

2003 年度上期
小型衛星研究に係るコミュニティの運営
成果報告書
(要約版)

「大学宇宙工学コンソーシアム(衛星)活動報告」

2003 年 9 月

社団法人 日本航空宇宙学会

目 次

第1章 はじめに.....	1
1.1 今年度の活動目標.....	1
1.2 組織.....	1
第2章 CanSat (ARLISS Project 2003) 活動報告.....	2
2.1 東北大学.....	2
2.2 日本大学.....	3
2.3 東京大学.....	5
2.4 東京工業大学.....	6
2.5 創価大学.....	7
2.6 九州大学.....	8
第3章 CubeSat成果速報.....	10
3.1 CubeSat計画の概要と意義.....	10
3.2 打ち上げに向けての手続き等.....	12
3.3 東京大学CubeSat XIの成果速報.....	12
3.4 東京工業大学CubeSat CUTE-1の成果速報.....	13
第4章 情報システム構築のための調査.....	15
4.1 サーバ運用計画案.....	15
4.2 遠隔会議システム構築案.....	15
第5章 まとめ.....	15

第1章 はじめに

1.1 今年度の活動目標

本年度上期の「小型衛星研究に係るコミュニティの運営」に関する日本航空宇宙学会の受託委員会では、次のような活動を行うことを目標とした。

- (1) 小型衛星に関する革新的・独創的なミッション・アイデアの発掘
- (2) 小型衛星に関する革新的・独創的なミッション・アイデアの具現化及び当該技術の獲得推進
- (3) 試験施設設備の利用に関する調整
- (4) 宇宙研究に関する技術交流の促進など

1.2 組織

本年度の受託委員会の委員名簿を表 1.2-1 に載せる。大学・高専における衛星関連の研究を行っている研究室をほぼ網羅しており、また三機関からも関連研究者を入れている。この受託委員会が大学宇宙工学コンソーシアムの運営を行い、図 1.2-1 のような形態で、メンバー大学の支援と共同での検討を行った。現在、18の大学・高専が活動に参加している。

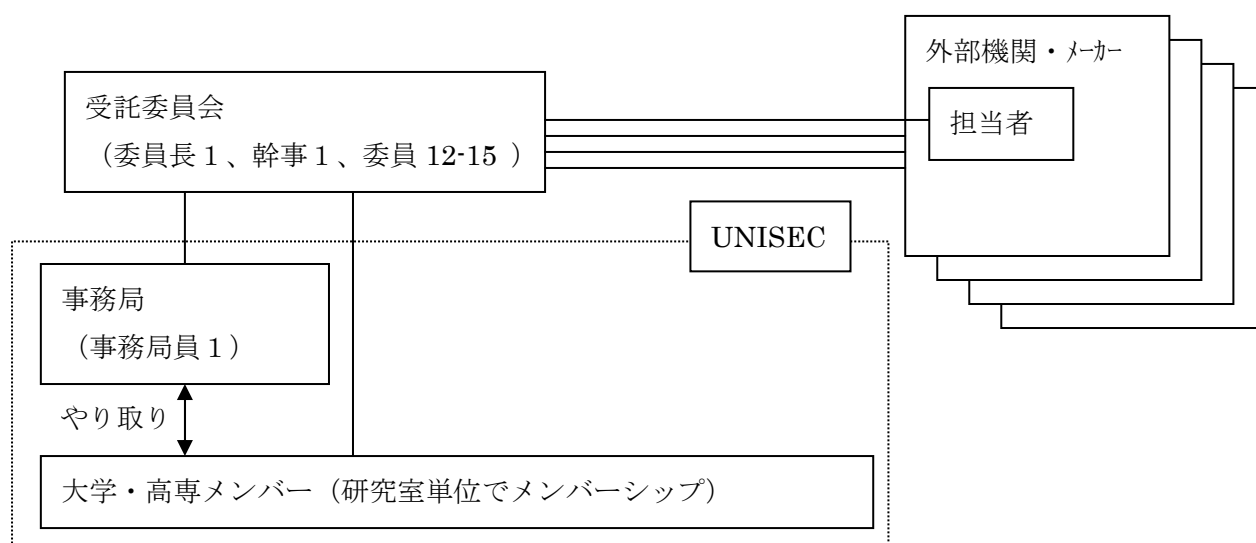


図 1.2-1 受託委員会と大学宇宙工学コンソーシアム

第2章 CanSat (ARLISS Project 2003) 活動報告

2.1 東北大学

我々、東北大学の研究グループは 2002 年より “Open-Class” のカテゴリで ARLISS プロジェクトに参加しており、“Run-Back” と呼ばれるアプローチにより目標地点への帰還を試みている。これは、我々の日頃の研究テーマである惑星探査ローバーに関する研究で培ったバックグラウンドを活かすことのできるアプローチである。“Run-Back” とは、パラシュートにより降下・軟着陸したペイロード（車輪走行ローバー）が、GPS を用いた自律ナビゲーションにより目的地へ向かって車輪による走行をおこなうというアプローチである。“Run-Back” の最も大きな利点として、風などの外乱を受けずに、半永久的に目的地へのナビゲーションが可能であるということが挙げられる。

