

第1章 はじめに

1.1 大学宇宙工学コンソーシアムの趣旨

本報告書は、平成14年に従来の「大学衛星コンソーシアム」と「ハイブリッドロケット研究会」が合体し「大学宇宙工学コンソーシアム」となって行った初年度の活動をまとめたものである。本コンソーシアムは、大学・高専の学生による手作りロケット・衛星をはじめとする手作りの宇宙工学活動を支援し、それをもとに小型衛星やハイブリッドロケットの新しい可能性を追求するコミュニティである。大学教官などから構成される運営委員会（日本航空宇宙学会傘下の受託委員会）の運営のもと、宇宙機関及び企業の協力を集め、自ら衛星およびロケットプロジェクトにチャレンジする学生を技術的・資金的・設備的・精神的にサポートする。その活動を通し、宇宙工学における人材教育、小型衛星・ロケット分野における技術やミッションの発掘と向上、国際協力およびアウトリーチ活動を展開することを目的にしている。

1.2 組織と活動の概要

上記の目的を達成するため、大学宇宙工学コンソーシアムでは以下の活動を行う。

- 1) 大学の衛星プロジェクトへの資金援助
- 2) 宇宙機関・メーカーと大学間の技術協力の窓口
- 3) 研究・技術交流会の実施
- 4) 衛星用機器の共同開発・一括購入のアレンジメント
- 5) 衛星に関わる法的な問題の相談受け付け
- 6) USSS (University Space Systems Symposium) 等への派遣援助
- 7) 報告書の取りまとめ
- 8) 情報の発信
- 9) 共同研究等の斡旋
- 10) その他、ボード委員会のアレンジメント、メンバーシップ業務、予算・決算など組織の運営に関する種々の作業

1.3 今年度の活動報告

2002 年度の活動内容を以下に示す。

プロジェクト名、日程、場所	内容
ARLISS 2002 派遣支援 米国ネバダ州 2002 年 8 月 2 - 4 日	CANSAT のサブオービタル打ち上げ実証実験。 ブラックロック砂漠にて、アメリカのアマチュアロケットグループ「エアロパック」の協力のもと、日米の大学が製作した衛星の打ち上げを行った。七大学（日大、九大、東大、東工大、創価大、電通大、東北大）に支援。
国際会議への派遣 フランス 9 月 27 日 10 月 6 日	ロケットグループ研究成果を国際学会で発表（第 11 回宇宙飛行機および極超音速システム技術国際会議）
一般プロジェクト支援 採択決定審査委員会実施 東京 2003 年 10 月 3 日、21 日	公募形式で、各大学からプロジェクト提案を募り、必要な資金を支援するもの。今年度は、ロケット 500 万円、衛星 500 万円の予算を組んだ。 今年度は、「萌芽的プロジェクト」への支援も行った。採択された大学は、ロケット 6 大学（都立科学技術大、北海道工業大、室蘭工業大、都立航空高専、東海大、大阪府立大）衛星 5 大学（東工大、日大、東大、北海道工業大、東北大）。プロジェクト期間は 10 月 3 月
カムバックコンペティション 主催 群馬県板倉町 2002 年 10 月 26 日	高度 300 メートルの気球から落とされたカンサット（超小型人工衛星）が、GPS を使い、パラフォイルなどを自動操縦して、目標地点にどのくらい近く着陸できるかを競った。三大学（日大、東大、東工大）から 5 チーム及び社会人（NASDA 有志、宇宙フォーラム有志）2 チームの計 7 チームが参加。板倉町で、中学生対象の宇宙工学の講演、小学生対象の水ロケット講習会も開催。
USSS（大学宇宙システムシンポジウム）派遣支援 ホノルル 2002 年 11 月 8 日～10 日	日米の大学生・大学院生が宇宙システムの設計 や開発・運用を含む共同プロジェクトを立ち上げ、実行することを目的とした会議であり、1998 年 から毎年秋、ハワイにて開催されている。会議では、参加学生によるプロジェクトの提案、既に立ち上げられているプロジェクトの活動報告および将来計画の発表がなされ、それに基づいて今後の活動計画が立案される。6 大学（日大、東工大、東北大、創価大、東大、九大）参加（米側も 6 大学参加）
UNISEC ワークショップ 2002 主催 東京工業大学百年記念館 2002 年 12 月 20、21 日	全国の大学から集まるロケット・衛星プロジェクトに取り組む学生たちのプロジェクト発表と議論の場をつくり、今後の行動計画を策定。衛星とロケットのコラボレーション、地上局ネットワークなどについて、議論。参加者数 143 名（学生 119 名、一般 24 名）
ハイブリッドロケット 打ち上げ実験支援 北海道大樹町 2003 年 1 月 13 日	北大 CAMUI ハイブリッドロケット 2 号機 打ち上げ実験。 道工大の有翼飛翔体射出試験（一般プロジェクト支援対象）も同時に実施。
キューブサットシンポジウム 共催 国際文化会館（東京六本木） 2003 年 3 月 10、11 日	（超）小型衛星の有効活用によって、宇宙へのしきいを下げる道を切り開くための議論の場として、オープンラボ準備委員会が主催。プログラム事務局として共催。海外からのゲストスピーカーをはじめとして宇宙科学・工学研究者が一堂に会し、（超）小型衛星の技術・ミッション等を発表。

第2章 大学宇宙システムシンポジウム (USSS)

大学宇宙システムシンポジウム (USSS) は日米の大学生・大学院生が小型衛星や衛星関連技術など宇宙システムの設計や開発・運用を含む共同プロジェクトを立ち上げ、実行することを目的とした会議であり、1998年から毎年秋、ハワイにて開催されている。会議では、参加学生によるプロジェクトの提案、既に立ち上げられているプロジェクトの活動報告および将来計画の発表がなされ、それに基づいて今後の活動計画が立案される。USSSはJUSTSUP (Japan-U.S. Science, Technology, and Space Applications Program) の一環として行われており、UNISECは参加学生の渡航費用の一部を支援している。

2.1 USSS の概要

USSS2002は

- ・ 6月～7月 : 担当者による事前の打ち合わせ
- ・ 7月23日 : Call for Paper の配布
- ・ 8月20日 : 参加申し込み締め切り (web page による abstract の提出)
- ・ 8月30日 : 参加校の決定

という準備のもと、2002年11月8日(金)～10日(日)の3日間、米国ハワイ州にあるハワイ大学マノアキャンパスにて開催された。参加大学は表2.1-1に掲げる通り、日米ともにそれぞれ6大学であった。日本側大学は全て昨年度も参加していたのに対し、米国側は半分の3大学が初参加であった。

2.2 プロジェクト紹介

前節で述べた通り、USSS2002では6つのプロジェクトが立ち上げられた。そのうち、Cansat、CubeSat、Ground Station Network、QUESTの4つは昨年度からの継続プロジェクトであり、“Formation Flying with Flexible Structures”、“Rover Teleoperation”の2つは新規プロジェクトである。

2.3 USSS の将来展望

今回のUSSSは例年にも増して日米の学生間の深い交流がなされ、議論を深めるという意味では非常に有意義だったといえる。しかし、USSSの目的である「共同プロジェクトの

立ち上げ」という意味ではいくつか問題が残った。以下、USSS を進行する側から見た主な問題点を挙げる。

- ・ 共同開発を進める上での障害、シンポジウムの意義
- ・ 専門家の助けを必要とする問題
- ・ 事前の準備
- ・ セッションの分け方
- ・ Cansat や CubeSat のような独立型のプロジェクトの取り扱い。

