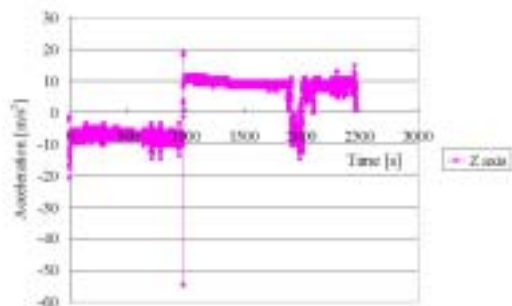


Fig. 18 Acceleration of Z-axis

Fig. 19 に示すように、落下時に衛星は倒立していた。これを考えると、着地後に約 10m/s^2 を記録しており、センサの値は正確であると思われる。また、落下時刻が、およそ 1000 秒後であることも確認できる。

降下時のデータもほぼ正確であるとすれば、やはり 60 秒付近、または 90 秒付近でパラシュート切り離しの影響が見えない。

なお、y 軸に関しては、4.53V 程度の出力が常に出

ており、何らかの異常があったと思われる。



Fig. 19 A Picture of landing

5.3 Come Back 評価

1 回目のフライトでは、ターゲットから 420m の地点に落下した。しかし、飛行中のテレメトリから GPS が動作していないことがわかっていて、これはメモリの解析からも明らかとなり、サーボモータへの制御が行われなかった。

サーボモータに取り付けたポテンシオメータの出力値を Fig. 20 に示す。片方のポテンシオメータは、常に直進動作を示しているが、もう一方のポテンシオメータは異常な値を示している。

2 回目のフライト後、このサーボモータが完全に壊れてしまったことから、このときからすでに異常が発生していたと考えられる。

なお、1 回目のフライトで GPS が動作しなかった原因は不明であるが、再組立を行った 2 回目のフライトでは動作したため、接触不良であった可能性が高い。

2 回目のフライトでは GPS は動作したが、フリーフォール状態であったため、Come Back Competition ではやはり記録を残すことができなかった。したがって、新たに考案した制御則を検証することもできなかった。

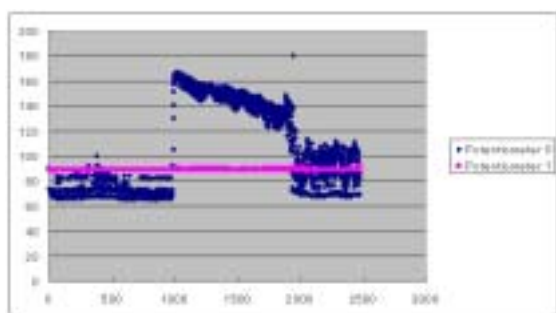


Fig. 20 Result of Both Potensiometer

5.4 通信試験評価

SRLL プロトコルを用いたアップリンクに対応した、送受信 TNC の実証試験は、問題なく行うことができた。

ダウンリンク信号に定期的なノイズが載っており、デコードすることが困難であった。これは、後の解

析により、サーボモータのノイズを受けていることがわかった。構造上、サーボモータの隣に通信機を配置してしまったためである。しかし、それなりのデコードを行うことは可能であった。

SRLL を用いたアップリンクは、ほとんど完全にコマンドをアップリンクすることができ、今回作成した TNC が信頼性の高いものであることが確認できた。

5.5 まとめ

今回のミッションをまとめると、以下のようになる。

- ・カメラ系のトラブルについては、アンテナまわりの調整不足であると思われる。
- ・光センサ、カメラの不調により、正常に展開ができたかどうかを判断することは難しい。しかし、比較的よくとれているジャイロ、加速度計の値をみると、どうやら放出後すぐに切り離されてしまった可能性は高い。
- ・GPS の通信不良については、おそらく接触不良である。
- ・Y 軸加速度、温度センサについても、接触不良の可能性が高い。

以上のように、数々の不具合により、二段階展開の有効性を示すことはほとんどできなかった。不具合の原因も、大半が接触不良や、調整不足による動作不良であり、我々チームの経験不足が痛感させられた。

参加メンバーの全員が、これを教訓に衛星設計の基礎的な点を勉強し直したいと感じた。

6. 研究室未所属学生による CanSat 開発

2003 年度には、CanSat の教育的な側面に注目し、研究室所属を前にした学部 3 年生有志を対象として CanSat 製作を行わせた。松永研究室による呼びかけに 6 名の参加者が集まり、夏休みの 2 ヶ月間を利用して 350ml サイズの CanSat1 機を、設計・製作した。

6.1 ミッション

- メンバーが設定したミッションは、以下に述べる、
- ・GPS レシーバを搭載し、Come Back Competition に参加すること。
 - ・加速度センサ、ポテンシオメータ、温度センサ、紫外線センサを搭載し、EEPROM メモリに記録すること
 - ・無線機を搭載し、地上局へテレメトリを送信すること
- である。