この “Run-Back” ミッションを実現する上で重要となる課題の 1 つに、地面の凹凸に対するローバーの踏破性能が挙げられる。一般にローバーの車輪径が大きいほど踏破性能は高くなる。そこで、限られたキャリアサイズ内で可能な限り車輪径を大きくするためには、車輪数が少なくなければならない。よって走行に必要な最小個数として 2 輪を有するローバーとした。それぞれの車輪は円形状のアルミ製であり、表面に溝を切ることで走行性能の向上を図っている。また本体部分はアルミ製のオープンフレームから構成され、中央に 2 本の走行用モータを対称に配置し、本体を両側から挟むように車輪を取り付ける。車輪を含めたローバーの寸法は $\phi 146\text{mm} \times 220\text{mm}$ となる。また車輪のトルクによって本体部分が空転することを防ぐため本体中央下部にスタビライザーを取り付けた。ローバー本体に搭載される電子・制御系は主に、ナビゲーション等の制御をおこなう PIC16F877, GPS レシーバ、および位置情報を保存するための EEPROM などから構成される。またテレメトリデータを送信するための通信系もローバーに搭載した。

現在、各国の宇宙開発機関において、超小型・軽量のローバーによる惑星探査が検討されている。ARLISS プロジェクトにおいて、GPS を用いた自律ナビゲーションにより目的地到達を可能とする移動ロボットを開発することは、非常に意義のあるチャレンジであると考えられる。本文では、“Run-Back” のミッションシーケンスと、ペイロードであるローバーのシステムの詳細について示す。

We have participated in ARLISS project in the "Open-Class" category since 2002 and have also taken part of the “Run-Back” approach, reflecting our background technology of robotics for the lunar/planetary exploration. The “Run-Back” approach consists of the following sequence: 1) descent by parachute without any controls, 2) landing softly and separate the parachute, 3) travel towards the goal autonomously using GPS navigation. One of the advantages of the “Run-back” is that the rover can use

unlimited time to navigate itself towards the goal without any disturbances such as wind.

In order to realize the “Run-back” mission, we have mainly considered how to enhance an effective locomotion of the rover and how to pack it in the limited allowed volume. In general, the larger the rover’s wheels become, the more effective its locomotive performance will be. The obtained solution was a Dual-Wheel rover. The main body of the rover is made of aluminum and wedged between the wheels. Motors are located symmetrically in the center of the body. The full size of the rover has a diameter of about $\phi 146\text{mm} \times 220\text{mm}$.

We have developed the following electronic components mounted on the rover: PIC16F877 as MPU, a GPS receiver, an EEPROM to save position data and so on. We have also developed communication system to get the telemetry data.

This “Run-back” is a very significant challenge to develop a micro rover, which can withstand a launch, landing impact and then navigate itself towards the goal using GPS.

This paper describes the mission sequence of the “Run-Back” and the system details of our rover as the payload.

2.2 日本大学

本年度、我々日本大学では3機の CanSat の開発を行った。以下に、それぞれの CanSat の概要を示す。

1号機の名称は FFC であり、Formation Flight CanSat の略名である。FFC は、FFC01 と FFC02 の2機の CanSat で構成されていて、その名の通り、ロケットから放出されてから着陸するまでの約 20 分間の間に、フォーメーションフライトを行う。そのため、FFC01,02 は同じロケットのキャリアから放出されるように、Open Class を2分割した大きさである。ミッション内容は、2機の CanSat がお互いの位置情報を交換し合い、そのデータから FFC01 は2次元的制御（方向制御）を、FFC02 は1次元的制御（高度制御）を行い、互いに近づく。互いに近づいた場合、証拠写真として、搭載カメラで互いを撮影するミッションを行う。

2号機の名称は CBC であり、Comeback CanSat の略名である。高度 4000m からロケットにより放出された後、自律制御により目標地点に帰還させるシステムを有している。従来の自律制御システムは、GPS データのみを用いてパラフォイルを制御していたが、本年度我々は、GPS データのみを用いて制御を行うのではなく、GPS データと画像データの両方を用いてパラフォイルの制御を行うことに挑戦する。画像データを用いた制御方法は、目標地点に 5 m \times 5 m 程度の黒色の目標物を設置し、それを搭載カメラにより撮影し、その画像データに2値化処理を行うことで制御データを得る。

今後、我々は1号機と2号機のシステムを統合することで、GPSデータと画像データの両方を用いたフォーメーションフライトを検討していく予定である。

Cansatに搭載した超小型CMOSカメラからの画像データを地上局のPCでリアルタイム表示する。COMSカメラからのデータはOBC(MPEG Module)によりMPEG-4データフォーマットに変換される。変換されたデータはOBC(Control Module)により通信機へと転送される。また、OBC(Control Module)によりでは各機器の制御も行う。通信機はスペクトラム拡散方式で1~11Mbpsの速度でデータを地上局へ送信することが可能である。このCansatは地上局受信装置にもなり、全ての機器を3.3V系にすることにより省電力化を計っている。

The current year, we, Nihon University, developed three CanSat. The overview of each CanSat is shown below.