そこで、今後 USSS がその目的を達成するために、次のような方法を提案する。

- ・ 日米間で共同開発する意義のあるプロジェクトの提案の促進
- ・ 事前打ち合わせのきっかけの提供
- ・ 既存のプロジェクトと新規プロジェクトの取り扱いの明確な区別
- ・ 参加大学の裾野の拡大
- ・ プロジェクト遂行の徹底

USSS は当初、まだ小型衛星開発能力を持たなかった日本側大学にとって、開発実績のある米国の大学から教えを請うという面が強かったように思われる。実際、USSS は日本の大学による超小型衛星開発に重要な役割を果たしてきたことは間違いない。しかし、東大チームや東工大チームが CubeSat のフライトモデルを完成し、打ち上げ準備に至るところまで来た現在、USSS は「より高いレベルでの日米共同」と、「底辺のレベルアップや裾野の拡大」の 2 つの方向への分岐点にさしかかっていると考えるのではないか。一つのシンポジウムの中でこの両者が並立してゆくのか、それとも一者を選択するのか、議論が分かれるところであろう。今回の USSS は、参加者にはっきりした方向性を示さないまま前者で進めてしまったが、今後、参加学生の満足度を高め、成果を上げてゆくためには、USSS で何をを目指すのか、米国側も交えてきちんと議論すべき問題だと考える。

第 3 章 UNISEC2002 ワークショップ報告

3.1 ワークショップの開催状況

第 1 回大学宇宙工学コンソーシアムワークショップが 2002 年 12 月 20, 21 日に東京工業大学大岡山キャンパス内の百年記念館で開催された。ワークショップの目的は、各大学の開発プロジェクトの紹介と技術の情報交流を中心に、衛星・ロケット技術に関する講義等を行うことにより、「メンバーの技術力向上」を目指すとともに、開かれたコミュニティと

して、多くの方に現在の活動内容と将来の計画を知ってもらうことである。講演発表の対象は、各大学・高専ごとに学生が主体となっている手作り衛星・ロケットプロジェクトの現状、研究開発結果（技術的問題と解決に向けての検討結果など）、将来展望などを発表してもらった。ただし、サブシステムに関するプロジェクトも含ませたが、国や企業との共同プロジェクトは、原則として除いた。講演募集はホームページに詳細を掲示して、主に e-mail でメーリングリスト等にて送付した。その結果、32 件の申し込みがあった（当日 1 件の講演中止あり）。また、一般講演とは別に、5 つのグループに分かれ、学生を中心とした検討会を行った。さらに、招待講演として、航空・宇宙部門技術士で SSQ(Shirako Space Consulting)の白子悟朗氏による「誰にもチャンスの軌道上実証への道 - 周波数の確保 - 」と、北海道大学 大学院工学研究科機械科学専攻教授の伊藤献一氏による「北海道宇宙科学技術創成センター（HASTIC）について」も開催された。ワークショップの一般講演と検討会の司会などは学生たちが執り行った。

参加者は 143 名（内、学生 119 名）であった。その他、雑誌記者などの取材を受けた。また、20 日の懇親会には、100 名が参加した。本ワークショップの講演概要、論文、検討結果等については、後刷 CD としてまとめ、一般参加者には 1 枚を無料配布、その他には原則として有料配布した。

3.2 ワークショップの講演内容

合計 31 件の一般講演が行われた。講演内容は主に UNISEC の支援を受けた、CanSat/ARLISS/板倉、USSS 会議でのプロジェクト、ロケットおよび衛星の一般支援・萌芽支援プロジェクトの報告が多かったが、UNISEC との共同研究提案なども含まれていた。詳細な講演内容は付録の後刷集に譲るが、大学主導のロケット・衛星開発が着実に力をつけており、また、その裾野も広がりつつあることを如実に顕している。

また、発表とは別に、以下に示すテーマ別の検討会を行った。開催日に遡り e-mail を用いて、参加者予定者間で、UNISEC として議論すべき課題を挙げ、予め議論内容を検討して当日に臨んだ。検討項目とその概要は下記の通りである。ロケットグループ、衛星グループの各取り組みの向上だけでなく、両グループの連携共同開発方法について、検討、提案を行い、今後の取り組みの方針を決定した。

- 1) 地上局ネットワーク
- 2) ロケット開発大学と衛星開発大学のコラボレーション
- 3) 打ち上げ手段と高価な部品の獲得について
- 4) 学生主導の宇宙開発における問題と今後の展望

5) 射点・燃焼試験場の整備に関する連携の可能性

総じて言えば、第1回 UNISEC-WS は大成功であったと自己評価できる。様々な援助で支えられた UNISEC の活動は、大学主導のロケット・衛星開発を堅実に底上げするだけでなく、ロケット・衛星活動の連携を著しく促進させた。第2回ワークショップが来年の北海道で開催予定であり、CubeSat の軌道上打上の結果など、今年度よりもさらに大きな成果の発表が期待される。また、理学連携ミッションも多く提案、実施されようとしており、その結果についても楽しみである。学生の力は留まるところを知らない。

第4章 ロケットグループ各大学の活動報告

4.1 ロケットグループ アブストラクト集 (日本語)

4.1.1 北海道大学

超小型衛星やその構成部品の環境試験を行なう為の打ち上げシステムの構築を目的として、衝突噴流式ハイブリッドロケットを用いた小型ハイブリッドロケットの研究・開発を行なった。推力 50 kgf 級の小型の再使用型サウンディングロケット、CAMUI(Cascaded Multistage Impinging-Jet)ハイブリッドロケットについて、地上燃焼試験を行ない、その起動・燃焼特性の取得を行なった。その結果、良好な起動特性と安定した燃焼を得ることができた。

2003年1月13日に北海道大樹町においてCAMUIハイブリッドロケット2号機の打上げ試験を行なった。CAMUI2号機は高度およそ500m程度まで上昇し、パラシュートによって機体の回収を行なうことができた。本年度の打上げ実験において小型サウンディングロケットの打上げを行ない、パラシュートを用いて設定した保安距離内で安全に回収する技術を実証することが出来た。

4.1.2 北海道工業大学

宇宙開発活動も半世紀を超え、世界的に厳しい社会情勢にあるものの、着実に拡大の一途を辿っている。衛星通信・放送、GPSによる船舶・自動車等のナビゲーション、気象衛星による天気予報等は、既に我々の生活に深く浸透しており、今後更に高度化した衛星システムが、高度情報通信社会の礎となることは確実である。人工衛星の利用により、気象・海洋・地表の変化、地球温暖化、オゾン層の状況、災害の発生状況等の高精度な観測も可

能で、地球科学の推進や地球環境の保全等に貢献することも予想される。

今後、小型衛星の低軌道への打ち上げ、および低軌道衛星群より構成される通信インフラの保守・維持の市場や市民団体レベルでの宇宙活動、あるいは国内の大学が開発を行う超小型衛星の宇宙輸送等が拡大することが予想される中で、安全・安価・低公害な宇宙輸送システムの開発が望まれている。こうした中で、本研究グループでは、北海道大樹町多目的航空公園を射点とした「カンサット打ち上げのための射点回収型有翼飛翔体システム」の開発を行っている。この打ち上げ・回収システムはハイブリッドロケットエンジンを搭載した有翼飛翔体を打ち上げ、上空でミッションを達成した後自律飛行を行い、射点近傍に着陸させる計画である。

本研究グループは、高度 10km の上空へ 1kg のペイロードを輸送し、射点に帰還できる有翼システムを 2004 年までに開発することを目標として、

- (1) 有翼飛翔体打ち上げ時の安定性確認を目的として、飛翔体をモデルロケットエンジンで打ち上げた後、滑空する機体を無線操縦で着陸させる。
- (2) 空力特性の取得を目的とした風洞実験。
- (3) 有翼飛翔体制御の前段階として、安定性の優れたモーターグライダーに GPS、CPU ボードを搭載し、GPS からの受信データを基に、自律制御による飛行実験を行った。

