

JOURNAL OF THE INSTITUTE FOR ADVANCED SPACE ACTIVITIES

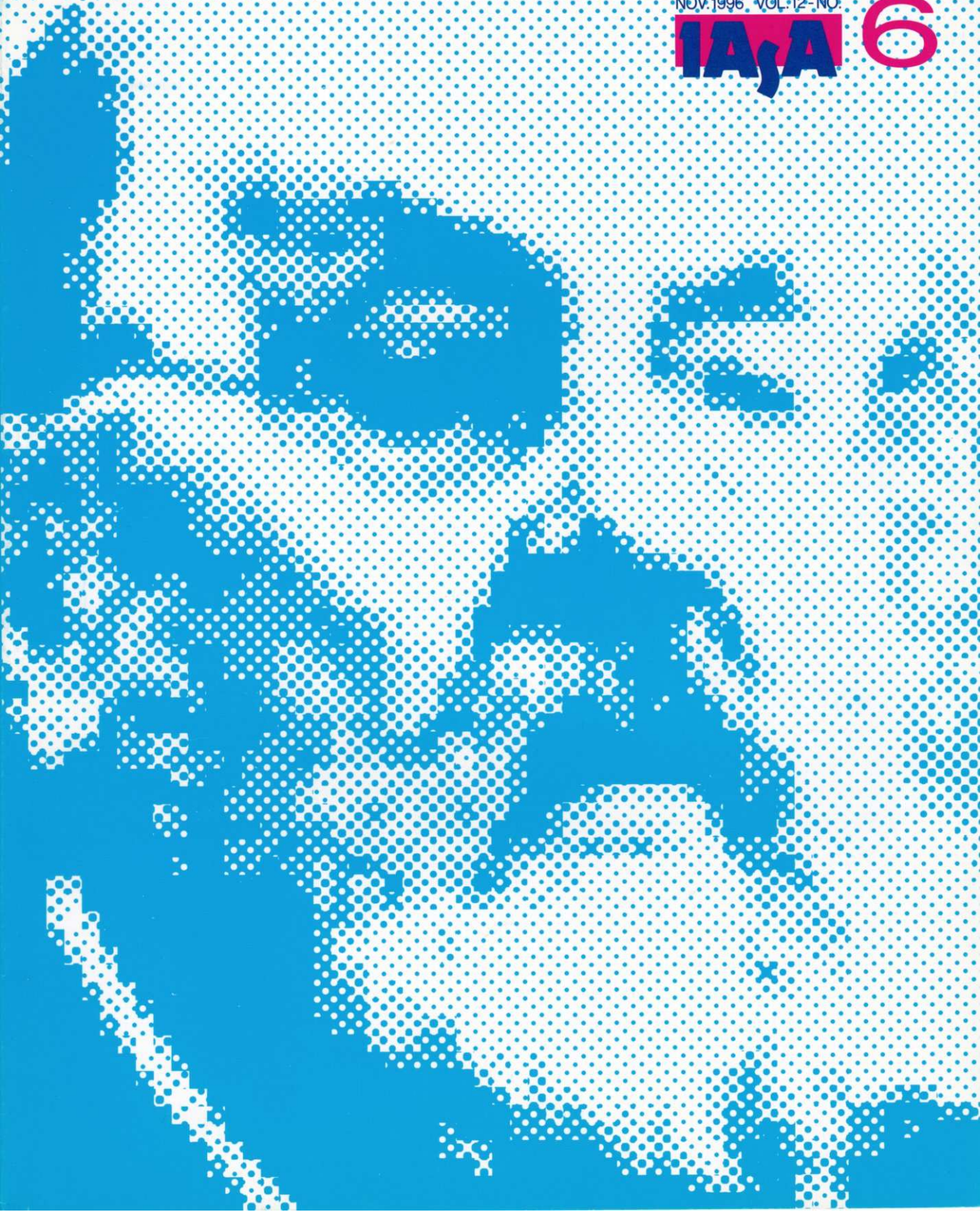
宇 / 宙 / 先 / 端

宇宙先端活動研究会誌

NOV.1996 VOL.12-NO.

IAJA

6



宇宙先端 1996年11月号 (第12巻第6号) 目次

1. サリュート5号 (アルマース3号) での異常事態

大田 憲司・・・125

2. 第4回衛星設計コンテスト優秀作品の紹介

編集局・・・129

宇宙先端活動研究会

代表世話人
五代 富文

世話人

石澤 禎弘	伊藤 雄一	湯沢 克宜	岩田 勉	上原 利数
大仲 末雄	川島 鋭司	菊池 博	櫻場 宏一	笹原 真文
佐藤 雅彦	茂原 正道	柴藤 羊二	鈴木 和弘	竹中 幸彦
鳥居 啓之	中井 豊	長嶋 隆一	長谷川秀夫	樋口 清司
福田 徹	松原 彰士	森 雅裕	森本 盛	岩本 裕之

事務局連絡先

〒105 港区芝大門1丁目3-10 コスモタワービル7F
(財) 科学技術広報財団 宇宙プロジェクト室
櫻場 宏一 (事務局長)

TEL 03-3459-8115 FAX 03-3459-8116

入会案内

本会に入会を希望される方は、本誌添付の連絡用葉書に所定の事項を記入して本会まで送付するとともに、本年度の年会費を支払って下さい。なお、会費は主に会誌の発行にあてられます。

年会費： 3,000円 (1996年7月～1997年6月)
会誌 (年6冊) は無料で配布します。

(年会費の支払方法)

1. 財務担当に直接払う
財務担当：佐藤 直也 [宇宙開発事業団経理部予算課]
2. 郵便振替
口座番号：00120-0-21144
加入者名：宇宙先端活動研究会
3. 銀行振込
富士銀行浜松町支店 普通3167046

サリュート5号 (アルマース3号) での異常事態

大田 憲司

ソ連の宇宙開発の歴史については一般に公表されていない多くのできごとが今なおベールに包まれたままとなっている。それでも近年少しずつそのベールの一部が取り除かれ、いろいろなできごとをめぐる実情が語られるようになってきた。ソ連の有人宇宙ステーション・サリュートは1号から7号まで打ち上げられ1970年代のはじめから1980年代のなかばまでソ連の有人宇宙活動の基地として大きな役割を果たしたが、そのうち2号、3号、5号は実は国防を主目的とする軍事ステーション・アルマースであったことが最近になって明らかにされた。この2号、3号、5号で働いた宇宙飛行士はいずれも軍人であり、特別な訓練を受けてその任務にあたったといわれている。それだけに宇宙飛行の成果やトラブルについても余り多くのことが知られていない。

<ソユーズ21号のクルー>

1976年6月に打ち上げられたサリュート5号 (アルマース3号) に最初にドッキングしたのはソユーズ21号である。ソユーズ21号のクルーは60日間の宇宙飛行をおこなう予定であった。船長はボリス・ボリノフ、機関士はピターリー・ジョロポフ。このうちボリノフは1966年に予定されていたボスホート3号で18日間の宇宙飛行に参加することになっていた。ところが当時のソ連の宇宙開発を総括していたコロレフ (カラリョフ) 設計長が1966年1月急死したためこのボスホート計画は打ち切られ、未完の飛行計画となった。その後ボリノフは3年後の1969年1月3人乗りのソユーズ5号の船長として最初の宇宙飛行をおこなった。

ソユーズ21号は1976年7月6日バイコヌールから打ち上げられた。当時宇宙飛行管制本部はクリミア半島のエフパトリーヤにあった。

出発前このクルーの飛行期間は3ヶ月とされたがその後往還宇宙船ソユーズの耐用期間を考慮して2ヶ月に短縮された。サリュート5号へのドッキングが手動でおこなわれたことを除けばこのクルーの飛行は当初正常に経過した。しかし8月に入って異常事態が発生し、飛行は早目に打ち切られ、ク

ルーは地上へ帰還することになった。その当時予定を繰り上げて帰還した理由は全く発表されず謎のままであった。エフパトリーヤの管制本部にいた報道関係者も早々に退去を求められた。飛行計画が完全に実施されたという以外には何の説明もなかった。そのような状況からクルーの2人の間に感情的なもつれが生じたのではないかといった噂が流れるようになった。この噂は今なお健在である。一体サリュート5号、すなわちアルマースステーションの中で何が起きていたのか?ロシア国防省の機関誌”赤い星”の本年7月6日号にはおおむね次のような内容の記事が掲載されている。

<ステーション内に異常発生>

アルマースに乗り移ってからの1ヶ月、すべては正常に経過した。装置の点検、観察、研究、実験は地上からの指令に従ってきちんと実施された。

しかし間もなくステーション内に異臭が感じられるようになった。この異臭は次第にひどくなった。クルーの2人は有毒燃料の蒸気洩れあるいはステーション内装の材料が原因ではないかと要所要所をチェックした。原因がはっきりしないまま1ヶ月余り我慢したが、42日目突然ステーション内の警報サイレンがけたたましく鳴り始めた。ライトが消え、多くの計器類が止まってしまった。ちょうどこの時、ステーションは地球の夜の側にありステーション内部は真っ暗になった。

2人はまずうるさく鳴り続けているサイレンを切った。無気味な静けさがやってきた。いつも聞き慣れていた換気扇、コンバータ、その他の計器の音がぱたりとやんだ。うるさいながらも騒音は宇宙の旅の道連れとなっていた。

サイレンを切った後、船長は地上に対してステーション内の事故発生を告げた。地上スタッフは異常の詳細を聞こうとしたが、ステーションはその時無線交信の届かない”裏側”にまわってしまった。

クルーは気密洩れではないかと考え、ソユーズ宇宙船へ移り急ぎよ地上への帰還が必要と判断した。しかし静寂そのもののステーション内には空気の洩れる音は聞こえない。つまりステーション内にもうしばらくとどまって原因究明と復旧に努める時間はありそうだ。

空気再生システムが動かないため酸素は次第に少なくなっていく。ステーションの姿勢制御ができなくなったので手動制御を試みた。船長のポリノフが中央制御盤に座り、機関士のジョロボフはソユーズ船へ移った。ジョロ