これらのミッションを達成できるように、CanSat 全体のシステムを設計した。

6.2 CanSat 構成

CanSat (Tracky という名称をつけた) は、構造系、電源系、OBC 系、センサ系、通信系から構成される。また、以下にシステムブロック図を示す。

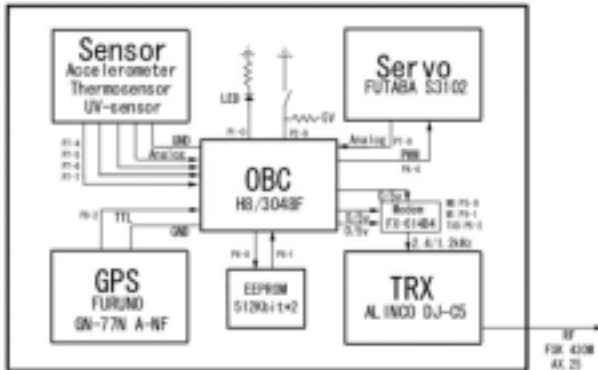


Fig. 21 System Block Diagram

6.2.1 構造系

Fig. 22 及び Fig. 23 に、本衛星の外観を示す。350ml という小型缶サイズの中に、ミッション機器を全て統合するために、様々な工夫が凝らされている。

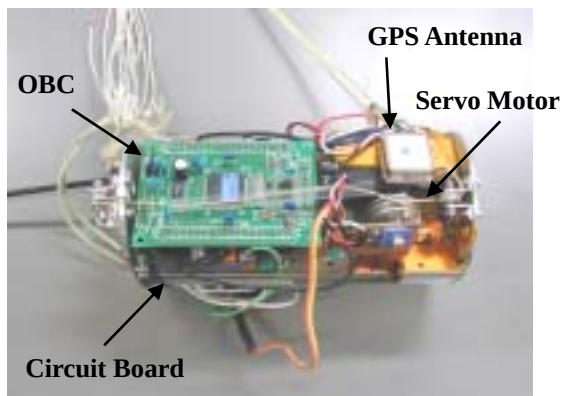


Fig. 22 Overview of CanSat "Tracky"

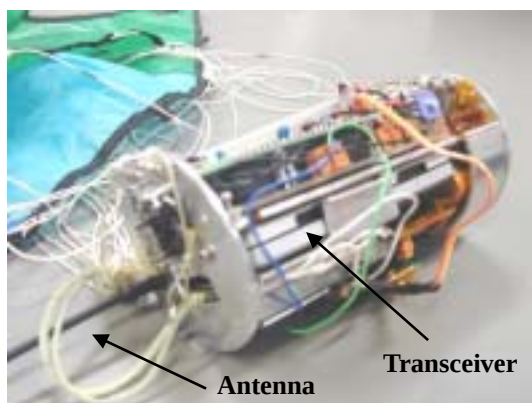


Fig. 23 Overview of CanSat "Tracky"

オンボードコンピュータ(OBC)は、H8/3048F を利用した。大きさの制約から、サーボ制御、センサ読み取り、通信処理まで全てこの CPU が行う。

その他の電氣的処理は、1 枚の基板で全て処理できるようになっている。

サーボモータは小型のものを 1 つ採用している。トランシーバには ALINCO の DJ-C5 を利用し、付属のアンテナを図のように配置した。

6.2.2 電源系

電源には、高いエネルギー密度のリチウム一次電池 panasonic 製 CR2 3[V] を 4 本用いている。

OBC 基板は内部でレギュレータをもっているため、12V の電圧を直接供給し、GPS、各種センサ、サーボモータには、5V にレギュレートして供給している。

6.2.3 OBC 系

OBC 系が行うことは、以下の 4 つである。

- GPS 受信機からの出力されたデータをシリアル通信で受信する。
- GPS 受信機から得たデータを元に、サーボモータを PWM で制御する。
- 各種センサの出力を A/D 変換する。
- GPS データ、センサ出力、及びサーボモータに取り付けられたポテンショメータの出力を、地上局へ無線伝送する。

これらの機能を、全て 1 つの OBC が行う。

制御周期は 2 秒で、この中でセンサ取得、GPS 取得、サーボ制御を行う。これを 3 サイクル行うごとに 1 回、無線操作が入る。専用の TNC を搭載していないため、無線送信に必要な約 1.6 秒間、OBC はその処理に時間を割かれる。したがってこの回のみ制御周期は 3.6 秒となる。

なお、本衛星はホットローンチであり、フライトピンの信号を検知してプログラムをスタートさせている。

6.2.4 センサ系

搭載したセンサは、2 軸加速度センサ、温度センサ、サーボモータに取り付けるポテンショメータ、紫外線センサの 5 個である。温度センサには、サーミスタを用いた。また、加速度計は x 軸を CanSat の長手方向、y 軸を鉛直上向きと取った。

動作電圧を OBC にあわせるため、OP アンプを用いて調整している。

6.2.5 通信系

OBC プログラム内の通信処理を担当した。通信プロトコルは、パケット通信で一般的な AX.25 を利用する予定であったが、パケット化のプログラムに一部バグがあり、特定の操作が行えなかった。修正には時間がかかると見積もられたため、AX.25 を一部改変したプロトコルとして開発を続けた。

受信側もそれに合わせた TNC を製作することで対応した。

6.3 実験結果

まず, Come Back Competition の結果を Fig. 24 に示す.