The name of the first CanSat is Formation Flight CanSat (FFC). FFC is composed of FFC01 and FFC02, after released from the rocket, until landing, for about 20 minutes, it does a formation flight as in the name. Therefore, FFC01, 02 is the size which divided Open Class in 2 to be released from the carrier of the same rocket. As for the mission contents, two CanSat exchange mutual position information each other, FFC01 does a 2 dimensional control (the direction control) from the data, FFC02 does a 1 dimensional control (the altitude control) and approaches each other. When approaching each other, it will take a photograph of each other as evidence of the success of Formation Flight.

The name of the second CanSat is Come Back CanSat (CBC). It has the system that will return to the destination by the autonomous control after released from the rocket at altitude 4000m. The conventional autonomous control system was controlling Para foil only using the GPS data but current year we challenge not to control only using the GPS data but to control Para foil using both the GPS data and the image data. The method of controlling by an image data is to recognize a black object which the size of it is 5m×5m installed near the destination point using built in camera and obtain control data by binarization of image data.

In the future, we plan to review the formation flight which used both of the GPS data and the image data in integrating the system of the first machine and the second machine.

An ultra small size CMOS camera is installed to Cansat. And the image data is displayed the real time with PC of the ground station. The data of the COMS camera is transformed to MPEG-4 data by OBC(MPEG Module). The data that was transformed is forwarded to the transmitter by OBC(Control Module). Also, OBC(Control Module) does even the control of each device. The transmitter is possible

that data transmits to the ground station at the speed of 1 to 11Mbps with the spectrum dispersion method. This Cansat can do even the role of the ground station. By making the voltage of all the devices 3.3V the consumption of electric power is decreased.

2.3 東京大学

東大チームは今年の ARLISS プロジェクトへの 5 回目の参加のために、2 つのオープンクラスを開発し、ネバダ州の砂漠でアマチュアロケットによって打ち上げる予定である。

去年同様、今年もオープンクラスが制御則によって、ターゲットに向かって飛行し、ランディングの精度の高さを競う「カムバックコンペティション」に出場する。今年、我々の目標は限界の 10 メートルに挑戦することである。

この GPS を凌ぐ高精度なシステムを達成するために、東大チームは 2 通りの設計を施し、2 機のオープンクラスの開発を同時進行している。一機は従来の GPS 情報に基づく制御側を進化させ、準最適制御を行う。もう一機の衛星は従来 GPS 情報の上にカメラでの画像処理に基づいた制御法も併用する。

我々のオープンクラスの設計値は高さ 200mm、直径 140mm、重さ 1.3kg ほどである。

開発はすべて学生によって行われ、物づくりを通してスキルを身につけるだけでなく、システム設計やプロジェクトマネジメントのノウハウも学ぶ。

In 2003, as the 5th time entry to ARLISS project, team from the University of Tokyo is developing two open-class spacecrafts, which will be launched in Black Rock Desert, Nevada State.

As well as last year, the two spacecrafts will fly in the international competition, namely "Come-Back Competition". These open-class spacecrafts are designed to fly back towards the target point autonomously. Our goal is to make the spacecraft approach the target with a distance less than 10 meters.

To achieve this highly accurate system, which is more precise than GPS, we adopt 2 ways of concepts in developing a control system. One is based on an improved near-optimal control algorithm using GPS information. The other is based on the digital image processing, besides the conventional GPS information in controlling the flight.

We set our open-class spacecraft approximately tallness 200mm, diameter 140mm, weight 1.3kg. In making this spacecraft members of our team are looking forward to updating our skill and knowledge in designing spacecrafts but learning know-how of project managing as well.

2.4 東京工業大学

東京工業大学は 2003 年度の ARLISS 実験において、(1) 膜面展開のための同時分離機構の分離実験、及び(2) 誤り訂正通信プロトコルを利用したアップリンク実証の 2 ミッションを行う。同時分離機構とは、複数の把持機構を同じタイミングで動作させることができる分離機構のこととする。本ミッションでは同時分離に関して 2 つの目標を設定した。第一は、姿勢安定確保のためにパラシュート-パラフォイル二段階展開を行う際、今回開発する同時分離機構を正確に動作させ、パラフォイルの左右の紐をタイミング良く展開すること。第二は、東工大が将来構想として挙げている膜面展開衛星において、膜面を安定して展開するための同時分離機構を、二系統のセンサシステムで評価することである。誤り訂正通信プロトコルを利用したアップリンク実証とは、今後の衛星運用において、より多くのデータを、より正確に衛星に送るための技術実証である。

本年は東工大初の試みとして、研究室所属を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 を製作するというミッションを行う。衛星システムについて、ほとんど何もわからない状態から、二ヶ月という短い期間で開発を行っている。この CanSat は、GPS データの取得、メモリ書き込み、地上へのデータ送信、サーボ制御を行い、自律的に目標地点に帰還することを目標としている。

This year, Tokyo Institute of Technology will demonstrate two missions: 1) simultaneous separation mechanism for membrane deployment and 2) demonstrate our error correction included original protocol for uplink. The main object of separation mechanism experiment is to test whether our new separation mechanism can detach objects simultaneously. We have established two goals for simultaneous separation mechanism test. One is to run the separating system correctly during the two-step deployment of parachute and parafoil. Second goal is to simulate simultaneous separation system for membrane deployment of solar sail that we are planning for our future satellite project. We will evaluate simultaneous separation system by using two types sensor. Experiment of error correction protocol uplink is to proof that it can be use in future satellite operation for large data communication.