ボフはソユーズ船のペリスコープを使ってステーションの巨体がどちらへ回転しているかを観察し船長が動作を修正できるよう必要事項を伝達した。

2人とも正確かつ慎重に動いた。2時間経過した頃、ステーションはようやく復旧した。

<機関士の不調>

この異常事態の後、ジョロボフは頭痛に悩まされるようになり、不眠・食欲不振に陥った。ステーションに用意してあった薬を服用したが効果はなかった。機関士としての任務遂行はむずかしくなってきた。船長のボルイノフも平静ではいられなかった。地球から遠く離れた宇宙空間でのこのような心理状況はきわめて微妙である。最初の間、クルーはこの状況を地上に伝えなかった。しかしとうとうがまんできなくなったジョロボフが地上に自分の不調を訴えた。地上では医師をはじめ多くのスタッフが検討を重ねたが、正確な診断と結論は出せなかった。国家委員会は予定を早めて帰還させることを決定した。帰還指令は49日目に発せられた。クルーは宇宙服を着用、ジョロボフはボルイノフの助けを借りて帰還船のシートにおさまった。ステーションとのドッキング解除にも手間どりクルーと地上支援スタッフの双方が不安に駆られたが、ようやくソユーズ21号はアルマース・ステーションから離れることができた。地上帰還が予定より早く、しかも夜間であったため、着地点の発見にも多少の時間を要した。

帰還船は麦畑に降下、横倒しとなった。ボルイノフはハッチから出て歩こうとしたが足に力が入らず転んでしまった。その時心臓が破裂しそうなくらいの苦痛を味わった。ジョロボフも続いて出ようとしたが何かにひっかかって空中にぶらさがるかっこうとなってしまった。ボルイノフは最後の力をふりしぼってハッチに近づき、ジョロボフが地面に降りるのに手を貸した。信号弾が夜空に閃きそれを救出ヘリコプターが認めた。

ソ連体制下ではソ連の技術装置のミスはあってはならないこととされていた。確かにミスは少なかった。そのため上記2人のクルーのトラブルについても”心理的な不適合”という説の方が技術面の不備という説よりも都合よく広められたのであろう。次にサリュート5号にドッキングしたのはソユーズ

ズ24号であるが、このクルーがステーションに乗り移る前にステーション内の空気が自動装置により交換されたという。

第4回衛星設計コンテスト優秀作品の紹介

編集局

衛星設計コンテストは、宇宙を志す学生に、実際に宇宙機を設計し発表する場を提供することを目的に、平成5年から毎年1回開催されています。対象は国内外の大学院、大学、高等専門学校 of 学生。主催は、日本機械学会、日本航空宇宙学会、電子情報通信学会、宇宙科学研究所、宇宙開発事業団、日本宇宙フォーラムです。

衛星設計コンテストの作品は設計部門とアイデア部門の2部門で募集されており、設計部門は本格的な小型衛星（重量、形状が制限されている）の設計、アイデア部門は衛星に限らず多様な宇宙ミッションのアイデアを競います。審査は2段階で行われます。まず、応募者から提出された資料をもとに書類審査が行われ、書類審査を通過した作品が発表会形式の最終審査会に進むことになります。審査は独立した審査委員会によって厳正に行われています。第4回コンテストの審査委員長は西村純先生でした。第4回の総応募件数は21件、最終審査会で発表されたのはそのうち11件です。

今回、紹介するのは、最終審査会で発表された作品のマスコミリリース用資料で、衛星設計コンテスト事務局のご好意によりそのまま掲載したものです。（もちろん書類審査用の提出資料は非公開です。）11件のうち最初の6件がアイデア部門。相川さん、小塚さん、中村さん、林さん、高野さんの作品が設計部門です。（なお高野さんの資料は写真のみです。）力作揃いの作品に審査委員の苦労もかなりのものと推察されます。

最終審査会は平成8年10月27日（日）、東京都立航空工業高等専門学校汐梨（せきれい）ホールで行われ、受賞作品は以下のとおりでした。

- 設計大賞 : 連星型燃焼実験衛星（北大・相川さん他）
- アイデア大賞 : スペースウォーム（東北大・志和さん他）
- 日本機械学会賞 : 故障試験衛星「けんめい」（東大・小塚さん他）
- 日本航空宇宙学会賞 : Space Gas Station（九大・西原さん他）
- 電子情報通信学会賞 : 自動車事故通報システム（創価大・笠井さん他）
- 審査委員長特別賞 : 宇宙通信ネットワーク（都立航空高専・江口さん他）
捕獲衛星「くさりがま」（東大・林さん他）

いつの日か本当に宇宙を飛んで欲しいものです。なお、第5回衛星設計コンテストの募集はすでに始まっています。詳しくはNASDAホームページ (<http://www.nasda.go.jp>) 最新情報で。

「惑星探査ミッションのための宇宙通信ネットワーク」

都立航空工業高等専門学校
電子工学科 江口 和幸

1. はじめに

いままで、たくさんの惑星探査機が宇宙へと飛び立っている。パイオニアシリーズ、マリナーシリーズ、また、ボイジャーシリーズが海王星を通過したことなどは記憶に新しい。我々が提案する「宇宙通信ネットワーク」は惑星探査衛星等を、中継衛星を使用して、探査衛星等からのデータ中継を行う。

いままでの探査衛星の問題点として、深宇宙での観測になるため伝送ビットレートが小さくなり、短時間に多量のミッションデータを送ることができない問題がある。新しい宇宙通信ネットワークを構築するにあたり、伝送ビットレートの改善を図り、大容量の回線を確保することを目的とする。

2. 予想される成果

宇宙通信ネットワークに中継衛星を用いることにより、次の3つの成果が考える。

- ①中継衛星を使用することによって、直接伝送するよりも大容量の回線を構築することができると考えられ、画像データの伝送や、惑星大気的气体分析結果データの伝送などさまざまな探査ミッションの要求に対応できる。
- ②中継点においてエラー訂正を行うことによって、システムの信頼性を向上することができる。
- ③多元通信方式を用いることによって、複数の探査衛星局からのデータを中継することも可能となる。

3. 想定したミッションの仕様

最終的には、太陽系の惑星間を結ぶ宇宙通信ネットワークを構築するが、一つの例として地球-海王星間において、中継衛星を用いたネットワークの検討を行う。

想定探査ミッションの仕様は以下のとおりである。

探査ミッション	海王星地図の作成。
探査衛星の軌道	海王星の周回軌道。
通信要求は	ミッションデータ 2400bps
	テレメトリー 1200bps
	コマンド 600bps

通信要求のミッションデータは、海王星の地図の作成ということで、海王星の写真を伝送することになります。ここでは、 768×768 ピクセルのフルカラー画像を送ることを考えて、画像1枚あたり1時間で伝送できればいいので伝送速度を2400bpsとしています。 $(768 \times 768 \times 16 = 9437184 \text{ [bit]} / 3600 = 2621.44 \text{ [bps]})$ 圧縮率は10%として)

4. 中継衛星の配置

回線設計にあたる前に、中継衛星の配置について考える。海王星は、地球から43億9280

万 km 離れており、光の速度にすると約 4 時間かかる。このこと配置を考慮し、中継衛星を配置する場所について、以下の 3 通りのケースを考た。

ケース 1：中継衛星を 1 基のみ地球と海王星間のほぼ半分の距離にある天王星の周回軌道に配置する。

ケース 2：中継衛星をケース 1 と同様に天王星の周回軌道に配置し、さらに天王星と地球の間にある土星の周回軌道に合計 2 基配置する。

ケース 3：中継衛星をケース 1 と同様に天王星周回軌道に配置し、今度はもう一基の中継衛星を海王星の周回軌道に合計 2 基配置します。

5. 通信回線の計算方法

通信回線の容量を求めるために、伝送ビットレートを求める。

①各受信点での搬送波対雑音電力密度比 C/N_0 を求める。

②求めた C/N_0 から伝送ビットレート R を求める。

6. 通信回線設計

通信回線設計では、現在の探査衛星のように中継衛星を使用しない直接伝送を比較の対象した場合、以下の事が分かった。

①周波数が高くなればなるほど、伝送ビットレートは向上する。

②ケース 1・ケース 2 では、改善率は等しい。

③ケース 3 は他のケースでは見られない、2.2 倍という改善率を得られた。

6. 通信品質改善

ビタビのソフト判定を使うことにより、 E_b/N_0 が改善され、 C/N_0 はビットレートの増加、システムの縮小、さらには通信回線における接続探査衛星数の増加にあてることができる。

中継衛星で、符号の誤り訂正を行うことによって、エラー訂正をゼロにすることができれば、中継衛星-探査衛星間の距離差による損失を等価的に無くすことができる。

8. まとめ

中継衛星を使用した惑星探査ミッションにおける衛星通信ネットワークの構築を検討しました。その結果、以下のことがわかった

①中継衛星を使用することによって、データを直接伝送するよりも伝送ビットレートを向上させることができ、想定したミッション要求に対応できる。

②中継衛星で誤り訂正を行わせることにより C/N_0 が改善され、その改善分はビットレートの増加、システムの縮小、さらには通信回線における接続探査衛星数の増加にあてることができます。

したがって、中継衛星を使用して惑星探査ミッション用の宇宙通信ネットワークを構築することで、非常に効率のよい深宇宙通信が可能となり、ネットワークを有効利用することで、宇宙資源の共有化にもつながるといことが明らかになった。

人工衛星を利用した自動車事故通報システム

CARS:Car Accidents Report System

笠井隆之、大原信夫、牧野孝雄、濱田英一（創価大学工学部情報システム学科4年）

中山哲也

（創価大学大学院工学研究科情報システム学専攻修士2年）

1 目的と意義

最近、自動車に対する利便性や安全性の関心が社会的に高まってきている。利便性の面ではカーナビゲーションの普及が顕著であり、また、安全性の面では各自動車メーカーともABS特にエアバッグなどを全車に標準装備しつつある。さらに、車体に関する研究なども盛んに行われている。

しかしその一方で、交通事故発生件数は減少しておらず、交通事故死者数は昭和63年以降8年連続で1万人を突破しており、戦後からの延べ人数は50万人を越えている。この数は第2次大戦中の死者数を上回る大きな数であり、依然として交通戦争が続いている。その原因の一つとして、運転マナーが悪いこと（スピードの出し過ぎ、一時停止の怠慢、脇見運転など）が挙げられる一方で、事故の通報が迅速かつ正確に行われなかったことによつて救助が遅れてしまった為に死亡させてしまうという、事故発生後の対処の悪さも原因となっている。