Fig. 24 Flight Path of CanSat

GPS 測位の履歴を見ると, ロケットからの放出後, ターゲットから逆方向へ進んでしまっているのがわかる. 着地点付近には, CanSat のキャリアが落ちていたことから, サーボによる制御が充分に行われていなかったことがわかる. また, 打ち上げ準備の段階で, パラフォイルを逆向きに取り付けてしまったことも一因であると思われる.

次に, 各種センサの出力を Fig. 25 に示す.

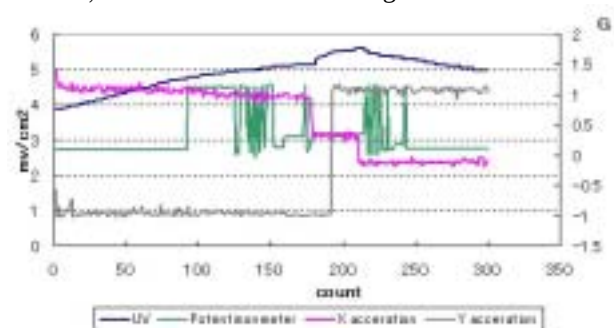


Fig. 25 Result of All Sensors

横軸の count とは, 制御ループの周回数である. 6.2.3 に述べたように, 2 秒, 2 秒, 3.6 秒の間隔でカウントされる. なお, 温度センサについては, 動作していることを確認できなかった.

加速度計を見ると, 190count 付近で y 軸加速度が変化しているが, x 軸はその前後で 2 段階で変化している. また, 飛行中は x 軸が 1G で, y 軸が -1G であるという結果がでたが, 両軸は直交しているため, このような結果がでるとは考えにくい. あまり信頼のおけるデータとはいえない.

紫外線センサの結果を見ると, 飛行中徐々に増大していき, 200count 前後で減少に転じている. これは, 主に照り返しを受けていたために, 高度が下がるにつれて増大したこと, また着地後には温度が上

昇することによる特性の変化であると思われる.

ポテンショメータについては, 左旋回 (グラフ上側), 右旋回 (グラフ下側) しか見られないところが異常であるが, GPS を捕捉する 100count まで制御が行われていないことが確認できた.

無線通信については, 実験当日, 地上において正常なデータを受信することに成功した. デコードできた回数は少なかったが, 一部に問題が生じていたことがわかっており, 妥当なデコード率であったといえる.

6.4 まとめ

参加メンバーは CanSat の製作を行うことで, 電気, 機械を含む衛星開発の基礎を学ぶことができた. また, 協調性, 計画性を持って, ミッションを共同で遂行する事を学習でき, 有意義であったと感じている.

CanSat を製作することは, プロジェクトによるものづくりに関して, 非常に多くのことを学ぶことができる機会であることが確認された.

謝辞

本研究開発を遂行するに際し, 大学宇宙工学コンソーシアム (UNISEC) の支援を受けたので, ここに謝意を表したい.

参考文献

- [1] 中須賀真一, 松永三郎, "CanSat 計画-日米大学による手作り小型衛星の挑戦-", 日本航空宇宙学会誌, Vol.48, No.562, 2000, pp.589-596
- [2] 占部智之, 長浜謙太, 山口伸斉, 居相政史, 宮下直己, 岡田英人, 澤田弘崇, 宇井恭一, 松永三郎, "東工大 ARLISS プロジェクト 2001-自律飛行実験-", 23rd International Symposium on Space Technology and Science, Matsue, May, 2002.
- [3] 長浜謙太, 占部智之, 山口伸斉, 居相政史, 宮下直己, 中谷幸司, 岡田英人, 宇井恭一, 澤田弘崇, 松永三郎, "東京工業大学 CanSat Project 2001", 第 45 回宇科連講演集, 2001, 01-3D4, pp.819-824.
- [4] 岡田英人, 居相政史, 宮下直己, 中谷幸司, 船田悟史, 松永三郎, "東工大 CanSat2000 (第 2 報: センシングミッション)", 第 44 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 下巻, 福岡, 2000 年 10 月, 00-3E2, pp.1435-1440.