打ち上げ実験では、有翼飛翔体が打ち上げを行う十分な性能を持つことが確認され、今後の再使用型打ち上げシステムの構築に有益な情報や技術を得ることができた。風洞実験では、有翼飛翔体の主翼に用いたデルタ翼の優れた失速性能等の飛行特性が確認できた。自律飛行実験では、有翼飛翔体にアビオニクスを搭載したシステムの構築が可能であることが確認できた。本実験によって、今後の再使用型打ち上げシステムの構築に有益な情報や技術を得ることができた。

4.1.3 室蘭工業大学

大学独自の小型打ち上げシステムの地上定点着陸回収手法として、本研究グループは、パラfoilによる自律的飛行システムの構築を目指している。パラfoilを用いて自律的に滑空・着陸させるための誘導則・制御則を構築するためには、パラfoil飛行体の空力特性および運動特性を予め詳細に同定する必要がある。そこで本研究では、パラfoilの飛行特性同定および自律的誘導制御システムの構築を長期的な目的とし、そのためにパラfoil飛行実験機を設計・試作し、飛行実験を行う。飛行実験機の飛行方法としては、ヘリコプターや熱気球等を利用し実験機を高空から落下・開傘・滑空・着陸させるのが望ましいが、そのようなプラットフォームはすぐには用意できないので、当面実験機は自力離陸・上昇が可能で降着装置を備えたパラプレーンタイプとする。昨年度までに、規模が小さく取扱いが容易な翼幅 3m 級パラfoilを用いて飛行実験機を設計・試作し、

製作技術・操縦技量を培ってきた。本年度は、各種計測機器搭載を念頭に、ペイロード余裕のある翼幅 5m 級パラfoil飛行実験機を設計・試作し、大樹町多目的航空公園および室蘭市内にて飛行実験を行った。また、高空から落下・開傘・滑空させるための熱気球システムの開発を進めると共に、落下滑空型飛行実験機を設計・試作し、室蘭市内の崖から予備的飛行実験を実施した。

4.1.4 東京都立航空工業高等専門学校

我国では微小重力利用、衛星打上げの分野で小規模かつ安価に利用出来る手段を調達する計画はない。ましてや教育レベルでそれを達成することは極めて困難な状況にある。従って衛星軌道へ到達しないまでも、手軽な弾道飛行打ち上げロケットを開発して、これらの用途に供することは予備的手段として、また教育的観点から極めて意義がある。本計画ではエタノール/酸素ガスを推進剤とし、エンジン燃焼圧力を 1 Mpa と低くすることによって自在性と安全性に優れたエンジンを開発することである。

平成 14 年度は全体計画の第一段階として、推進力 500N のエンジンを設計するため、最も重要となる噴射器の噴霧特性を調べるコールドフロー試験用噴射要素を製作した。次年度以降、コールドフロー試験を実施し噴射器設計基礎資料を取得し、燃焼試験用噴射器と燃焼室の設計・製作に進む予定である。

4.1.5 東京都立科学技術大学

本研究では、液体酸素 / PMMA (アクリル) を推進剤とする酸化剤旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験に先立って、旋回型インジェクタの噴射特性を調べるために、単一孔インジェクタを用いて、噴射孔径を変えて液体酸素噴射試験を行った。併せて、グレイン内壁に沿って接線方向に液体酸素を噴射する試験も行った。それらの結果、孔径が小さい程霧化・気化しやすいが、グレイン内壁に沿って接線方向に噴射すると、壁面に液体の層を形成するため、気化が妨げられることが分かった。さらに、旋回型インジェクタの孔径を変えて燃焼試験を行った結果、噴射孔径が大きい場合は低周波燃焼振動が起こったが、噴射孔径が小さい場合は安定に燃焼が持続した。しかし、燃料後退速度・ C^* 効率・ I_{sp} は気体酸素を用いた場合と比べて低下した。これらの結果より、液体酸素がグレイン表面に液体の状態で存在していることが、液体酸素の旋回の角運動量と見かけの燃焼表面積、酸化剤質量流束を低下させ、結果としてエンジンの性能を低下させている可能性があることが分かった。以上のような試験結果より、本年度の目標と掲げていた、推力 1000[N]級ハイブリッドロケットエンジンの開発は未だ達成できていない。そのため、インジェクタより手前で液体酸素を気化させてから燃焼室へ噴射する手法を進めており、気化に必要な熱量計算をし、現在試験を行っているところである。

Key Words: Hybrid Rocket, Liquid Oxygen, Swirling Flow,
Atomization, Combustion Characteristics

4.1.6 東海大学

現在まで打ち上げられているロケットには、セパレーションナットと呼ばれる火薬式の分離機構が用いられてきた。しかし、火薬は取り扱いが危険で、組立などの作業が困難である。また火薬爆発時に、その衝撃によって搭載計器等の破損や故障の原因になり易く、さらに 1 回限りの使い捨てなのでコストが高く、十分な知識も必要で容易に扱うのが難しいという欠点がある。

そこで我々は、安全で取り扱いが容易、かつ再使用可能で低コストなエアシリンダを利用した分離機構の開発研究を行っている。ロケット搭載用分離機構の設計試作は 1997 年から始まり、分離・引張・剛性・振動などの地上試験を行ってきたが、それらの結果を基に現在はハイブリッドロケットおよび CanSat のような小型衛星搭載用の分離機構を開発している。メンバーは学部 1 年生から 4 年生までの 17 名で、解析班・製作班・実験班の 3 チームに分け、すべて学生の手で研究・開発している。

将来の目標としては、大型ロケット・衛星搭載用分離機構の開発を目指す。数多くの地上試験や実機による実験を重ねることにより、汎用性、安全性および信頼性のある分離機構に発展させたいと考えている。

4.1.7 大阪府立大学

近年、いくつかの大学では、学生が人工衛星や小型ロケットを題材とした宇宙工学プロジェクトを進めている。しかし、とくにロケット活動においては推進系の燃焼過程が伴うため、取り扱いに注意が必要であり、爆発や火災などの危険性は拭いきれない。そこで我々は、安全性・環境への配慮・低コスト・将来性の観点から、2 液式コールドガスエンジンを推進系に用いた、小型ロケットの開発を始めている。2 液式コールドガスエンジンは安全性を最大限に重視した、非燃焼の推進系ながら、スケールアップすることで、実用ロケットへの発展性を含んだ推進系である。使用する液体は推進剤の液体窒素と加熱源の水であり、環境にも配慮されている。また、推進剤も安価な液体窒素を用いていることから、低コスト化を実現できる。そのうえ、燃焼過程がないので材料の耐久性が向上し、将来のロケットシステムの再利用化につなげることができる。コールドガスエンジンのパフォーマンスを解析した結果、混合室(従来の燃焼室)と背圧の比が 10:1 のとき、真空中における比推力が 85sec 程度で、直径 100mm のロケットなら約 750N の推力が得られることがわかった。このように、比推力はハイブリットや固体ロケットと較べて低いが、スロート面積を

大きくすると大推力が得られるので一段目のブースターロケットなどへの応用が考えられる。我々は、このコールドガスエンジンを実際に設計・製作し、ロードセルを用いた推力測定実験を行った。しかし、混合室内圧力を目標圧力まで到達させることができず、推力を測定するまでには至らなかった。今後、今回の実験で明らかになった問題点を解決し、混合室内圧力を上昇させ、推力測定を行いたい。

4.2 ロケットグループ アブストラクト集（英語）

4.2.1 Hokkaido University

To develop a launch system to examine a micro-satellite or its components in flight condition, development study of a small sounding rocket with jet-impinging hybrid rocket motor, designated as CAMUI (Cascaded Multistage Impinging-jet), has been made. To obtain the ignition and combustion characteristics of 50-kgf thrust CAMUI No. 02 motor, the authors performed static firing tests. As the result, sufficiently prompt ignition characteristics and stable combustion were obtained.