交通事故統計によれば、夜間の死亡事故率は昼間に比べて約3倍高く、また高速道路における死亡事故率は他の道路に比べ約2.5倍高くなっている。これは夜間や高速道路では、事故の通報が遅くなることが原因の一つとして挙げられる。

そこで、今回提案する自動車事故通報システム（以下CARSと表現する）は、カーナビゲーション（またはGPS受信機）とエアバックシステム（または衝撃センサー）を結びつけデータ中継衛星（CARS衛星）を利用することで、地理的、時間的、また人為的条件によって、事故発生後の通報が遅れたり、事故発生位置の正確さに欠けて死亡していた人達の命を救うことを目的としたものである。

2 ミッションの構成

本ミッションCARSは、CARS衛星、自動車、管制指令センターと警察署・消防署から構成されている。

(a) CARSの概要

図1にCARSの概念図を示す。CARSではまず、GPSを利用することで交通事故車の位置を正確に把握することから始まる。そして次に、この位置情報と車輛情報を衛星を介して地上にある管制指令センターに送信する。管制指令センターでは送信されてきた位置情報と地図データベースを基に事故現場をわりだし、警察署及び消防署に通報する。通報を受けた警察署及び消防署は、警察官と救急隊員を事故現場へ向かわせ救助を行う。

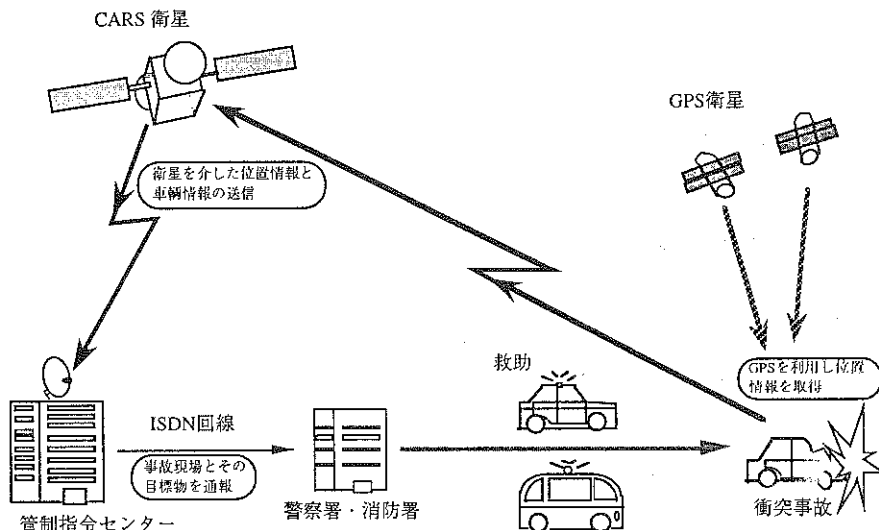


図1 CARSの概念図

(b) CARS衛星

CARS衛星はデータ中継衛星で、赤道面上、東経140度に位置する静止衛星である。回線設計の結果、搭載するミッション機器は、直径75cmのパラボラアンテナとトランスポンダ2個とし、これらが必要とする電力は約50Wで、重量は約20kgである。またその他のサブシステムの電力解析や質量解析を行った結果、サブシステムに必要な電力は約120Wで、質量は約130kgとなる。よって、セル実装率を80%、変換効率を15%とすると太陽電池パドルの大きさは、およそ120cm×90cmとなるので、CARS衛星は、静止軌道上で約150kgの静止衛星として実現可能である。

(c) 自動車

図2にCARSを利用できる自動車の概念図を示す。この自動車には、CARS送信機とGPS受信機及び、エアバッグシステムが搭載されている。(エアバッグシステムの代わりに、衝撃センサーのみでも可) CARS送信機は、位置情報と車輦情報を送信する。位置情報は、GPS受信機から逐次受け取って記憶し、そのつど更新される。また、車輦情報はあらかじめ入力しておく。

事故発生から送信までの流れは、次のようになる。まず、事故が起きた瞬間にフロントエアバッグセンサーが衝撃を感知する。このときフロントエアバッグセンサーは、衝撃があったことをセンターエアバッグセンサーASSYに信号を送り知らせる。センターエアバッグセンサーASSYは信号を受け取ると、エアバッグを開く命令をステアリングホイールパッド(図2には図示していない)に出す。またそれと同時にCARS送信機には、位置情報と車輦情報を送信するように命令を出す。命令を受けたCARS送信機はこれを契機として、フラットアンテナ(GPS兼用)からCARS衛星を経由して管制指令センターへ位置情報と車輦情報を数回送信する。

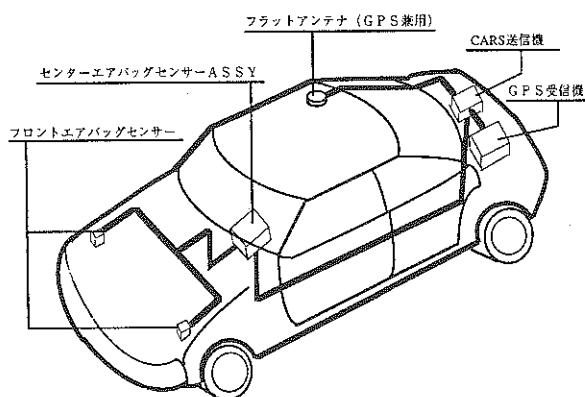


図2 自動車の概念図

(d) 管制指令センターと警察署・消防署

管制指令センターは、全国を10の地域(北海道、東北、北陸・信越、関東、東京、東海、近畿、中国、四国、九州・沖縄)に分けて1基ずつ設置する予定である。各管制指令センターは、受信した位置情報とその地域の地図データベースをもとに事故現場をわかりだし、その現場の管轄となっている警察署及び消防署にISDN回線を通して通報する。またこのとき、迅速に事故現場に到着できるように、現場へ向かう際の目標物(目印)となる物を検索し、それもあわせて通報する。通報を受けた警察署及び消防署は、警察官と救急隊員を事故現場へ向かわせ救助を行う。

3 まとめ

CARSは、事故当事者本人が意識することなく迅速かつ正確な通報ができ、特に、ひとけの少ない夜間や郊外、または高速道路などでいっそう早く救出できるという独創的なシステムである。さらにCARSは、自動的に通報するだけでなく、マニュアルでも(故障やエアバッグが作動しない事故、または急病などの時)通報できるようにすることも可能なので利用範囲はさらに広がり、貴重な人命を救うのに多大な貢献をする。

そして、CARSは既存の装置やシステムを総合的に利用した新しいシステムなので低コストで実現でき、多くの人々に役立っていただければ幸いである。

代表者名 (所属)	鶴丸 大介	(東京工業大学 修士1年)
	武井 智哉	(東京工業大学 修士1年)
	泉 守	(東京工業大学 学部4年)
	志田 大輔	(東京工業大学 学部4年)

概要 テーマ名 宇宙における GPS の利用について

目的

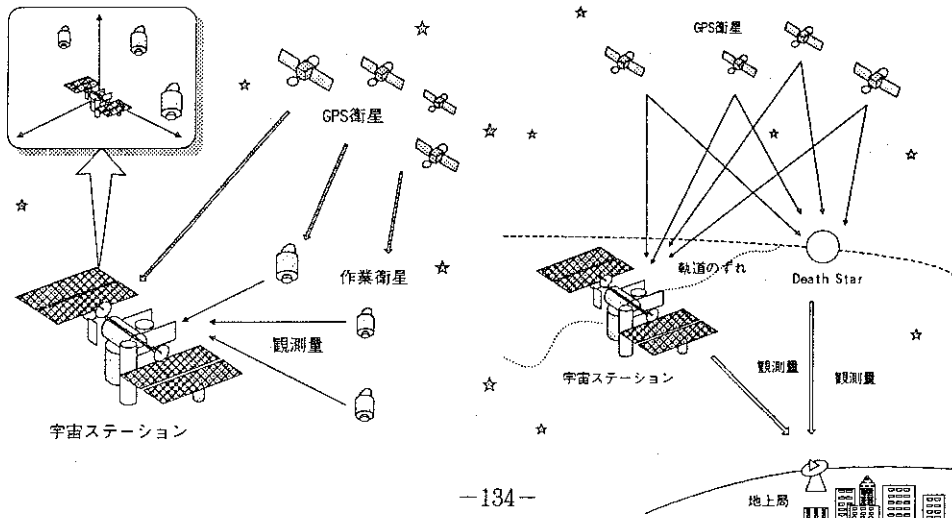
GPS 技術が宇宙開発において大きなポテンシャルを持つもの考え、特に Differential GPS(以下 DGPS) による相対位置の高精度測定技術を利用したいくつかのシステムを提案する。

1 宇宙ステーション周辺の監視システム

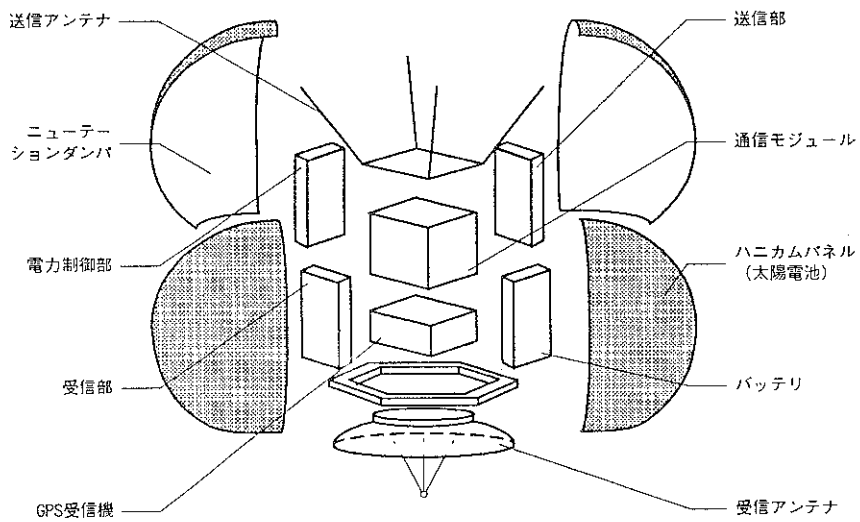
近い将来、宇宙ステーションなどの大型建造物の建設が恒常化する際には、建設現場には非常に多数の衛星や宇宙用ロボット、資材などが密集することが予想される。このような状況下において、それぞれの衛星や資材の位置を正確に把握することは非常に大切である。そこで、宇宙ステーションに GPSR を搭載することはもちろん、宇宙ステーション周辺で作業衛星や宇宙用ロボットに GPSR およびデータ送受信アンテナを搭載し、宇宙ステーションを基準座標系としすべての作業衛星や宇宙用ロボットの位置を管理するシステムを提案する。作業衛星や宇宙用ロボットはリアルタイムで高精度 (数十センチ) の相対位置データを受信することができ、作業をする上での基本データを取得できる。