Other than above, our juniors will be participate in ARLISS. These are students who do not know much about satellite development. They will make one CanSat by using their summer break (two month). They will demonstrate memory writing, downlink status of can, acquire GPS data, and control the can by using servo-motor and parafoil. Their main mission is to make the Can to come back to specific place.

2.5 創価大学

CanSat1

本報告では今年打ち上げる 2 機の CanSat のうち、自立走行によるターゲットポイントへの到達を目標とした CanSat の報告を行う。

CanSat は GPS を使用し、地上での 4 輪走行に(緯度・経度・方位)よりターゲットポイントへの到達を目指す。ロケットからのセパレーション検知後、GPS データを OBC である FPGA 内部の TNC を介し、AX.25 プロトコルに変換し、地上局へ送信する。赤外線センサにより地上 15cm を検知するとニクロム線によりパラシュートの切断を行い、データ送信を終了し走行を開始する。GPS データより現在位置の位置情報をわりだし、ターゲットポイントの位置情報(緯度・経度)と比較し、その結果に応じてモータの制御を MOSFET による H ブリッジ回路により行う。それと並行して、取得した GPS データおよび制御記録を Memory に保存する。

CanSat2

本報告では今年打ち上げる 2 機の CanSat のうちの CubeSat の実験機として打ち上げる CanSat について報告する。

ロケットからのセパレーション検知後、温度データなどの HK データを OBC である FPGA 内部の TNC を介し、AX.25 プロトコルに変換し、地上局へ 1 秒ごとに送信する。またそれと平行し、EEPROM への保存も行う。各 HK データには衛星時刻が付加されており、通常のテレメトリはリアルタイムのデータを送信する。地上でのテレメトリ受信確認後、コマンドを送信する。CanSat 側でコマンドの受信確認が行われると、ROM にためてある HK データを送信する。HK データには CubeSat でも搭載予定の温度計、ジャイロ、電流電圧計のデータが含まれる。

OBC には、FPGA を使用し、FPGA 内部に PIC16F84 相当の CPU、送信用・受信用の TNC を組み込み、OBC のワンチップ化を図る。更に内部 CPU のレジスタを修正することにより、本来 13 しかない PIC の IO ポートの数を 32 まで増加させた。更に本来 PIC に実装されている EEPROM 関係のレジスタを削除し、レジスタの有効利用化に成功した。

CanSat1

This report reports CanSat aiming at the attainment to the target point by independence run between two sets of CanSat(s) launched this year.

CanSat uses GPS and aims at the attainment to a target point by the four-flower run in the ground. After separation detecting from a rocket, GPS data is changed into AX.25 protocol through TNC inside FPGA which is OBC, and it transmits to a ground station. If 15cm above ground is detected by an infrared sensor, a heating element will cut a parachute, data transmission is ended, and a run is started. The position

information on a current position (latitude, longitude, and direction) is deduced from GPS data, and H bridge circuit by MOSFET performs control of a motor according to the result as compared with the position information on a target point (latitude and longitude). In parallel to it, the GPS data and control record which were acquired are saved at Memory.

CanSat2

This report reports CanSat launched as a test prototype of CubeSat of the two sets of CanSat(s) launched this year.

After separation detecting from a rocket, HK data, such as temperature data, is changed into AX.25 protocol through TNC inside FPGA which is OBC, and it transmits to a ground station for every second. Moreover, it is parallel to it and preservation to EEPROM is also performed. Satellite time is added to each HK data, and the usual telemetry transmits the data of real time. A command is transmitted after telemetry receiving checking on the ground. If the reception check of a command is performed by the CanSat side, HK data currently accumulated in ROM will be transmitted. The data of the thermometer of a loading schedule, a gyroscope, and a current voltmeter is contained in HK data also by CubeSat.

In OBC, FPGA is used, TNC CPU equivalent to PIC16F84 and for reception for transmission is included in the inside of FPGA, and one chip-ization of OBC is attained. Furthermore, the number of IO ports of PIC which originally has only 13 was made to increase to 32 by correcting the register of Inside CPU. Furthermore, the EEPROM-related register originally mounted in PIC was deleted, and it succeeded in effective use-ization of a register.

2.6 九州大学

2003 年度 Cansat において九州大学では 1 機の Cansat を製作している。Cansat 製作の目的は以下の 2 つである。

1. Come Back Competition で優勝する。
2. Cansat の姿勢を検出する。

Come Back Competition は目標地点に Cansat を着陸させる技術を競うコンペティションである。九州大学の Cansat は GPS の位置データを利用し、パラグライダーをサーボモータとマイコンをもちいて制御する。姿勢検出は、九州大学で開発を進めている小型衛星の姿勢検出技術の開発と蓄積を目的としている。姿勢検出のためのセンサとして、太陽センサ、磁気センサ、ジャイロセンサを搭載している。その他に、Cansat の高度を得るための気圧センサ、Cansat の内部温度を測定する温度センサを搭載している。図 2.6-1 に九