Following the static firing tests, a ballistic launch test of CAMUI-02 was performed on a January 13 2003 at TAIKI Hokkaido. The CAMUI-02 went up stably and reached 500 m in altitude. The rocket was recovered safely by parachute. These results prove reliability and safety of the launch-recover system with CAMUI hybrid motor.

4.2.2 Hokkaido Institute of Technology

Space activities have been actively for more than half a century. World is under the difficult social conditions, but growing up steadily. The system using the satellite such as satellite communication, satellite broadcast, GPS and weather report by the meteorological satellite has permeated our life deeply. Furthermore, it is certain that the advanced satellite system provide the foundation for advanced information communications society.

In future, expansion of the market of space transportation is expected. Because of companies and private sector organizations perform space development and launch of the micro satellite which the university in Japan developing are accretive. Therefore, development of safe, cheap, and a low pollution space transportation system is expected. It is our target that a payload is conveyed to the sky with an altitude of 10km, and the system which can return to launch point will be developed by 2004.

The present study deals with the development of the winged vehicle to obtain the basic materials of the Fly-back system.

4.2.3 Muroran Institute of Technology

The goal of this study is to develop an autonomous flight system for point recovery using parafoils that is to be applied prospectively to a small scale reusable launch vehicle of universities' own. As the first phase of such efforts, a parafoil flight experiment vehicle of 5 meter span was designed and fabricated, with the aim of acquiring know-how of handling parafoils and designing/fabricating vehicles, as well as of characterizing parafoil flight dynamics through on-board measurements. The vehicle was equipped with a propulsion system for running and taking off by itself. Flight experiments were carried out at a field in Muroran and Taiki Multipurpose Aerospace Park. A moderate capability of running, taking off, and climbing was demonstrated, although adverse rolling motion was observed during powered flights. In addition, an unpowered parafoil flight experiment vehicle was designed and fabricated. Its preliminary opening and gliding experiments were carried out over a cliff in Muroran. Furthermore, an unmanned hot-air balloon system for lifting the vehicle up to about 100 meter altitude and releasing it was designed and partially fabricated. It will be fully constructed early next fiscal year, and be used for parafoil opening and gliding experiments.

4.2.4 Tokyo Metropolitan College of Aeronautical Engineering

This program is aiming to develop a low thrust rocket engine for the multi-purpose uses. The engine will be designed by using Ethanol and Gaseous Oxygen with the thrust level of 300-500N as a first step. Final goal of the engine development is one whose thrust level of 10 kN. Available tests by the multi-purpose rocket with this engine will be included, for example, the preliminary test of utilization of low gravity environment and of telecommunication of a satellite and so on.

4.2.5 Tokyo Metropolitan Institute of Technology

In order to examine the atomization characteristics of the swirling injector, preliminary tests, the LO₂ injection tests with single-hole injectors, were carried out. The injected LO₂ was vaporized more rapidly as the hole diameter became smaller. When LO₂ was injected along a grain wall, however, a liquid layer was formed on the wall surface, resulting in the poor evaporation of LO₂. The combustion tests of the swirling-LO₂-type hybrid rocket engine showed that the performance of this engine was lower than that of the GO₂-type one. This low performance may be due to the existence of LO₂ layer on the grain surface. Therefore, our objective of this year, to develop the thrust level of 1000[N] engine, wasn't achieved yet. In order to solve the problem, however,

vaporizing LO_2 before injector was considered. The computational analysis of thermal conduction and, furthermore, the combustion tests with this method are carried out now.

Key Words: Hybrid Rocket, Liquid Oxygen, Swirling Flow,
Atomization, Combustion Characteristics

4.2.6 Tokai University

Most of rockets have been used a separation nut with firearms on the vehicle separation mechanism between rocket motor and payload sections. But the treatment of gunpowder is dangerous and difficult for the vehicle assembly. The separation system of firearms has many weak points such as a shocking damage for payloads, disposable useless, expensive cost, necessity of advanced knowledge and difficulty of treatment.

We have developed a new separation system without firearms but using an air cylinder device. The mechanism is easy treatment, reusable and reasonable cost. Since 1997, we have designed and tested on some prototypes, we are studying a small sized separation mechanism for a hybrid rocket or the CanSat satellite. Our project team of 17 students has 3 groups of the Analysis, the Assembly and the Test.

We are going toward the future goal of the development for an all-purposed, safety and reliable separation mechanism.

4.2.7 Osaka Prefecture University

Recently, students have been going ahead with small rocket projects in some universities. We don't dispel concerns about a burst and a fire in these projects because they have combustion process of propellant. Focusing on safety, environmentally friendly, low cost and potentiality, we started to study on the small rocket using cold-gas engine. This engine is composed of two fluids (LN_2 for propellant and H_2O for heating source) and is non-combustible propulsion system, which takes particular note of safety, and would be potentially developed to a practical level by enlarging its scale. The predicted performances of this, when the ratio between mixture pressure and back one is 10, are as follows; specific impulse is about 85sec and thrust is about 750N when rocket diameter is 100mm (in vacuum). Specific impulse of this engine is lower than that in hybrid rocket, but this engine can get high thrust by enlarging throat area. We designed and produced the cold-gas engine system, and performed an experiment for measurement of thrust using the load cell. But we could not measure a thrust of this engine because the mixture room pressure didn't get to the target value. From now, we are going to solve the problems that we found in this experiment and measure thrust.

第5章 衛星グループ各大学の活動報告

5.1 衛星グループ アブストラクト集（日本語）

5.1.1 北海道工業大学

従来の CubeSat は、教育目的という事もあり単機能であったが、CubeSat を複数用いたフォーメーションフライトを行うことにより、高機能なミッションを行うことが可能となると考えられる。本研究では、Cube Sat を 2 機用いたフォーメーションフライトを行う際のキーテクノロジー（レーザーレンジファインダ・電気推進）の軌道上実証をミッションとする。位置センサとして半導体レーザーを用いたレーザーレンジファインダ（LRF）を、そしてこの得られた情報から軌道を修正する推進系として電気推進（EP）を搭載する。CubeSat の推進系の開発にあたり、現在開発されている小型衛星用の 26[W]マイクロ波エンジンを基に、更に低電力化した CubeSat 用マイクロ波エンジンの研究を行う。このマイクロ波エンジンを含めた総合システム電力を 3[W]以下、かつ推力を 16[μ N]以上を目標とし、実験を行った。その結果、推力 16[μ N]以上の出力を検出、そして総合電力を 3[W]以内に収める事に成功した。更に、エンジン最適化を行い、より高い推力を得ることに成功した。電気推進との同時開発を行った半導体レーザーを用いたレーザーレンジファインダ（LRF）は、レーザー光の検出を確認した後、レーザー光を対象物に照射して反射してきたレーザー光を受光し、検出する実験を行い、反射板までの距離を測定することが可能である事がわかった。