2 宇宙ステーション軌道管理システム

宇宙ステーションは、空気抵抗や太陽風などの影響により 90 日程で高度が 200[km]程度落ちると言われている。宇宙ステーションの軌道運動の推定を行うには、地上局による大規模なシステムが必要であるが、大型計算機で軌道を推定するにも空気抵抗等の外力の推定が困難であり高精度に推定することはできない。そこで、同軌道に GPSR を搭載しできるだけ外力を受けないような球形の衛星 (Death Star(仮称)) を配置することにより (高精度の測位が



可能)、大型構造物の軌道のずれを正確に測定することができる



衛星概念図

まとめ

今後の宇宙利用においてますます重要な役割を果たすと思われる GPS についてその有効的な利用法について幾つかの提案を行った。特に DGPS を用いた相対位置の測定においては現時点でも数 10「cm」の精度を有しており、近い将来には今回提案したシステムが宇宙において活躍することが期待できる。

スペースウォーム（宇宙構造物外壁点検マイクロロボット）

東北大学 工学部 機械航空工学科 吉田研究室
志和 知子 藤島 幸一 平岡 忠志

平成8年10月27日

1. 目的

一度打ち上げられた衛星は、軌道上で何か不具合が生じても見ることができない。特に宇宙空間では、マイクロデブリやマイクロメテオによる外壁の損傷も予想されるが、それがどの程度の影響を及ぼすのか詳しく知られていない。特に宇宙ステーションのように人間が長期間滞在する構造物では、これは安全性に関わる重要な問題である。そこで、軌道上の衛星がどのような状態にあるのか、またマイクロデブリが宇宙ステーションなどの外壁にどのような影響を及ぼすのかを、CCDカメラ、およびレーザーマイクロSCOPEで点検することを目的とする、宇宙構造物外壁点検マイクロロボット、「スペースウォーム」を提案する。

2. 提案するロボットの特徴

我々が提案するロボットは、以下のような特徴をもつ。

自律点検 自律的に衛星表面を歩行・移動して点検を行う。軌道上で衛星のモニターが可能となる。宇宙ステーションにおいては効率的な自動点検が可能である。

静電引力吸盤 静電引力は一般に弱いと思われがちだが、自重を支える必要のない微小重力環境においては有効である。特に小型で軽量のマイクロロボットでは静電気力は効果的に利用できる。

フィクスチャ不要 静電引力吸盤を使うため、専用の構造物なしに自由に張り付くことができ、既存の衛星の設計を変更する必要がない。

3. ロボットの構成

3.1. 全体構成

このロボット「スペースウォーム」の概略を図1に示す。このロボットは全長が30[cm]から70[cm]

の範囲で伸縮し、幅・高さともに10[cm]である。

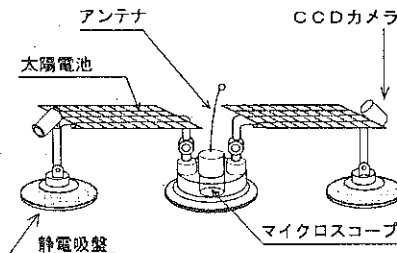


図1. スペースウォームの概略図

3.2. 重量・電力配分

このロボットの重量、および電力配分を表1に示す。

表1. ロボットの仕様

構成部品	個数	質量 [g]		消費電力 [W]	
		部品	合計	起動時	計測時
脚(2本)・機体					
静電引力吸盤	3	10	30	0.1	0.1
機体	1	50	50		
小計			80		
アクチュエータ					
モーター	6	7	42	1.5 *1	
ギヤボックス	6	9	54		
風輪機構	2	15	30		
小計			126	1.5	
カメラ・通信系					
CCDカメラ	2	3	6		5 *2
レーザー	1	30	30		
マイクロSCOPE	1	100	100	3	5 *2
送信機	1		196		
小計					
太陽電池・バッテリー					
シリコン太陽電池	64	0.26	17		6.1
Li1 次電池	3	4.7	14.1		
小計			15.8		
合計			500 [g]	5.1 [W]	

*1 同時に2箇のモーターを駆動させる
*2 同時には使用しない

3.3. 吸着の原理

基本的な回路構成を図2に示す。図のように吸盤と外壁が誘電体をはさんで電荷を蓄えコンデンサとなり、これら2つのコンデンサからなる閉回路が構成されて静電気力を発生するものである。

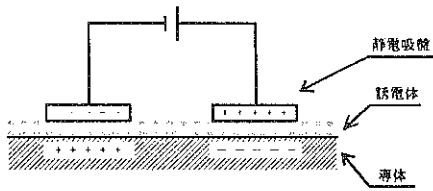


図 2. 静電吸盤を構成する回路

このようにして得られる静電気力の大きさを、以下に試算する。条件は以下のものとする。

静電吸盤の直径 10[cm]
電源電圧 100[V]

この場合に得られる力の大きさと、ロボットをひきはがすために必要な加速度の大きさは、

吸着力 4.46[N]
引きはがし加速度 $6.37[m \cdot s^{-2}] = 0.65[G]$

以上のことから宇宙ステーション上に想定される程度の外乱加速度ではロボットが外壁から離れることはないことがわかる。

4. ミッションの概要

4.1. 運用の手順

このロボット・ミッションの手順は以下の通りである。

- (1) 衛星の場合、打ち上げ時に搭載する。このときはロンチロックが必要である。
- (1') 宇宙ステーションの場合、ロボットアーム、もしくは有人船外活動により外壁表面に設置する。
- (2) 表面上を自律的に移動し、CCDカメラとレーザマイクロスコープで点検を行う。
- (3) 情報を衛星もしくは宇宙ステーションに送信する。直接地上に送る必要がないため、アンテナ出力は小さくてよい。

4.2. 移動シーケンス

このロボットが直進するシーケンスを図3に示す。静電気力を使うため、常に2つの吸盤で吸着した状態で残りの足を移動し、尺取虫のように一歩一歩ゆっくり歩く。スペースウォームという名前前は、この歩行に由来する。

また、図4のように面から面へ移動することも可能である。

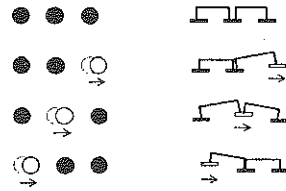


図 3. スペースウォームの移動シーケンス

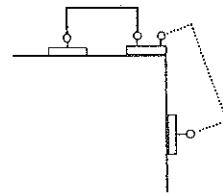


図 4. 面を移る場合の移動シーケンス

4.3. 予想される成果

このロボットに取り付けられた CCD カメラ、およびレーザマイクロスコープから得られる画像は、以下の図5のようなものであると予想される。

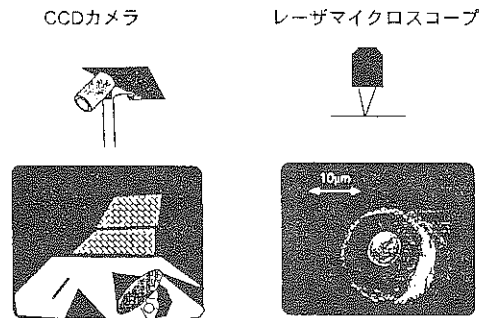


図 5. CCDカメラおよびレーザマイクロスコープからの映像(予想図)

衛星の場合、太陽電池パドル、アンテナ等の展開の様子がモニターでき、信頼性向上に貢献する。また、マイクロデブリによるマイクロクレタ等に関する知見が得られる。

テザーロボットを用いた静止軌道観測

東北大学工学部機械航空工学科

宇宙機システム学講座

佐藤 大祐 猿橋 直哉 高橋 三恵

1. はじめに

進歩する宇宙開発において、テザーシステムの利用について研究が行われている。テザーシステムには様々な利用法があるが、我々はテザーロボットシステムに着目し、人工衛星の状態を観察することを提案する [1] [2] [3]。

2. 衛星のミッション

静止衛星の利用が進むにつれ、静止軌道の有限性やスペースデブリの増加が問題となっており、データの不足している静止軌道上の状態を観測することはこれからの宇宙開発において重要であると考えられる。よって本ミッションでは、テザーロボットシステムを用いて静止軌道上の通信衛星や気象観測衛星などの人工衛星の状態を観察する。

具体的には、本衛星を静止軌道よりも少し高い軌道へ投入、主衛星からテザーを伸展し、観測機器（副衛星）を目標とする静止軌道へ送り出す。そして、この観測部をテザーロボットシステムで制御しながら、静止軌道上の人工衛星の状態を観察する。さらに、2つの軌道間の速度差を用いて静止軌道全体の状態を観測する。

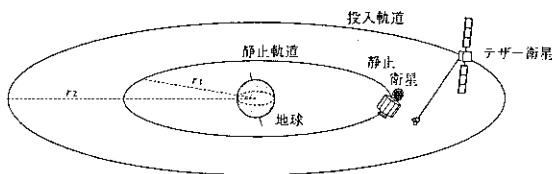


図 1. 衛星の投入軌道

また、テザーシステムを用いるメリットとして以下のものが挙げられる。

- (1) テザーの伸展により観測機器を広範囲で動かすことが可能となる。
- (2) 観測部をテザーにより制御することで目標物を多方向から観測でき、多くの情報が得られる。

(3) テザーの張力を制御することにより観測機器が推進剤を使用することなく移動できる。

(4) 観測域に観測部だけを投入するため、衛星本体への衝突や観測対象との危険を回避しやすい。

3. テザーシステム

主衛星より伸びたテザー先端部に取り付けてある観測機器の位置は、張力により制御する事ができる。ここでは、参考文献 [3] で用いられている張力のフィードフォワード制御則を用いシミュレーションを行う。具体的には、テザーの動作を軌道面内に限定し、初期値と目標値の設定を変える事で観測に適した軌道を決定する。