九州大学 Cansat の構成を示す。

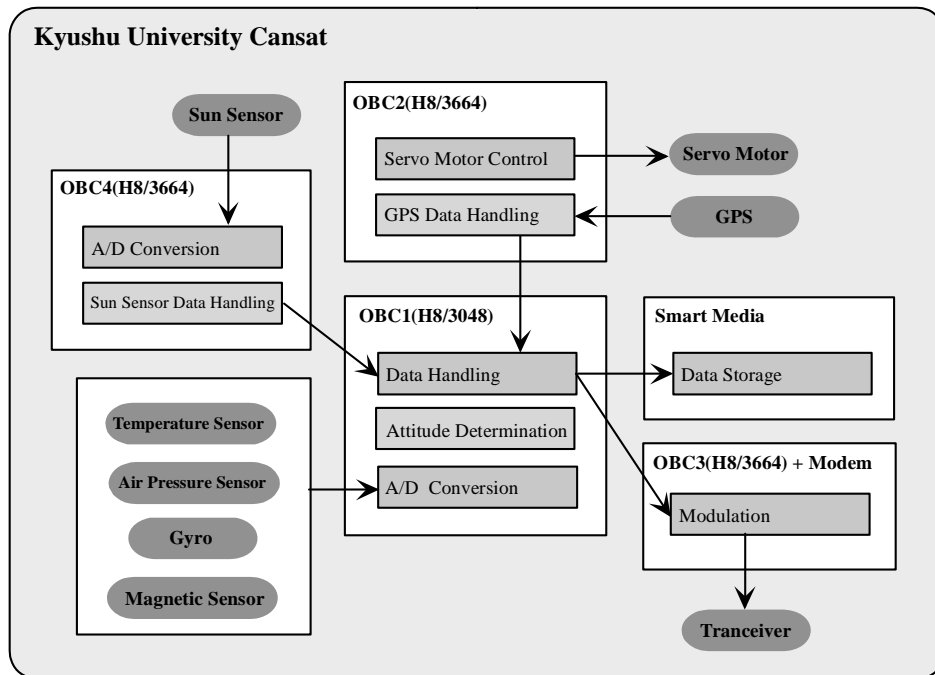


図 2.6-1 九州大学 Cansat の構成

構体材として、CFRP（複合材）、PPS（ポリフェニレンサルファイド）、POM（ジュラコン）を使用することにより、軽量化を実現した。今後は、振動試験を行う予定である。Cansat の電源はリチウムイオン電池を使用する。パラグライダーの滑空比、旋回半径測定、制御試験、各種試験を行うために、気球および投下装置を製作し、実験を行っている。今後は気球実験を繰り返し、パラグライダー制御の性能を上げるとともに、実際の打ち上げ状況に近い実験を行うことで、Cansat の信頼性を高める予定である。

Kyushu University develops only one Cansat in ARLISS 2003. KU (Kyushu University) Cansat has the following two objectives.

1. To win a Come Back Competition.
2. To determine the attitude of Cansat.

The Come Back Competition is the competition of autonomous paraglider control. KU Cansat acquires data about the position form GPS and controls paraglider using a servo motor and a microcomputer H8. The objective of attitude determination mission is to acquire technology and knowledge for future real satellite. Using sun sensor, magnetic sensor and gyro allows Cansat to determine its attitude. KU Cansat also loads pressure sensor for altitude measurement and temperature sensor for monitoring internal temperature of Cansat. KU Cansat system is illustrated in Fig. 2.6-1.

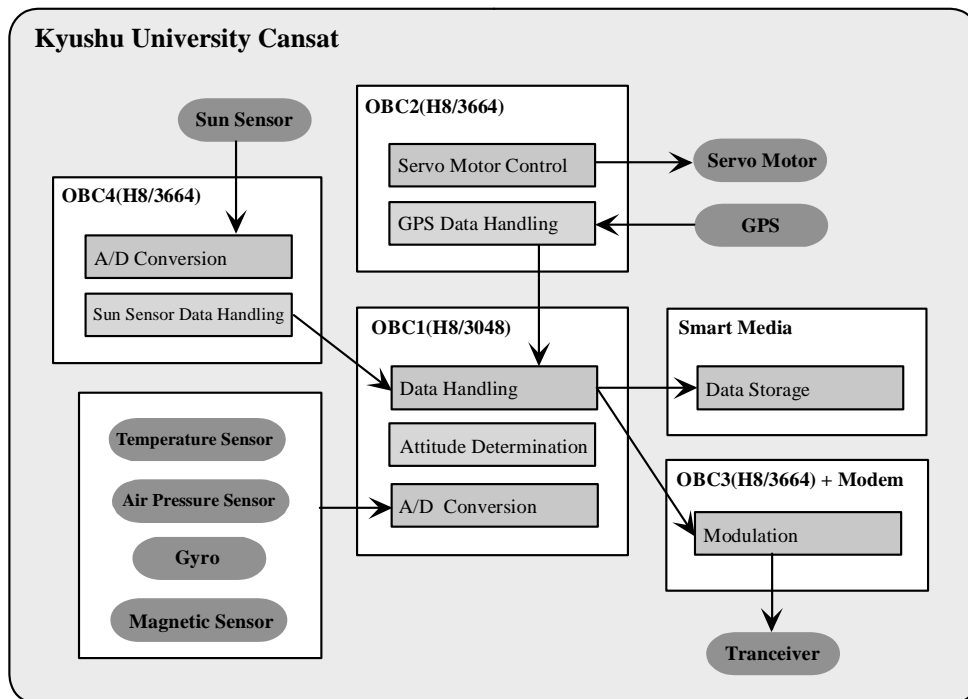


Fig.2.6-1 Kyushu University Cansat System

Using Carbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP), Poly Phenylene Sulfide (PPS), and polyoxymethylene (POM) as material enables us to reduce Cansat weight. We plan to test vibration effect. We use Lithium Ion battery for Cansat power source. We develop a balloon and a drop test equipment for a drop test of Cansat and improve the reliability of Cansat by doing a drop test.