5.1.2 東北大学

平成 14 年度、東北大学は、ARLISS2002 プロジェクトおよび萌芽プロジェクトに参加した。以下にそれぞれの概要を示す。

ARLISS 2002 プロジェクト

東北大学は、ARLISS 2002 Come Back Competition 参加にあたり、惑星探査ローバーの研究の一環として、着陸後に自律走行によってゴールをめざす超小型ローバーを開発した。展開型の車輪を考案し、自然不整地における踏破性能の高い機体を設計し製作を行った。打上げミッションでは、パラシュート展開に失敗し自由落下によって地面に激突してしまったものの、衝撃を考慮した設計が功を奏し、機体および走行系への損傷はほとんど見

られなかった。地上走行実験においては、GPS を用いたナビゲーションにより、自律的な長距離走行が可能であることを実証した。

萌芽プロジェクト

東北大学は、萌芽プロジェクトに採択され、大学院理学研究科と工学研究科の共同プロジェクトとして、軌道上望遠鏡による理学ミッションの研究・開発を開始した。

- (1) 開発の第一歩として、小型宇宙望遠鏡によって実施可能な科学ミッションについて考察した。口径 20cm 程度の小型望遠鏡でも、第一級の科学的観測が可能であるとの見通しを得た。
- (2) 衛星搭載望遠鏡の基本設計を行い、技術課題を洗い出した。高倍率による高い画像分解能を得るためには、衛星の姿勢ポインティングがキーテクノロジーになるが、マイクロミラーデバイス、CID 高速撮像素子などの新規技術を導入することで、解決を図るという方針を明らかにした。これらの技術は、今後の小型衛星にブレークスルーをもたらす技術でもあり、東北大学では、学生自らの手によってこれら MEMS (マイクロマシン) デバイスを試作・開発することが可能であることを確認した。
- (3) 高速撮像素子として CID (Charge Injection Device) に注目し、評価用サンプルを選定・購入した。同素子を用いて、光学的性能 (感度、ノイズ等) および耐環境特性 (温度、振動、放射線) 等を評価し、次年度にかけて基礎データを蓄積していく予定である。
- (4) 今後 10 年以内に 20cm 級軌道上望遠鏡を実現することを大きな目標として据え、これに至る技術開発、軌道上実証のシナリオについて検討を開始した。技術実証フライトとして、向こう 3 年を目標に 30kg 以下級の小型衛星を開発を第一ステップの目標としたいと考えている。

5.1.3 日本大学

平成 14 年度、東北大学は、ARLISS2002 プロジェクトおよび萌芽プロジェクトに参加した。以下にそれぞれの概要を示す。

ARLISS 2002 プロジェクト

東北大学は、ARLISS 2002 Come Back Competition 参加にあたり、惑星探査ローバーの研究の一環として、着陸後に自律走行によってゴールをめざす超小型ローバーを開発した。

展開型の車輪を考案し、自然不整地における踏破性能の高い機体を設計し製作を行った。

打上げミッションでは、パラシュート展開に失敗し自由落下によって地面に激突してしまったものの、衝撃を考慮した設計が功を奏し、機体および走行系への損傷はほとんど見られなかった。地上走行実験においては、GPS を用いたナビゲーションにより、自律的な長距離走行が可能であることを実証した。

萌芽プロジェクト

東北大学は、萌芽プロジェクトに採択され、大学院理学研究科と工学研究科の共同プロジェクトとして、軌道上望遠鏡による理学ミッションの研究・開発を開始した。

- (1) 開発の第一歩として、小型宇宙望遠鏡によって実施可能な科学ミッションについて考察した。口径 20cm 程度の小型望遠鏡でも、第一級の科学的観測が可能であるとの見通しを得た。
- (2) 衛星搭載望遠鏡の基本設計を行い、技術課題を洗い出した。高倍率による高い画像分解能を得るためには、衛星の姿勢ポインティングがキーテクノロジーになるが、マイクロミラーデバイス、CID 高速撮像素子などの新規技術を導入することで、解決を図るという方針を明らかにした。これらの技術は、今後の小型衛星にブレークスルーをもたらす技術でもあり、東北大学では、学生自らの手によってこれら MEMS (マイクロマシン) デバイスを試作・開発することが可能であることを確認した。
- (3) 高速撮像素子として CID (Charge Injection Device) に注目し、評価用サンプルを選定・購入した。同素子を用いて、光学的性能 (感度、ノイズ等) および耐環境特性 (温度、振動、放射線) 等を評価し、次年度にかけて基礎データを蓄積していく予定である。
- (4) 今後 10 年以内に 20cm 級軌道上望遠鏡を実現することを大きな目標として据え、これに至る技術開発、軌道上実証のシナリオについて検討を開始した。技術実証フライトとして、向こう 3 年を目標に 30kg 以下級の小型衛星を開発を第一ステップの目標としたいと考えている。

5.1.4 東京大学

CanSat プロジェクト

私たちは1999年から毎年「CanSat」と呼ばれる手作り小型衛星を製作してきた。毎年夏にアメリカのネバダ州のブラックロック砂漠において、アマチュア小型ロケットを使って CanSat を4km上空にまで打上げ、その落下中に様々な実証・実験を繰り返してきた。これらのプロジェクトを総称してARLISSと呼んでいる。

2001 年からは「Comeback Competition」と称して、GPSを搭載したCansat が自律的にパラホイルを制御し、いかに目標地点近くに落下するかを競ってきた。2001年には目標地点から650mという成績に終わったが、2002年の8 月には、目標地点から45m の地点に着地するという成果を上げた。

2002年のARLISSプロジェクトでは、このような技術的成果のみならず、学生の教育という観点からも新しい試みをした。東京大学大学院の授業「宇宙機設計特論」において、衛星の知識のない一般の学生をもプロジェクトに参加できるようにし、研究室、学科、さらに大学の別を問わないメンバーによるプロジェクトを実現させた。もちろん、立場や住ん

でいる場所や生活パターンのまったく異なる者同士でのプロジェクトは学生に大きな負担をしいることになったが、プロジェクトマネジメントを遂行する上での大きな勉強になったに違いない。

本論文では、それらの技術的、教育的成果を報告する。

CubeSat II プロジェクト

東大では、CubeSat1号機(呼称"XI-IV"、2003年6月打上げ予定)のバス技術をベースに新たにミッション系を持つ衛星"CubeII"を開発することが決定し、2002年1月にプロジェクトがスタートした。ミッションとしては、リモートセンシングを選定した。リモートセンシングは、京都議定書の発効など環境問題に対する世界的な関心の高まりと共に利用頻度の増加と低コスト化が求められている分野である。小型衛星によるリモートセンシングは、こうした要求に対する解となりうると考えられる。実際、大学による小型リモートセンシング衛星の開発は英国 Surrey 大学、Columbia 大学や独国ベルリン工科大学、などで行われている。しかし、これらは 50kg ~ 100kg 程度と、小型衛星の中では大型の部類に入る。

これに対して、CubeII では **Pico-satellite クラス(3~5kg)で数十 m の地表解像度の画像を取得すること**を主ミッションに掲げている。また、工学ミッションとしては、

- 新規バス技術の開発(伸展ブーム、太陽電池パドル、姿勢制御系)
- CubeI からのバス技術の高機能化(通信速度増大、CPU 強化、Peak Power Tracking など)が挙げられる。

本報告書では、CubeII の設計方針、ミッションシーケンス、各サブシステムの概要と要素技術開発と課題、今後の開発スケジュールについて報告する。

5.1.5 東京工業大学

2002年度は UNISEC から、CanSat プロジェクト、超小型衛星用保持分離機構の開発プロジェクト(一般プロジェクト)、地上局システム開発プロジェクト(一般プロジェクト)の3件に対して支援を頂いた。報告書では、これら3件について成果報告を行う。