図 2 ~ 4 にシミュレーションの結果を示す。ここで、図 2 における原点は主衛星の中心であり、X 軸の正方向は主衛星及び目標物の進行方向、Z 軸の正方向は地球中心方向を表し、図 3、4 における実線はテザー先端部を張力制御した場合の、点線は制御を行わない場合の値を表す。カメラの性能を考慮し対象物との距離が 3 km 以下で観測を行なう場合、図 3 は張力制御することで観測時間が 28 分長くなることを示している。また、テザー先端部は目標物に沿うような軌道をとるため、図 4 が示すように相対速度が小さくなる。以上より、テザーの動的制御による観測が有効であることが示された。

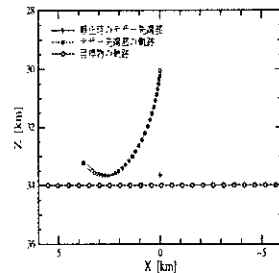


図 2. 目標物とテザー先端部の軌跡

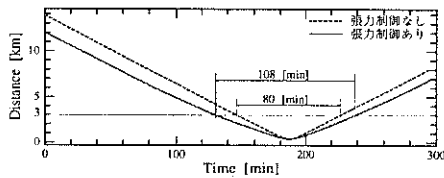


図 3. 目標物とテザー先端部との距離

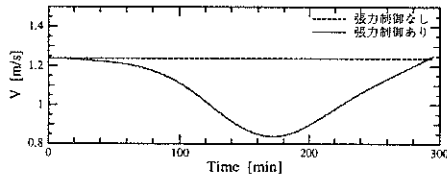


図 4. 目標物とテザー先端部との相対速度の絶対値

4. ロボットアームシステム

4.1. カメラの方向制御

テザー先端部は、ロボットアームとしての機能を持ち、ベースとカメラを固定する支持リンクから構成される。これを図 5 に示す。そして、

- (1) アームの重心がテザーの延長線上にある。
- (2) アーム手先の向きの延長線上に観測する衛星がある。

を満たすように制御することにより、主衛星に影響なくカメラを動かすことが出来る。アームの制御は参考文献 [4] のものを用いる。アーム角の目標値をあたえるとカメラは静止衛星の方を向く。目標値は、カメラの画像を計算機で分析することにより与えられる。

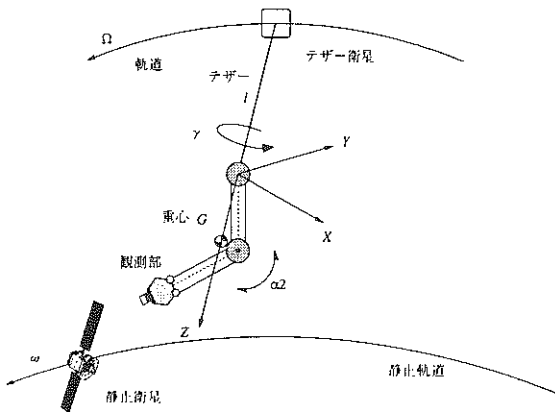


図 5. 観測システム

4.2. ロボットアームの制御シミュレーション

次に、ロボットアームを用いた観測機器の方向制御のシミュレーションを行う。ただし、テザーの方向を Z 軸、軌道面に垂直な方向を X 軸、それに垂直なものを Y 軸とし、

Z 軸回転を γ 、Y 軸回転を β 、X 軸回転を $\alpha 1$ とし、関節角を $\alpha 2$ とする。

ここで、 γ 回転でロボットアームが軌道面上にくるようにし、 $\alpha 2$ を調節することでカメラを衛星に向けることができる。よって、この 2 つの角に目標値を与えた。

図 6 に γ 、 $\alpha 2$ の目標値が、時間と共に変化する場合にはのシミュレーション結果を示す。ただし、目標値には一次関数を与えた。これにより、カメラは観測する衛星をよくとらえていることがわかる。

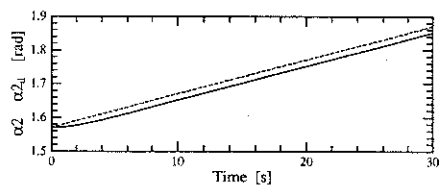
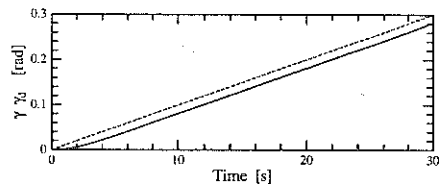


図 6. γ 、 $\alpha 2$ を時間の関数とした場合

5. おわりに

今回、我々は提案したテザーロボット衛星による衛星観測においてテザーの動的制御を行った。将来的に、観測対象物を周回するような軌道がとれば、1 回の観測で様々な角度からの情報を得ることが可能になるだろう。

参考文献

- [1] 能見 公博, Dragonir Nenchev, 内山 勝, “テザーロボットシステムの軌道上における位置制御” ROBOMECH '96 講演論文集 (Vol. A), pp. 604 - 607, 1996.
- [2] M. Nohmi, D. N. Nenchev, M. Uchiyama, “Motion of a Tethered Robot System in Gravitational Field” 1996 The 3rd International Conference on Motion and Vibration Control, Chiba, Japan, September, 発表予定.
- [3] M. Nohmi, D. N. Nenchev, M. Uchiyama, “Trajectory Planning and Feedforward Control of a Tethered Robot System” 1996 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Osaka, Japan, November, 発表予定.
- [4] 吉川 恒夫 “ロボット制御基礎論” コロナ社.

Space Gas Station - H-II 第2段の再利用計画 -

九州大学大学院 工学研究科 西原秀信, 小笹哲彦
九州大学工学部 航空工学科 高木 望

1 目的

現在日本の有するH-IIロケットのミッションの中で、衛星を所定の軌道へ投入する第2段部分に目を向けると、静止ミッションの場合、衛星を静止トランスファ軌道に投入し、分離した後は、ガス放出などを行い衛星からの軌道回避を行っている。また、今年の8月の打ち上げに成功し、国際レベルの実用ロケットとなったH-II4号機のミッションにおいても、同様に第2段そのものに特別な運用はなされていない。そこで、ミッション終了後、軌道上にとどまり続けている第2段部分の再利用法を検討することで、将来的にも有益な実験、即ち、将来の宇宙輸送機関のための推進剤補給実験を行い、総合的なコスト削減に寄与しようという目的を定める。

2. ミッション概要

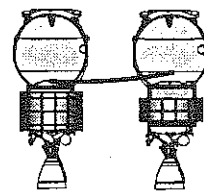
本ミッションは2機のH-IIロケット第2段部分を使用し、この2機の間で推進剤補給実験を行う。2号機が軌道変換及び補給を行い、1号機が補給を受ける。実験を行う軌道および具体的な対象として被補給機となる1号機には、ADEOS-II（環境観測技術衛星）を軌道へ投入した後の第2段を使用する。

2.1 1号機

太陽同期ミッションでADEOS-IIを分離した後、姿勢マヌーバを行い、ロケットの中心軸を軌道面に対して垂直にする。これによって、太陽電池パネルに一定の入射角で太陽光を受けることが出来る。そのまま軌道上で待機し、2号機が打ち上げられたら、再び姿勢マヌーバを行い、中心軸を軌道面に対して垂直にする。この後2号機のアプローチを受ける。なお、推進剤補給の状況は地上局にテレメトリとして送る。

2.2 2号機

太陽同期ミッションで衛星を分離した後、姿勢マヌーバを行いロケットの中心軸を軌道の接線方向に向ける。ここでLE-5Aエンジンに再点火し、ドリフト軌道に投入する。ドリフト軌道投入後、姿勢マヌーバを行いロケットの中心軸を軌道に対して垂直にする。ランデブーは地上局からの追跡指令で相対距離1kmに接近し、RFレーダーとガスジェット装置を使って相対距離10m程度まで接近させ、相対的に静止させる。その後ホースによるドッキングフェーズは、地上からのオペレーションによって行い、搭載した推進剤補給ホースを誘導し、1号機の補給口すなわち液体酸素、液体水素充填ポートにそれぞれドッキングさせて補給を行う。両方のドッキングが確認された後、電磁バルブを開放し補給を開始する。補給後、1号機のタンク内圧力センサにより計測されたデータを地上局に送信してミッションを終了する。なお、補給中の概念図を図1に、推進剤補給ホース先端部を図2に示す。



2号機 1号機
図1. 推進剤補給概念図

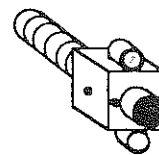


図2. 補給ホース先端部

3. システム系統

このミッションに必要なシステムとして、標準装備の機器に加えると、次のような系統図になる。

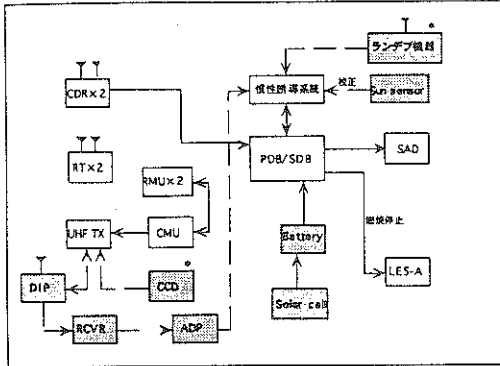


図.3 システム系統図

(略語)

CDR：指令破壊受信装置 DIP：ダイプレクサー分波器

RT：レーダトランスポンダ装置 RCVR：レシーバ

RMU：リモート計測ユニット SAD：セーフアーム

PDB：パワーディストリビューションユニット

TX：送信装置 ADP：アダプタ

SDB：シーケンスディストリビューションユニット

CMU：セントラル計測ユニット CCD：CCD カメラ

※ — 通常ミッションでの系統

- - ミッションに必要なユニットとの接続

□ 標準装備機器 ■ オプション機器

* 2号機にのみ搭載

4. 追加機器

H-II ロケット第2段×2機(それぞれ1号機、2号機とする)を使用するため、基本的な構造及び第2段ロケットに関する主要諸元はそのまま用いる。姿勢制御には通常リングレーザージャイロを搭載しているが、ミッション期間及びランデブーの要求から、それぞれに太陽センサを搭載する。また、電源系として、円筒状の太陽電池パネルを液体酸素タンク周りに装着し、直接バッテリーを通してPDBに接続する。構体系として重要なものとして推薬補給ホースが挙げられる。このホースには、取り扱う推薬が液体酸素、液体水素であるため、これらをもらさない構造である上にドッキングに対し運動性能を上げるため、フレキシ