第3章 CubeSat成果速報

3.1 CubeSat計画の概要と意義

東京大学・東京工業大学の学生が手作りで製作を進めてきた 10cm 立方, 1kg の超小型衛星 CubeSat” XI(サイ)” および”CUTE-1”が, 6月30日23時15分(日本時間)にロシアのプレセツクより3段ロケット ROCKOTにより打ち上げられた(図3.1-1). 両衛星は7月1日午前0:48に高度824kmの太陽同期円軌道に投入され, その後順調に飛行し, 午前4:34に日本上空を通過する際に, 東京大学, 東京工業大学の地上局にてビーコンが受信され, 投入軌道は予定通りで, 正常に起動・分離・アンテナ展開されたことが確認できた. 現在はいずれの衛星も初期運用を終え, それぞれの大学が計画した実験を順次進めている.

CubeSat は、スタンフォード大学の Twiggs 教授より提案された 10cm 立方、1kg 以下の標準サイズの超小型衛星プロジェクトである。学生が衛星開発のすべてのプロセスを経験し、さらに打ち上げて実際の世界での挙動を知ることにより、実践的な宇宙工学教育を施すことができ、また、プロジェクトマネジメントの面でも極めて有効な教育手段として注目されている。また、1~1.5 年という極めて短期・低コストで開発できることから、新規技術の迅速な宇宙実証、宇宙ビジネスの舞台として、新しい宇宙開発を切り開く可能性も有望視されている。現在、世界で 50 以上の大学、NASA などの宇宙機関が独自のプロジェクトを進めている。

この中で、東京大学・東京工業大学は、2002 年にはいち早く完成させ、2003 年 6 月の打ち上げは、CubeSat の中でも最も早い打ち上げとなった。同時にデンマーク（2機）、カナダ、アメリカ（QuakeSat）もあわせて合計 6 機の CubeSat（ただし、1 個は 3 個分の大きさ）が打ち上げられた。現在、この打ち上げに続く CubeSat マルチローンチの打ち上げ機会を、このコミュニティの中で世界的に探索している状況である。後にも述べるが、コスト面や Export License の面など、様々な壁を抱えており、いずれのグループも打ち上げ機の探索は難航しているのが実状である。

CubeSat のような超小型衛星の持つ意義は、次のようなところにあると考えている。

超小型衛星プロジェクトの目的は、まず第一に、宇宙工学教育の実践的教育にある。物作りを行ってそれが現実世界でどのように動くのかを見極めて初めて、工学教育は完結する。設計だけ、シミュレーションだけではだめであり、「現実の世界」という厳しい評価をする先生が必要なのである。また、宇宙工学の観点からも、1、2 年という短期で、衛星のミッションの創生、設計、製作、地上試験、改修、打ち上げ、運用のすべてを経験することは極めて貴重な経験である。特に、「失敗」が大きな経験であり、それを何度か経験して、次のサイクルに反映することを数回は経験しなくてはならない。また、失敗は何百億円かの巨大プロジェクトではしてはいけない。まだ許される段階で失敗しておく必要がある。

第二には、宇宙開発の「しきい」を大幅に下げることにある。これまでの 1 機数百億円、開発期間に 3、4 年もかかる衛星だと、宇宙で実験や新しいビジネスを始めようと思っても、簡単には手が出せない。その結果、いくら国が宇宙の産業化だ、民間主導の宇宙開発だと旗をふっても、誰も見向きをせず、一向に宇宙の利用が進まないのが現状である。しかし、この「しきい」を、たとえば、コスト 2000 万円、開発期間 1~2 年にまで下げられれば、たとえ大型衛星と同じレベルのことはできなくとも、衛星を使って何かをやろうという人は出てくるはずである。小さいところでまずは試し、うまくいけそうだったらもっとお金をかけて大きな衛星を目指す、そのような段階的な宇宙開発が日本人にはあっている。その最初のステップを思いっきり安く早くしてあげよう、というのが超小型衛星の

発想である。また、宇宙実証の立場からも、新しい技術を宇宙で実証するまでの時間が3年も5年もかかるのでは、世界的な競争に負けてしまう。それを単能型でよいから、超小型衛星で迅速に実証しようという流れも出てきた。実際、NASA や DOD でも、超小型衛星を使って革新的機器（たとえば、MEMS の宇宙応用機器）などの宇宙実証を行い始めており、サレー大学でも、新規宇宙技術の実証用に 6.5kg の SNAP-1 という衛星を開発している。OPAL というスタンフォード作の衛星から放出された娘衛星 PICOSAT で Aerospace Corporation が MEMS による RF スイッチの試験をしたことが記憶に新しい（2001 年）。