CanSat プロジェクトでは、ARLISS2002 用に OpenClass 1 機、CanSatClass 1 機、及びローバーを一台開発した。まず、OpenClass とローバーを用いて、データ転送実験を行った。この実験の目的は OpenClass、ローバー、地上局間で、TDMA(Time Division Multiple Access)方式を用いて GPS データによるそれぞれの位置情報をお互いに共有することである。この実験と同時に、GPS 位置情報から、ローバーが OpenClass を追跡し、また、OpenClass があらかじめ設定された目標値に向かって飛行するなどの自律誘導実験も実施した。CanSat を用いても同様の自律誘導実験を行った。さらに、ARLISS の実験結果を踏まえ、2002年10月に開催された Space glider コンテスト用に OpenClass 1 機を追加開発した。

超小型衛星用保持分離機構の開発プロジェクトでは、2003年6月打ち上げ予定の東工大 CubeSat CUTE-I 用の保持分離機構の開発を行った。開発した機構は、ナイロン線をニクロム線で加熱切断する方式を取っており、機構の単純化と軽量化が実現されている。この機構に対して振動試験や微小重力下での衛星放出実験などを実施し性能を評価した。これら一連の試験の結果、開発した機構が CUTE-I 用保持分離機構として実用に耐え得るものであることが示された。また、2004年2月に打ち上げ予定の M-V6 号機のサブペイロードとして搭載予定の超小型衛星用保持分離機構実験システムの開発を同時に進めた。これらの開発は今後盛んになると予想される超小型衛星の打ち上げ時に使用できる保持分離機構開発を視野にいれたものである。

地上局システム開発プロジェクトは、2003年6月に打ち上げ予定の CUTE-I や、今後開発を行っていく次世代小型衛星などを地上から運用するための地上局を開発するプロジェクトである。本プロジェクトでは地上局システムを拡張性やデータ管理性に優れたものとするため、インターネット技術や XML(Extensible Markup Language)技術を多用している点が非常に特徴的である。完成したシステムには、Ground Station Data Center(GSDC)が構築されており、テレメトリデータ、地上局操作履歴、地上局・衛星データベースを web ベースで公開が可能になっている。また、選択した衛星の軌道図が web ブラウザで閲覧できるシステムも構築されており、既に稼動状態に入っている。

報告書では、これらのプロジェクトに対して開発の目的、スケジュールなどを交えながら成果報告を行う。

5.1.6 電気通信大学

ARLISS(A Rocket Launch for International Student Satellite)プロジェクトとは、学生による衛星開発を目指して1999年より開始されたプロジェクトであり、毎年一回米国ネバダ州 Black Rock 砂漠にて開催されている。毎回日米両国から多くの大学チームが参加し、CanSAT 等の打ち上げ実験を行なっている。今年2002年は8月2,3日の二日間開催され、電気通信大学チームとして初めて参加し、実験を行った。今回の電通大チームの実験内容は、オープンクラスサイズの CanSAT を作成し、導電性布を使用して作成した布製 GPS アンテナを CanSAT のパラシュートに搭載し、上空から落下中に GPS データを受信してその有効性を実証するというものである。このアンテナは、市販のフェルト生地に導電性布をパッチ部と地板部に添付してパッチアンテナを形成したものである。この導電性布とは、電磁波シールド材として一般に使用されているもので、ポリエステル系に金属皮膜を形成したものである。この布アンテナをパラシュートに搭載し、上空から落下中に GPS データを取得する。

5.1.7 創価大学

CanSat プロジェクト - PEARL -

PEARL のミッションは、搭載する CMOS カメラにより上空の画像を撮影し、2.4GHz・1Mbps の通信機を用いて、地上局にダウンリンクさせる事である。また、CPU を使用せず FPGA(Field Programmable Gate Array)を用いているため、自由度の高い電子回路を実現した。その他、7 種 14 のセンサと GPS 受信機を搭載し、取得したデータの Flash ROM への保存と地上局へのダウンリンクを行い、それら全ての搭載電子機器はひとつの FPGA によって制御を行った。そして、この FPGA の設計は各回路の不具合時に互いに影響を及ぼさないよう並列処理にすることで、より信頼性の高い CanSat を設計・製作した。

CanSat プロジェクト - CORAL -

創価大学が本年打ち上げた CanSat は合計 2 機である。本論文で報告するのはそのうちの 1 機であり CORAL と呼ばれる。ミッションは、将来創価大学の CubeSat に搭載予定の通信用機器 TNC (Terminal Node Controller) の開発および実験である。CORAL は上空で GPS データを取得し、TNC により AX.25 プロトコルに変換したパケットをアマチュア無線帯を利用し地上へと送るシステムになっている。創価大学の特徴として、この TNC を FPGA(Field Programmable Gate Array)により開発した。

8 月 2,3 日、アメリカ・ネバダ州・ブラックロック砂漠にて行われた実験では、地上からのデータを受信することができ GPS データを地上局で確認することができた。

CubeSat プロジェクト

本報告では創価大学で現在開発中の人工衛星 CubeSat について述べる。主なミッションは、地球の撮像、学生歌の地上へのダウンリンクである。その他、温度計、ジャイロ、電圧計、電流計も搭載する。通信は、アマチュア無線帯における AX.25 プロトコルによる通信を予定している。ここで使用する通信機器 TNC(Terminal Node Controller)は、ARLISS2002 において創価大学が開発した CanSat"CORAL"において、開発・実験を行い実用性を実証している。

創価大学のこれまで開発してきた衛星の大きな特徴は、FPGA(Field Programmable Gate Array) により搭載機器すべての制御を行っていることである。今回開発する CubeSat も FPGA のなかにソフトコア CPU を組み込み制御を行う。

5.1.8 九州大学

CanSat プロジェクト

2002 年 8 月 2 日、九州大学宇宙機ダイナミクス講座は、ARLISS2002 の CanSat プロジェクトに参加した。CanSat のミッションは、地上局にセンサから得られたデータを送信し、オンボードコンピューターと、GPS データを用いて目的地に自動制御することである。この実験は現在九州大学で独自に開発されている小型衛星 QTEX に向けての基礎技術、知識の習得のために行われている。

QUEST プロジェクト

QUEST(Kyushu-U.S. Experimental Satellite Tether) プロジェクトとは、テザー技術試験を目的とする、超小型衛星を開発するプロジェクトである。この衛星のメインミッションは、母機と子機の間につながれたテザーを 2 km まで伸展して、テザー技術を取得することである。このプロジェクトは九州大学、ワシントン大学、サンタクララ大学、東京大学の 4 大学の協力体制のもとで行われている。本論文においては QUEST プロジェクトの概要、各大学の協力体制と現在のプロジェクトの進捗報告を述べる。

5.2 衛星グループ アブストラクト集 (英語)

5.2.1 Hokkaido Institute of Technology

CubeSat has a relatively small number of functions since it is used for educational purposes. However, using more than one CubeSat in formation flight will make more complex missions possible. The purpose of this research is to experimentally prove key technologies for a formation flight with two CubeSats such as Laser Range Finder (LRF) and microwave engine. LRF uses a laser beam to obtain information on the relative position of the two CubeSats. Microwave engine is an electric propulsion system for satellites' orbit and attitude control. The information from the LRF will be used to manage the propulsion system. The microwave engine operated successfully with 1[W] of microwave input power where the total system power 3[W]. The engine generated a calculated thrust of 16[μ N]. The laboratory model of LRF was designed and its driver and detection circuits were constructed. The LRF has detected the range between itself and a reflection board.

Key Words: CubeSat, Formation Flight, 3[W] Electric Propulsion, LRF

5.2.2 Tohoku University

In the fiscal year of 2002, Tohoku University has participated in the ARLISS2002 project and the Exploratory project. Here the abstract of both projects are described.