ブルなものであることが要求される。通信系では、地上局との送受信にUHF送信機及びアンテナ系を搭載し、データ通信に備える。なお、表.1に追加する機構をまとめる。

表.1 追加機器一覧

	1号機	2号機
太陽電池パネル	47.1 (kg)	80.8 (kg)
供給電力 (日照時)	532 (W)	887 (W)
太陽センサ	1.5 (kg)	1.5 (kg)
UHF 受信機	3.35 (kg)	3.35 (kg)
推薬補給ホース	-	44.0 (kg)
RF レーダー	-	6.0 (kg)
総追加重量	51.95(kg)	135.65 (kg)

5. まとめ

本ミッションの成果として、次の3点を挙げる。

・ Space Gas Station へ

Space Gas Station に必要となる軌道上での推薬補給技術を確認し、将来の宇宙輸送機関の要求に備える。また、タンク内の残留推薬及びタンクに貯蔵する推薬の長期運用に関する検討を行うことで、H-II 第2段そのものが将来の宇宙開発に必要な宇宙輸送機関連すなわち軌道間でサービスする輸送機に推薬補給をおこなう小型プラットフォーム(Space Gas Station)へと発展させる。

・ 軌道上ランデブー技術の実験データの蓄積
平成9年度に打ち上げが予定されているETS-VII (技術試験衛星 VII 型)につづく実験データを取得する。

・ ロケット最終段を利用した実験

第2段そのものを利用した長期実験の運用が可能となれば、ロケット本体の性能を生かすことを考えると、相乗り衛星よりも規模の大きな実験ができる。また、H-II ロケットだけでなくアリアンをはじめ、他のロケットの最終段のインターフェイスを統一化することができれば異なるロケット間での実験など、可能性は広がっていくことだろう。

テーマ名称 連星型燃焼実験衛星

北海道大学大学院 相川直樹 安部聡 荻田誉俊 高野昌弘

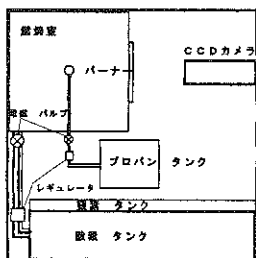
1. 本衛星の目的

拡散燃焼は、実用燃焼器や火災時など、多くの実例が見られる燃焼方式であり、その機構を基礎的に理解することが重要である。一般的に通常重力環境では自然対流などの影響で、燃焼現象を理解するのは大変困難であるためこれらの影響をはずして考えようと、落下塔や航空機などを利用した微小重力環境での燃焼実験が行われている。

一方、燃焼現象に対する重力場の影響についてはこれらの実験だけでは説明しきれないのが現状である。本衛星では可変重力環境を作り、そこでの燃焼実験をもとに拡散燃焼に対する重力の影響を明らかにするものである。また、この環境を実現するために衛星をインフレーターブル機構によって展開する。インフレーターブル機構は宇宙用建造物の建設技術として注目されているため、この展開機構の実験を行うことも目的の一つである。

2. 燃焼実験について

本実験は気体燃料にプロパンを用いてのバーナー拡散燃焼実験である。パラメータとしては燃料流速と雰囲気酸素濃度、そして仮想重力レベルである。実験は衛星に搭載してあるシーケンサーによってコントロールするものとする。実験機器の配置図および主要実験機器の大きさは以下の通りである。



燃焼室容積	: 8000cm ³
バーナー	: 外径 5mm 内径 4mm
酸素養ボンベ容積	: 1910cm ³
窒素用ボンベ容積	: 2985cm ³
プロパン用ボンベ容積	: 503cm ³

実験は衛星に搭載した CCD カメラで観察し画像データとして地上に送る。その後、火炎長、火炎幅、輝度を計測し拡散火炎に対する重力の影響を考察する。

3. 可変重力環境を得る手段

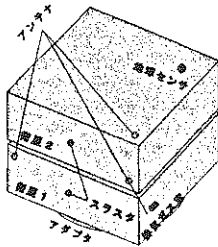
衛星を回転させることによって発生する遠心力によって可変重力環境を得る。そのとき燃料流出方向に対して垂直にコリオリ力が働いたため、この影響を無視できるように衛星を展開して十分な回転半径を確保することとした。

4. 衛星の形状

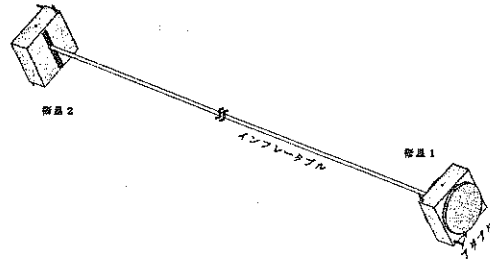
衛星は箱形パネル構造で、表面は鏡面仕上げ金属でコーティングされている。打ち上げ時には 45cm の立方体のに収まる形状だが、上記の通り実験開始時には回転半径を確保するためインフレーターブル機構によって衛星を分離、展開する。

このとき衛星1と衛星2は8mのインフレーターチューブでつながれている。
 下図が衛星の外観図である。

本衛星外観図（打ち上げ時）



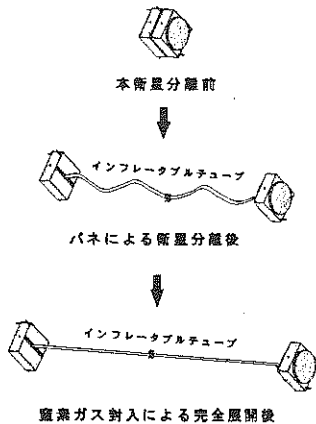
本衛星外観図（展開時）



5. インフレーター機構について

インフレーター機構は宇宙用建造物の建設技術として注目されていて、今後の宇宙開発にとってこの技術を確認することは重要である。そのため、さまざまな研究機関で研究されており、本衛星でもこの展開基礎実験を目的の一つとしている。展開の手順を以下に示す。

インフレーター展開図



まず衛星1と衛星2の間のアダプタに取り付けてある爆発ボルトによって分離し、パネの反力によって衛星を展開する。

その後、インフレーターチューブに窒素ガスを封入することによって剛性をもたせる。本衛星ではケブラーチューブに窒素ガスを封入するガスインフレーター方式を採用しているが、ガスの代わりにウレタンフォームを用いる方式も考案されている。

インフレータブルの主な特徴として

展開トラス構造などと比べると重量が軽くコンパクトに収納できる点があげられる。

そのため打ち上げコストなどの削減が考えられる。

6. まとめ

実験自体はバーナー拡散燃焼実験という比較的単純で簡単なものであるが、重力をパラメータとすることで非常に価値のあるものであると考えられる。このような実験は燃焼実験にとどまらず、さまざまな科学実験などに応用が可能であろう。またそれに付随するインフレーター展開実験も今後の宇宙開発にとって重要な課題であるとする。衛星自体は民生品を多く利用することで開発コストの削減をはかり、このような実験衛星の実現を可能にできるであろう。

宇宙空間という地球上とは異なる環境は、いろいろな可能性にあふれた大きな実験室といえるのではないだろうか。

フレキシブル太陽電池パドルを対象とする故障試験衛星「けんめい」

河本献太, ○小坏秀明, 小林将志, 胡燁,
立花隆輝, 中村卓史, 三宅貴浩, 本橋聡美, 山中泰介
(東京大学 航空宇宙工学科)

1 故障試験衛星とは

人工衛星は、いったん打ち上げてしまったら再び人間の手に戻ることが困難であるという点で、他のどの人工物も及ばぬほど故障が深刻な意味を持っている。

人工衛星開発の現場では、故障を未然に防ぐために地上試験や技術試験衛星が利用されている。しかし、地上試験では宇宙空間に十分近い環境を長時間実現することが困難であり、また一方で、軌道上のフライトモデルで故障について調べることは衛星全体の安全に関わるためこれまで避けられてきた。

そこで本設計チームは「故障試験衛星」という新しい概念を提案する。故障試験衛星は一つの新技术を試験対象としたピギーバック衛星であり、その技術の故障に関する情報を獲得することを目的としている。

故障試験衛星は対象技術の試験を様々な条件下で繰り返し行なう。故障が発生した場合は、故障に関する情報を収集しそれを地上局に送信する。故障試験衛星は地上局で検討された回復手段を実際に試し、故障からの回復を試みる。このようにして、1) どのような条件のもとで故障が発生したのか、2) どのようなタイプの故障なのか、3) 故障はデータにどのように表出するのか、という情報を得ることができ、この3者間の対応関係をもとにその技術の潜在的な故障可能性や故障から回復するための手段を調べることができる(図1)。

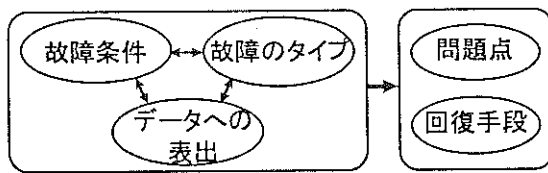


図1: 故障から得られる情報

故障試験衛星を衛星開発の流れに組み込むことによって、従来の衛星開発の流れを補うことができる(図2)。従来の衛星開発では、1) 新技术の地上試験を繰り返した後に、2) 技術試験衛星を用いて試験を行ない、3) それから実用衛星の開発が行なわれる。それに対して本設計チームが提案する衛星開発の手順は次のようなも

のである。1) 新技术の地上試験を行なった後で、2) ピギーバックの故障試験衛星を用いて試験を行ない、地上試験では現れない問題点を洗いだしたり故障からの回復手段を調べたりする。3) その結果を生かして技術試験衛星を設計し技術の最終確認を行ない、4) それから実用衛星の開発を行なう。このような手順を踏むことにより実用衛星の信頼性を向上させることができ、結果として衛星開発全体のコストを低くすることができる。