3.2 打ち上げに向けての手続き等

実際の宇宙に打ち上げる CubeSat の開発は技術面、手続き面でさまざまな壁があり、東大、東工大はそれらを一つ一つ克服してきた。技術面は 3.3~3.4 にまとめるとして、本節では、必要となった手続き等をまとめたい。具体的には、以下について記載する。

- (1) 周波数使用の許可と、衛星および地上局の免許獲得
- (2) 打ち上げロケットの探索
- (3) 衛星の国際及び国内登録（Spacewarn 他）
- (4) 経済産業省からの輸出許可取得
- (5) 日本及び相手国の税関
- (6) 打ち上げロケットとのインターフェース調整
- (7) 打ち上げ直前の準備作業

3.3 東京大学 CubeSat XI の成果速報

2003 年 6 月 30 日、東京大学の学生による手作り超小型衛星 CubeSat-XI (1kg, 10cm 立方) が、ロシア連邦プレセツクより打ち上げられた。翌 7 月 1 日 0 時 48 分に無事に高度 824km の太陽同期円軌道に投入された。同ロケットには CubeSat-XI (東京大学の CubeSat) のほかに、CUTE-1 (東工大の CubeSat)、デンマーク (2 機)・カナダ・アメリカの CubeSat 計 5 機と MIMOSA、MOST という 50kg 級衛星も搭載されていた。この打ち上げは CubeSat の中でも最も早い打ち上げとなった。

7 月 1 日午前 4 時には、東京大学に設置した無線局において、CubeSat-XI からの信号を受信、衛星が問題なく軌道に投入され、正常に機能していることを確認した。その後、現在に至る 2 ヶ月の間、衛星との交信を連日行い、衛星の基本的なデータ（温度、電圧、電流）を取得することに成功した。

これらの運用およびデータ取得に加え、東京大学における CubeSat プロジェクトの特筆すべき点として、画像取得およびデータ配信システムがある。これは、CubeSat に搭載されたカメラにより画像を取得し、取得画像やデータの一般の人への提供する試みである。

宇宙を身近に感じてもらうことを趣旨として、現在ではおよそ 1500 人の方に登録をいただいている。

本報告書では、東京大学における衛星運用の状況及び今後の方針と、取得データ、取得画像、データ配信システムの現状などを報告する。

University of Tokyo's hand-made pico-satellite "CubeSat XI" (1kg, 10cm Cubic) was launched from Plesetsk military base, Russian Federation, on June 30th, 2003. On the next day, July 1st, CubeSat XI was successfully deployed into a sun-synchronous orbit of 824km, together with other 5 Cubesats, including Japanese CUTE-1, the Canadian Can X-1, the Danish AAU and DTUosat, the US Quakesat. The ROCKOT launch vehicle also deployed other relative big spacecrafts, Czech MIMOZA and Canadian MOST, which are 50kg class satellites. These Cubesats are the first ones which were launched and deployed into an orbit in the world.

On July 1st, we managed to get a signal from Cubesat-XI approximately at 4 am. This is the first pass over University of Tokyo. It can be concluded that CubeSat XI was surely deployed in to the orbit, the antenna was successfully deployed and CubeSat XI is alive!

After these events, we operated CubeSat-XI more than 4 times a day, everyday for more than 2 months. We were able to get basic status data of CubeSat XI. (Battery Voltage, Battery Currency, Solar Cell Currency, Temperature, etc)

In addition to these basic data, CubeSat XI takes photos with its CMOS Camera in the space and transmits the data to the ground station. We have got some photos from CubeSat XI and already distributed to many people online. We call this system Data Distribution System and the number of the member has been already over 1500.

In this report, we report the details of the basic data from the CubeSat, situation of the operation, photos taken in the space, situation of Data Distribution System.

3.4 東京工業大学CubeSat CUTE-1 の成果速報

東京工業大学松永研究室 (LSS: Laboratory for Space Systems) は日米の大学を中心とする教育目的の小型衛星プロジェクト, CubeSat プロジェクトに参加してきており, 2000 年秋より CUTE-I (CUBical Titech Engineering satellite) の開発をすすめてきた. 去る 2003 年 6 月 30 日に CUTE-I は, ロシア共和国プレセツク宇宙基地より, ロケット ROCKOT によって高度 820km の太陽同期軌道へ打ち上げられた. これまでに, 衛星の基本機能は正常に動作していることを確認し, 予定のミッションを順次実施してきており, 2 ヶ月経った現在も順調に稼働している. 本節では, CUTE-I の打ち上げ, 運用状況, 得られた成果について報告する. 本プロジェクトの最新情報については下記 website を参照されたい.

<http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cubesat/index.html>

CubeSat Project is an international, educational and practical program proposed by Prof. Robert Twiggs of Stanford University, and many universities and companies join in the project. We, Titech group, have developed a CubeSat “CUTE-I” since 2000. CUTE-I is a pico-satellite sized of 10cm*10cm*10cm, less than 1kg in weight. CUTE-I was launched together with other 5 Cubesats, on June 30, 2003 by a Russian rocket, ROCKOT.