ARLISS 2002 Project

Emphasizing our background on the robots for lunar/planetary exploration, we, Tohoku University, participated in the ARLISS 2002 Come Back Competition with developing a micro rover of 1.8 kg (4 lb.). The mission is to reach a given goal by a surface locomotion rover after soft landing from the sky. We developed expandable wheels to meet the requirement on the payload size and achieve higher capability in the locomotion.

Launch was successful but the parachute did not open, then our payload freely fell and crashed on

the ground. Yet, most of mechanical components survived okay. After on-site maintenance, the micro rover successfully demonstrated the locomotion on the Black Rock desert and autonomous navigation using on-board receiver.

Exploratory Project

Tohoku University was funded by UNISEC for an Exploratory Project, and started the development of micro satellites under the collaboration between the School of Science and the School of Engineering.

- (1) First, the mission goal was discussed for achieving high level of science, then set the development of a space telescope with 20cm aperture as a challenging, yet feasible goal..
- (2) Basic design of the space telescope was discussed and key issues in the development are identified. In order to achieve higher resolution than huge ground-based telescopes, that is theoretically possible over the atmosphere, the key is accuracy and stability of the attitude pointing. But this can be challenged by introducing break-through technologies such as micro mirror devices and charge injection devices. Tohoku University has strong know-hows and a facility where students can develop and test those MEMS(Micro Electronics and Mechanical Systems) devices.
- (3) Test piece of the CID (Charge Injection Device) was selected and purchased. Its optical performances and durability under the hostile space environment are to be evaluated.
- (4) A step-by-step approach is foreseen including the flight evaluation of innovative technologies within three years by a micro spacecraft of under 30kg.

5.2.3 Nihon University

The satellite group of Nihon University is developing the following pico satellites by supporting of UNISEC "CanSat project" and "General project"

We have been participating in ARLISS (A Rocket Launch for International Student Satellites) since 2000. We developed Fly-Back type autonomous control system called "Para glider CanSat"(hereafter, it is named PCS), and participated in Come Back Competition at ARLISS2002. PCS has GPS antenna, and enable control of turn and angle of attack by driving servomotor-linked line to paraglider based on GPS. We succeed in putting these modules in the size of 350ml can. It was launched two times in August 2002.

As a result, we couldn't take a normal flight because of power failure and unsuccessful in release from carrier. However, we could find out a lot of reexamination items and reflection points by this launch. Experiment and improvement were done many times by them. Based on these improvements, at present we are developing the 3rd PCS toward ARLISS2003.

In ARLISS2002, as the other satellite, we developed Open Class CanSat. This satellite was developed to foreseen CubeSat-Project. So it corresponds to SEEDS (Space Engineering EDucational Satellite) which is CubeSat of Nihon University. Accordingly, it imitates the SEEDS as much as possible in point of mission sequence, loaded systems and system diagram. We can ensure the system integration of SEEDS and shift the phase of Engineering Model by development and launch of this Open Class CanSat. We verify detection of sensor noise and validity of data analysis.

Because of unsuccessful deployment of parachute, the result became unanticipated. However, we investigated problems based on limited data, which was gotten by this launch. By further ground experiment and improvement, we finally established the systems of SEEDS. And we got the fundamental know-how of development through this project.

CubeSat_Project, supported as general project, entered EM phase of SEEDS. The purpose of this project is to get the fundamental technology of development spacecraft by student. We aim at developing satellite that can actually experiment in space in each university by this project. In future, we head toward the goal that enables to develop and to operate the pico satellite, which can experiment gossamer structure and deployment structure our laboratory research.

The systems of SEEDS that was established by OpenClassCanSat was miniaturized and lightened as CubeSat. We start performance test of the substrate February 2003. After basic performance test, the SEEDS is taken test in extreme environmental conditions such as thermal test and vacuum test. At the same time, calibrate each sensor device.

The structure of SEEDS was designed durably to launch and to operate by static load analysis and principal vibration analysis. This structure is lightened and selected rigid materials as much as possible by device of material and structure. We have already ordered this and we will finish the completion till this March. After that, we will have vibration test and long distance communication test by foldout antenna with integrated substrate and solar battery.

As future schedule of SEEDS, we will finish development of EM till April 2003 and shift design, manufacturing and various test of Flight Model. It is scheduled that FM development and all of tests in December 2003. At this time, we face the launch that is booked in 2004. And we are considering the possibilities about the chance of launch in many ways.

5.2.4 University of Tokyo

CanSat project

Since 1999, we have been making small satellites called “CanSat” every year. Every Summer, we have launched CanSats at BlackLock Desert in Nevada state in United States using amateur Rockets to the height of 4km in the sky. Then we did several experiments with the CanSats falling

down. We call these projects ARLISS.

Since 2001, we have been trying to make CanSats which sail toward the target point by GPS navigation with parafoil. We competed each other in the distance between the target point and the landing point of our CanSats. We call this competition "Come Back Competition". The best result in 2001 is 650m from the target point, and in 2002 is 45m.

In these project, we have not only get technical progress but also educational result. In the Graduate School class "Special Lecture on Spacecraft Design" by Prof. Nakasuka, three cansats were developed by three teams. The objectives of this class were not only satellite design, fabrication, test and operation but also project management, team work.

In this paper, I will report those technical and educational results.

CubeSat II project

University of Tokyo has built our first CubeSat called "XI-IV" which will be launched in June, 2003 by Russian rocket. Based on bus technologies of XI-IV, we started designing our next satellite "CubeSat II" in January, 2002. We selected remote sensing mission for CubeSat II. Growing interest in global environment requires more opportunities of earth observation through satellites with lower cost. Universities such as Surrey in UK and Institute of Technology in Berlin have built remote sensing small satellites, but they are still relatively "large" satellites (mass of 50-100kg).

CubeSat II aims to achieve ground resolution of several 10meters with total satellite mass of 3-5kg (classified as pico-satellite). In addition to remote sensing mission, we plan to develop and demonstrate deployable boom, solar-array paddle and ADCS system. We also develop enforced satellite bus technology including faster CPU, high data rate downlink system and PPT (Peak Power Tracking).

In this paper, concept of CubeSat II, its mission sequence, design of subsystems and key technologies, current status and future schedule are reported.

5.2.5 Tokyo Institute of Technology

In 2002, three Tokyo Tech projects have been supported by UNISEC. These projects are the CanSat project, the project for developing a separation mechanism for Nano satellites, and the project for developing a ground station system. In the Tokyo Tech final reports, the results of these three projects are described.

In CanSat Project, two satellites, which are OpenClass and CanSatClass, and a rover are developed for ARLISS2002. We conducted the two experiments; these are TDMA data relay communication experiment using OpenClass and a rover, and autonomy flight control experiment using OpenClass

and CanSatClass. After ARLISS2002, we also developed one more OpenClass to participate in Space glider contest in Japan.

In the project for developing a separation mechanism for Nano satellites, we have developed the separation mechanism for the Tokyo Tech CubeSat CUTE-I that will be launched on June 30 2003. The vibration test and the ejection test under micro gravity condition were conducted to evaluate this mechanism. The results of these tests indicate that this mechanism satisfies the requirements of a CUTE launch. We are also developing a sub-payload of M-V#6 that will be launched in February 2004 to conduct experiments about a nano satellite separation mechanism. We believe these developments contribute to the groups that want to launch their nano satellites.

In the project for developing a ground station system, we have developed the ground station system for CUTE-I and the next generation nano satellite we will launch in future. This ground station system consists of Internet technology, multi-layered system and XML data management to get the expansibility and the flexibility of handling data. Our ground station system has Ground Station Data Center (GSDC) that makes it possible to open telemetry data, logs of the ground station system and a database of satellites' information through Web.