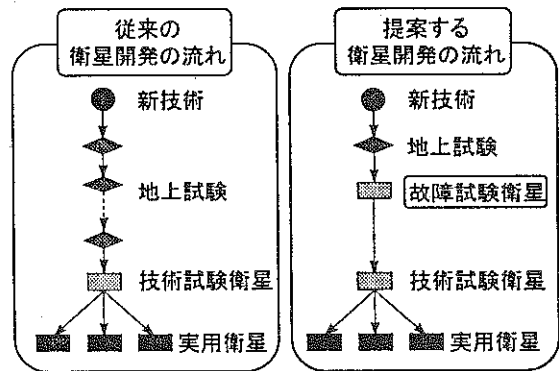


図2: 衛星開発の流れ

2 「けんめい」の概要

本設計チームは、故障試験衛星の一例として「けんめい」という衛星を設計した。「けんめい」のスペックは以下に示す通りである。

表1: 衛星スペック

大きさ	450mm × 450mm × 450mm (本体 450mm × 450mm × 250mm)
重量	40kg
軌道	軌道傾斜角 80 度, 高度 550km の円軌道 回帰数 15
ミッション期間	約 1 ~ 2ヶ月

「けんめい」は、フレキシブル太陽電池パドルを対象とする故障試験衛星である。このパドルは、繰り返し展開収納可能で、比剛性・比重量・比電力に優れている。

本衛星は様々な条件下でパドルの展開・収納を繰り返し、多種多数の観測機器によってその挙動を監視する。

「けんめい」の全体図を図3に示す。

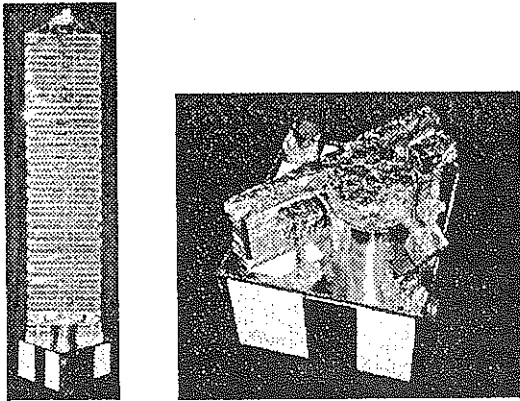


図3: 衛星全体図

3 「けんめい」の特徴

1. 様々な条件下で試験ができること
運用軌道を高度 550 km、軌道傾斜角 80 度の円軌道とする。この軌道は軌道面の摂動のスピードが速いので、様々な日照条件の下で試験をすることができる。
また試験条件を自ら変えるための手段を用意する。具体的には、衝撃や振動を与えたりパドルの展開・収納速度を変化させたりすることによって試験条件を変化させる。
2. 観測系が充実していること
故障に関する詳細な情報を獲得するために、エンコーダ・マイクロスイッチ・加速度計・熱電対・電流計・CCDカメラを搭載する。特に CCD カメラは、異常が発生したときに何が起きているのかを具体的に地上局に伝えるために重要な役割を果たす。
3. 故障からの回復手段を用意していること
コマンドを再実行したり、振動子を用いてパドルを振動させたり、急激な運動を行なうことによって衝撃をあたえたり、姿勢を変えることによって熱環境を変化させたりして、故障からの回復を試みる。
4. 手軽に試験ができること
同じ衛星を何度も打ち上げて試験する必要があるかもしれない。よって手軽に試験ができることが重要である。そこで、ピギーバック衛星として設計し

既存のバス機器を利用することで、開発期間を短くし開発コストを削減する。

4 「けんめい」の運用システム

1. パドルの展開・収納を繰り返し行ない、観測機器で得られたデータを全てデータレコーダに保存する。データは地上局との通信リンクがとれた際にまとめて送信する。
2. 衛星上ではパドルの展開・収納を行なうごとにセンサ出力を用いて故障の判定を行なう。故障したと判断された場合、地上局にその旨を伝え待機する。
3. 地上局では受信データから故障箇所や故障原因を推定し、回復するための各種対策を検討する。コマンドを受信した「けんめい」は、それに従って回復操作を試みる。故障から回復できた場合には再び 1. に戻り、繰り返し試験を行なう。

5 バス系サブシステムの設計

1. 姿勢制御系
ヨー軸の制御にリアクションホイールを、ロール軸およびピッチ軸の制御に重力傾度安定を利用。リアクションホイールのアンローディングには磁気トルカを利用。
2. 電源系
フレキシブル太陽電池パドル (出力 200W) と構体側面の太陽電池 (出力 20W) で発電し、Ni-H₂ 電池 (容量 330Wh) に充電。
3. 通信系
1日3回の交信が可能。6Gbit のデータレコーダにデータを蓄積し、オムニアンテナにより送信。
4. 熱制御系
Acrylic White Paint と断熱材を利用。熱的に厳しい面は OSR を利用。内部は黒色塗料で塗装。
5. 構造系
すべてのパネルはアルミハニカムサンドイッチ構造。

6 まとめ

本設計チームは、故障試験衛星という新しい概念に基づく超小型衛星の一例として「けんめい」を設計した。故障試験衛星が衛星開発の流れの中に組み込まれれば、実用衛星の信頼性を向上させることができ、結果として衛星開発全体からみたコスト削減が実現されるだろう。

■概要説明資料

テザー衛星によるオーロラの観測 (設計の部)

九州大学大学院工学研究科修士課程1年 中村揚介

1. はじめに

テザー衛星システムとは、人工衛星どうしをテザーと呼ばれる紐でつないだものである。このシステムは将来の宇宙ミッションにおいて重要な役割を果たす可能性を持っており、荷物の輸送、異なる高度での観測、ランデブーなどへの応用が考えられている。しかし現状では、まだまだ実用化のためにはデータが不足している。従い、本衛星では主な目的をテザー技術の発展に置き、今回の提案ではその一例としてオーロラの観測を行うことにした。

去年は同テーマでアイデアの部に作品(テザーを用いた宇宙探査衛星)を発表し、最終審査会に残った。今年はこのテーマについて更に踏み込み、設計の部でコンテストに臨むこととなった。

2. 概要

本衛星は母機と子機2つからなり、それらはテザーと呼ばれる‘糸’で結ばれそれぞれ異なる高度に配置する。

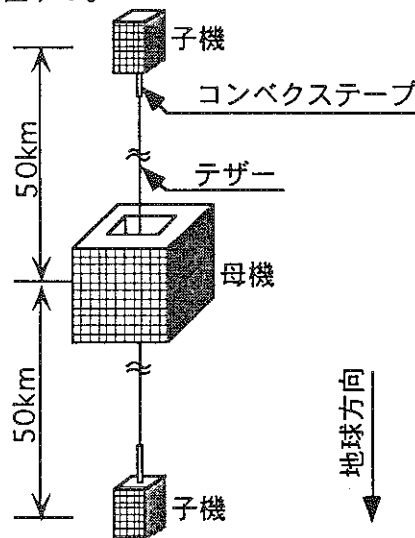


Fig. 1. Tethered Satellite System

衛星にはオーロラを観測するためのセンサーを搭載し同時に異高度のオーロラデータを取得することが可能である。

衛星は、軌道傾斜角 $98.18(\text{deg})$ 、高度 700km の太陽同期軌道に乗る。そこで母機は子機を切り離し、コンベクステープを用いて子機を 1m 展開し衛星を安定させる。その後母機を中心に上下に 50km テザーを伸ばして子機を展開する。子機

を展開することで衛星全体ではおよそ 100km の長さとなるため、姿勢制御として重力傾斜安定を利用することができる。

母機、子機のそれぞれにセンサーとして Particle detector と Magnetometer を搭載して、粒子の衝突及び磁場の強さを測定する。取得したデータは子機の場合は母機へ向かって送信し、母機は自分のデータと子機のデータを地上へと向けて送信する。

なおミッション期間は3カ月を予定している。

3. テザーを用いた重力傾斜による姿勢安定

子機は母機から切り離され、ある程度展開されると重力と遠心力の差によりそれぞれ地球方向と、地球と反対の方向へ自動的に伸びていく。テザーの展開が終了すると、衛星は安定するが、それでもわずかな振動は残る。この振動をテザーの張力を制御して押さえることにした。

このシミュレーションの結果を Fig.2 に示す。

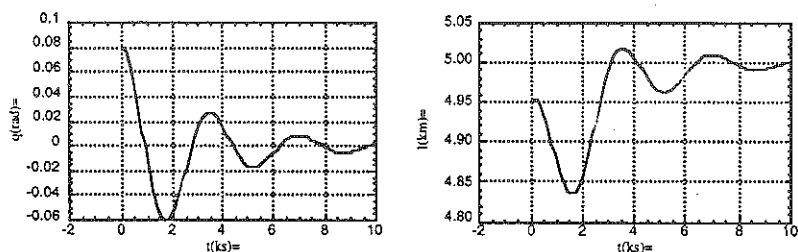


Fig. 2. Swing angle, q , and tether length, l , as a function of time(with tension control).

2.4 主な諸元

大きさ 母機：450mm×450mm×450mm

子機：200mm×150mm×260mm

展開後は全長 100km となる。

重量 49kg

軌道 高度 700km(子機はそれぞれ 650km と 750km)

電源 太陽電池

消費電力 22.2W(子機はそれぞれ 7.2W)

テザー 直径 0.1mm のケブラー49

テザー利用浮遊物体捕獲衛星「くさりがま」

A Tether Based Method for Capturing In-Orbit Objects, "KUSARIGAMA"

林 良一、伊藤 辰馬 (東工大 院)、砂押 貴光、森 治 (東工 大 学)

Ryoichi HAYASHI, Tatsuma ITO, Takamitsu SUNAOSHI, Osamu MORI

Tokyo Institute of Technology, 2-12-1, O-okayama, Meguro-ku, Tokyo, 152

It is an important theme for space development to capture and remove the many damaged satellites which are floating in orbit, and as well as other large orbiting objects, such as the upper part of a rocket. In this paper, we propose a practical method of capturing such objects using a tether. We outline a proposed retrieval method which is based on launching a satellite designed to capture the orbiting objects with a tether. A conceptual design of such a satellite was constructed to show the feasibility of the method.