The objectives of Titech CubeSat Project are to design and develop the pico-satellite under the leadership of university students. Through the project, we will acquire the fundamental skills on design, development and operation of the small satellite system in a short period of time. By using commercial off-the-shelf (COTS) components not yet used in space, we can reduce the total development costs, and make a database of COTS components for space use. The project is the first launching opportunity for Japanese student-made-satellites.

We will conduct the following three missions: communications mission, sensing mission, and deployment mechanism mission.

- Communications mission: The CW-transmitter equipped with the CUTE-I transmits CW-telemetry including housekeeping data. A FM-transmitter transmits FM-telemetry including payload data (sensor data etc.) by two different protocols (Ax.25 and Titech original (SRL)). We can change the communication protocols by a command uplink. We will use amateur frequency bands and receive the signals at our ground station.

- Sensing mission: CUTE-I has some various sensors: thermometers, accelerometers and gyros, CMOS camera based sun sensor system and so on. Measuring temperature, acceleration, and angular velocity of the CUTE-I on orbit, we will obtain the satellite condition data in space environment.

- Deployment mechanism mission: CUTE-I has a deployable solar cell paddle. Checking the housekeeping data, we will verify whether or not the deployment mechanism can operate well in the space.

In this report, we report the launch operation, the details of telemetry data, current status of CUTE-I and situation of the operation.

TITech CubeSat project URL

<http://horse.mes.titech.ac.jp/srtlssp/cubesat/index.html>

第4章 情報システム構築のための調査

4.1 サーバ運用計画案

本章では、UNISEC に関わる各種サーバ(ウェブサーバ、DNS サーバ、メールサーバなど)の運用体制について計画案を述べる。UNISEC は、現在までに、”unise.jp”という独自のドメインを取得し、公式ウェブを公開する体制は整っている。ウェブサーバは、セキュリティ性、利便性などからウェブサーバ代行会社に委託し管理してきたが、UNISEC の様々な活動で保管・公開するデータが急増し、ストレージコスト面など多々問題が出てきた。本稿で述べる案は、代行会社から UNISEC 独自サーバに切り替えるシステム構成を提案するものである。

4.2 遠隔会議システム構築案

本章では、UNISEC の理事および会員が、遠隔地でも会議、コミュニケーション、研究などが行える遠隔会議システム構築に関して草案を述べる。UNISEC は、年に一度のワークショップを開催し協議・検討をする機会があるが、それ以外では、e-mail ベースのコミュニケーションに留まる。E-mail は、世界中に瞬時にしてメッセージを届けられる利便性がある一方、返答に時間がかかり、話せば数分で終わる議論も数日を要することもある。その為、文字ベースチャット、インターネット音声通信、共有ホワイトボード、データ(ファイル) 交換・共有などの機能が、低コストで実現できれば、コミュニティの発展に繋がるものとする。

第5章 まとめ

まもなくわが国の宇宙機関が統合され、JAXA として新しい宇宙への歩みが始まります。これと並行して UNISEC の活動は着実に前進しています。国としての宇宙開発は、より効率的に、そして、産官学間の連携を強化する形で進められることと思います。連携の中で UNISEC との関連はどのようになるかは残念ながら明確ではありません。しかし、UNISEC の考え方と実績は新しい JAXA の業務のあり方の検討の中で一定の影響を与えてきたことは否定できないでしょう。UNISEC は主に学生の主体性を軸に宇宙活動への参加層を拡大し、超大規模プロジェクトでない宇宙アクセスを行うことを目指しています。これは従来の国主導の宇宙開発とは一線を画するもので、それゆえ、新しい JAXA の活動に一定の影響を与えることになるものです。UNISEC 自体としては、従来の方向を堅持し、前進します。この中で、国との協力も重要な要素としつつ、宇宙をキーワードとして社会

全体の科学技術向上に貢献することを狙ってゆきます。

さて、本調査期間での注目すべき成果は、学生諸君が自身で計画し、実行した衛星プロジェクトが宇宙に到達したことです。今年6月末に打ち上げられて順調に推移している東大、東工大の CubeSat がそれです。

今回の CubeSat 打ち上げの意義は次の2つであると思います。

- 1) プロジェクトチームの全員が未曾有の経験をしていること。
- 2) 宇宙開発の途が一筋だけでないことを日本でも示したこと。

まず、日本の社会に、特に若い世代に対して、小さくない影響を与えました。すなわち、チームの一人一人は「自分がやった！」と感じていると思います。このような感激こそ誰しもが心の奥底に求めるものであり、また、社会を発展させる原動力になってきたものです。これは、科学技術に携わる人が切望しながらも、現在の大きな組織の中では得にくくなってしまったものです。

技術的な面では、日本の技術総体の勝利であると思います。資金的に制約がある大学研究室のレベルでここまでやった背景には、一般に市場に出ている部品を使い、普通の小さな工場での工作で衛星を作ってきたことがあります。宇宙と地上とは環境条件が違います。しかし、そのことを良く知ったエンジニアが地上技術を適切に使えば宇宙に通用することを示しました。地上技術では超一流の日本が、宇宙では一部の国に遅れをとっていると考えられるのは理解できないことでした。実は、そんなことはなく、やり方の問題だったことが示されました。

今回の壮挙は、UNISEC にとっての金字塔といえます。同時に、社会全体に明るい未来を示しました。今後ともこの方向を発展させてゆきたいと願っています。