Tokyo Tech final report describes the results of these three projects as well as the objectives and development schedules.

5.2.6 The University of Electro-Communications

We participated in ARLISS project for the first time, and carried out the experiments on August 2-3, 2002 in Black Rock desert, Nevada, USA.

In this project, we build one Open Class CanSAT and planned the following two experiments: use of the flexible GPS patch antenna attached to the parachute and attitude determination using solar cells. The patch antenna made of flexible conductive woven fabric and felt was attached to the CanSAT's parachute. The parachute was used as a GPS antenna and experiment of receive the GPS data was carried out. This was the first time to use flexible GPS antenna attached to the parachute. Six solar cells were attached to each of the surfaces of the CanSAT. The attitude was determined by measuring electricity generated on each of six solar cells and comparing among the six amounts of electricity. Unfortunately, launching experiment of attitude determination using solar cells was not executed because of the defect of computer program.

Key Words: GPS, parachute, flexible antenna, conductive woven fabric

5.2.7 Soka University

CanSat Project - PEARL -

We participated in CanSat project for ARLISS (A Rocket Launched for International Student Satellites) project in 2002. CanSat is small size satellite project by students in USA and Japan. CanSat climb to 12,000-ft (40,000m) height by amateur rocket, then CanSat is released. This year, we launched two CanSats name of PEARL (Practical Experiments Apparatus of Radiophotos for Long-distance) and CORAL (COmmunication Related Acquirement Laboratory) . This paper is report on satellite system of PEARL. Missions of PEARL are acquisition of digital images by CMOS camera, transmission of 2.4GHz and 1Mbps, operation by one FPGA, and vehicle of various sensors and GPS Receiver.

CanSat Project - CORAL -

This paper reports about CORAL that is one of CanSat developed at SokaUniversity in 2002. CanSat is a small satellite developed by students and it size is 350ml can size. The mission of CORAL is to develop TNC(Terminal Node Controller) and do an experiment our TNC. We will use this TNC on our CubeSat. CubeSat is low-earth orbit satellite. It size is 10 × 10 × 10cm and mass is under 1kg. Our TNC is developed by only FPGA(Field Programmable Gate Array). We will launch this satellite on Aug.2-3. 2002 in BlackRock desert. Nevada. US.

We could get the GPS data and we could find “CORAL” at the same point that the data pointed.

CubeSat Project

This paper reports about CubeSat that is developing at SokaUniversity. Shooting the photos of earth and transmission of our song to ground station are the main mission. The operating frequency is in the amateur communication band. A UHF($f=430\text{MHz}$) band will be used for the downlink, and a VHF($f=144\text{MHz}$) will be used for the uplink. We've already developed TNC(Terminal Node Controller) for downlink at ARLISS2002.

Feature of the Soka University Satellite is using FPGA(Field Programmable Gate Array) for control equipments. Advantages of using FPGA are design flexibility, small size, high speed processing and flight proven. You can have almost any logics in FPGA. Also you can have CPU in FPGA. There are reasons why we selected it for our CubeSat

5.2.8 Kyushu University

CanSat project

On 2nd August, we have conducted Fly Back experiment of CanSat for ARLISS2002 Project. The mission of our CanSat is to transmit the telemetry data to the ground station, and automatic navigation with on-board computer using the GPS data. The experiment is to acquire the technology for the QTEX, small satellite which is now under development in Kyushu University.

QUEST project

QUEST (Kyushu-U.S. Experimental Satellite Tether) is the project developing the micro satellite

that have the purpose for experiment of tether technique. The main mission of this satellite is to get tether technique deploying 2km tether between mother satellite and daughter satellite. 4 universities, Kyushu University, Washington University, Santa Clara University, University of Tokyo, take part in this project. In this paper, I'd like to state the summary of QUEST project, corporation of each university, progress report.

第6章 Comeback Competition (板倉コンペ) 報告

高度300mの有人気球から落下させたパラfoil等をつけた小型衛星が、GPSなどのセンサーで自分の位置を計測し、パラfoil等を制御して、目標の位置にどれだけ正確に着陸させるかを競うコンペティションを群馬県板倉町にて開催した。すでに2001年、2002年とアメリカでのCanSat実験の際に実施しており、その国内版としての第一回の大会であり、大学を始め、7チームの参加があった。

GPSによるセンシング、機上での計算、パラfoil等のアクチュエーションと、衛星に必要な「センサ 計算 アクチュエーション」のループすべてが正常に機能することを要求するきわめて高度な実験であり、宇宙工学における教育的効果、特に「ハンズオントレーニング」と呼ばれる、実際の物作り・実験の中で経験を得ることを目指したものである。同時に、パラfoilによる宇宙機の制御は、アメリカのX-38(宇宙ステーションからの帰還機)計画、宇宙科学研究所でのロケット上の実験機器回収計画などでも検討されており、再突入帰還機の技術としても将来性が大きいものである。

参加した各チームは、前夜から板倉町の南部公民館に泊り込み、最終調整をして大会に臨んだ。本番では、目標に向かってすばらしい制御をしたチーム、パラfoilが絡まって展開しなかったチーム、電気系のトラブルで制御がうまく行かなかったチームなど、多様な結果となったが、それぞれに大きな経験を得たようで、次年度の開催を期待する声が多かった。この成果は、開催直後に行われた、日米大学宇宙システム会議(University Space Systems Symposium, 2002年11月8,9日ハワイにて開催)でも報告され、アメリカの大学からも大きな関心をもって迎えられた。

また、あわせて板倉町東部公民館で水ロケットの講習会を実施し、地元の子供たちとのふれあいも行った。

第7章 後書き

本年度の活動は大変ドラマティックな経過をたどりました。組織的に言えば、従来別個に進めてきた衛星関連とロケット関連の研究開発支援を一体化して「大学宇宙工学コンソー

シウム」とし、総体的に効率的かつ包括的な活動を行うようにしたことです。活動の中身でいえば、超小型の人工衛星、いわゆる CubeSat の技術が各大学で急速に熟成し、東大、東工大では打ち上げに向けた体制を整えたこと、ロケットの技術開発が進んで北海道大学、東京都立大学が打ち上げ実験でこれを実証したことが挙げられます。また、前年度に引き続き行ってきた各大学での活動も順調に推移し、CanSat の米国での実験継続と国内での気球実験、USSS への参加拡大がありました。地上局ネットワークの整備と相互接続の確認のように、各大学の成果をグループで共有し全体的な機能を向上させるようになって来ました。外部からの支援では宇宙開発事業団から測定器類の譲渡を受けました。一方、依然として解決まで道は遠いといわざるを得ない共通的な問題は残っていますが、周波数獲得、安全な実験場、それらに伴う法的課題、技術情報の共有化など、コンソーシアム全体として解決する方向に滑り出しています。

以上の活動は、コンソーシアムに参加する各メンバーの熱意と実行力の賜物ではありますが、航空宇宙技術研究所や宇宙開発事業団をはじめとする機関、国内企業、そして企業などで長い経験を有する個人のご協力があって始めて可能となったものです。来年度からはコンソーシアムも NPO 法人として新たな出発をすることになりましたが、これは、国内諸機関と個人がより多様な形で参加いただけることを意図したものです。来年度は同時に宇宙機関を統合した新機構への移行という国の宇宙開発の大きな転機を迎えます。コンソーシアムはこの新体制の下でより明確な形で存在意義を示し、国全体の宇宙工学発展に寄与してゆくことを目指したいと思います。今後ともメンバー各位の精励と国、社会からのご支援をお願いします。