1. はじめに

軌道上に多数浮遊する不具合衛星やロケット上段部などは内部ガスによる膨張破壊や衝突破壊によってスペースデブリ発生源となり、捕獲・除去されることが望まれる。しかし、それらは一般に大型でタンピングなどの回転揺動をし、スペースアームで捕獲することは困難である。この拙稿ではこれら大型浮遊物体の捕獲のためにテザーを利用することを提案する。概念設計例をもとにして、提案方法の概要と技術課題について述べる。

2. テザーを用いた捕獲方法

概念設計した衛星の概念図を Fig.1 に示す。

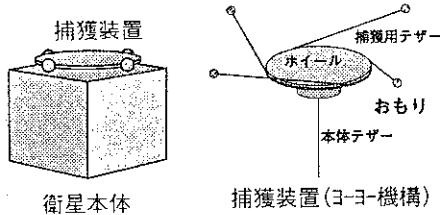


Fig.1 テザー利用浮遊物体捕獲実験衛星概念図

テザーを用いた浮遊物体の捕獲方法は、Fig.2 に示すように次の4つの手順を踏む。

- (1) 捕獲装置の回転・放出 (回転安定の利用)
 - (2) おもりのストッパーをはずし展開 (遠心力の利用)
 - (3) 本体テザーの進展を制御しおもりをターゲットに巻き付ける (慣性力の利用)
 - (4) 本体テザーの伸縮を制御しターゲットの揺動を抑制
- この方法のメリットとして以下のことが挙げられる。
- ・ マニピュレータによる捕獲と比較して、より大型な浮遊物体を捕獲することができる
 - ・ 本体が浮遊物体に近接する必要がない。
 - ・ 浮遊物体が回転していても捕獲が可能である。

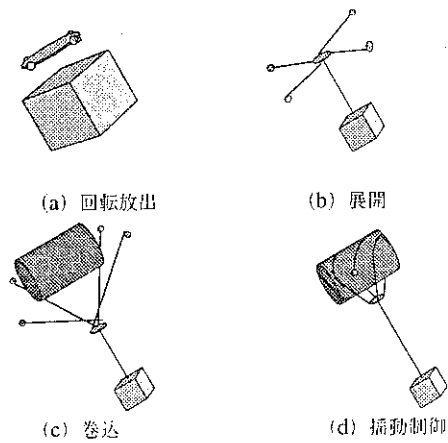


Fig.2 浮遊物体の捕獲の手順

3. 捕獲・除去の手法

3.1 捕獲装置の回転・放出について

捕獲装置を正確な方向に打ち出し、ホイール面を常に一定方向に向けさせるため、さらにおもりを展開させるためホイールを一定回転させ放出する。

3.2 捕獲の原理

ターゲットを円筒形とし、これに巻き付いたテザーの摩擦を考える(Fig.3)。このとき、最大静止摩擦力は、

$$T_2 = T_1 \exp(\mu_s \theta)$$

ここで、 T_1 ：捕獲テザーの張力、 T_2 ：最大静止摩擦力、 μ_s ：静摩擦係数、 θ ：巻き付き角である。巻き付き角 θ に対して指数関数的に増大する摩擦抵抗 T_2 が生じる。よって、捕獲テザーが巻きつくことができれば、ターゲットを捕獲することが期待できる。

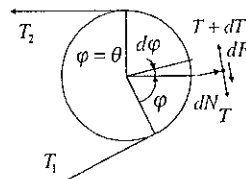


Fig.3 捕獲の原理

3.3 ターゲットの揺動回転の低減法

ターゲットを捕獲した後では、モータを制御したり推進系を用いて、本体テザーも張力を制御することによってターゲットの揺動回転を原理的には低減できると考えられる。その制御能力はモータ能力と推進系能力に大きく依存する。

3.4 ターゲットとの結合方法

ターゲットとの結合方法としては真空凝着(分子間凝着)の利用等が考えられる。

3.5 軌道遷移方法

捕獲後の軌道遷移に関しては、タグロボット衛星の運動解析結果[1]を適用して質量推定・軌道遷移を行う。

4. ミッション計画

4.1 ターゲットについて

本実験用小型衛星は、他の衛星とともに打上げられる“相乗り”となることを想定し、ターゲットとして本衛星を打ち上げるロケットの最終段を選ぶことにする。

4.2 実験手順

操作はすべて地上局からのコマンドによって行う。

- ①ロケット打ち上げ
- ②ロケット上段部から切り離しターゲット近傍 100m 程度までに離れる。
- ③リアクションホイールによって本衛星を姿勢制御
- ④CCD カメラ、レーザ距離センサからターゲットの挙動、距離を測定
- ⑤測定データを元に展開・捕獲時間を算出し、タイムテーブル作成
- ⑥ターゲットを捕獲
- ⑦本体テザーの進展速度制御、姿勢制御、スラスタ噴射を用いて衛星本体の運動を制御し、ターゲットに接近し結合する。
- ⑧ターゲットの軌道変更、または大気圏突入を敢行する。このミッションの概念図を Fig.4 に示す。

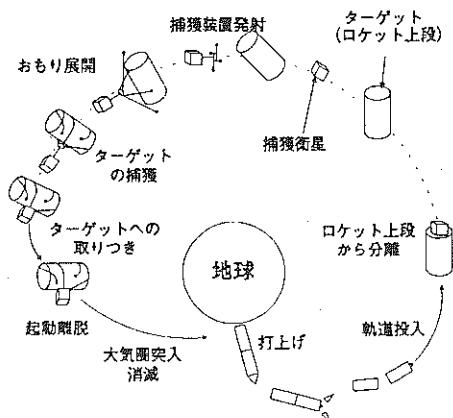


Fig.4 ミッション概念図

5. 衛星システム

5.1 構造系および電力系

大きさ : 410[mm]×410[mm]×410[mm]

質量 : 約 40.8[kg]

消費電力 : 116.3[w]

5.2 ミッション機器

- (1)衛星本体：リールボックス部、CCD カメラ、小型レーザー距離センサ、ドッキング用マット、オンボードコンピュータ、推進系などを搭載する。
- (2)捕獲装置(ヨー機構)：4つのおもり、捕獲テザー、ホイール部からなり、ホイール部は、更に、ホイール、超音波モータ、小型レートジャイロ、おもり固定放出装置、通信系、本体(テザー)結合部などからなる。
- (3)衛星本体と捕獲装置の取付部：打ち上げ時の衝撃を考え、捕獲装置を火工品ボルトで本体に固定する。さらに、ホイールに取り付けられたおもりの部分を電磁式ストッパーにより衛星本体と固定させる。
- (4)テザー：ターゲットとともに捕獲装置をたぐり寄せるときの張力に耐えうるもので、かつ小型で軽量のものとして、ケブラを使用する。
- (5)姿勢制御系：衛星本体はリアクションホイールを各軸方向に合計3個設置した三軸制御を行う。
- (6)電源：衛星本体：側面に太陽電池素子を装着、Li 電池を搭載
捕獲装置：Li 電池を搭載 (42[Wh])

6. 結論

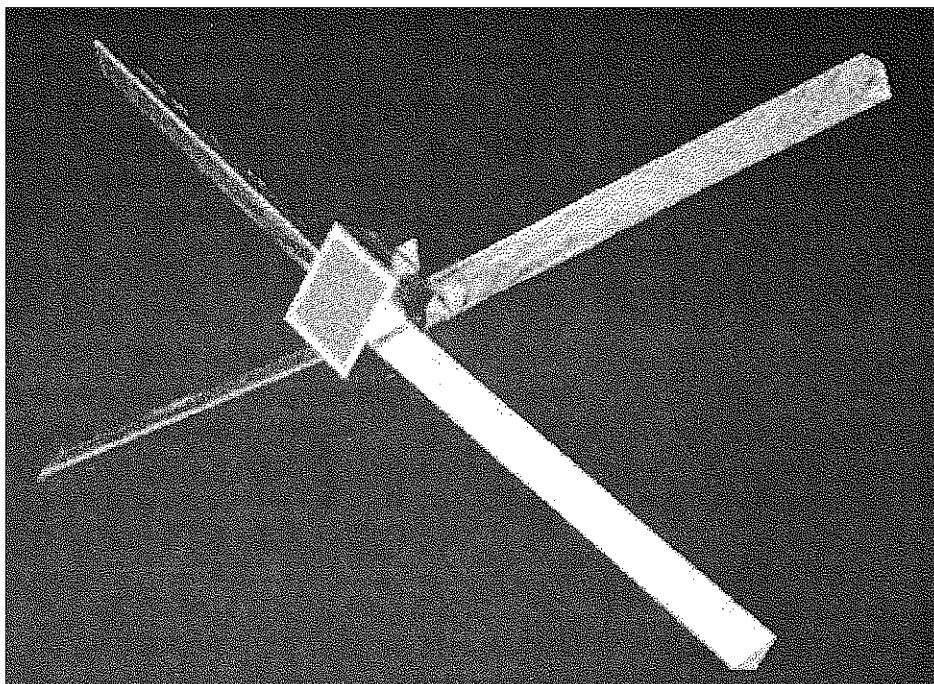
本論文で、軌道上に多数点在する浮遊物体を、テザーを用いて捕獲する衛星を提案した。この衛星によって以下のような成果が期待される。

- ・テザーの巻き付いたヨー型機構の運動の実証
- ・浮遊物体のテザーによる捕獲法の実証
- ・浮遊物体の軌道離脱・除去法の実証

今後の課題として、提案する手法の詳細な理論的、実験的解析が要求される。特に捕獲時の回転・巻込のダイナミクス[2]や揺動制御などは理論的にも興味深い研究対象であると考えられる。

参考文献

- [1] Saburo MATUNAGA, Yohsuke FUKUSHIMA, Hiroshi YAMAMOTO, Yoshiaki OHKAMI: Concept and Dynamics Analysis of TugRobot Satellite: the 11th International Astrodynamics Symposium, pp258-263,1996.
- [2] 松永 三郎、狼 嘉彰、林 良一、森 治、「テザー利用捕獲装置の放出・展開・巻込シミュレーション」、第40回宇科連、1996



横浜国立大学工学部海洋工学コース 高野 敦さんの作品
「ぶんぶん回し」

96年度年会費納入のお願い

宇宙先端の印刷と郵送の経費は会員の皆さんからの会費によって賄われています。(袋詰めや編集はまったくのボランティアです。)

下記のいずれかの方法により、96年度年会費(3,000円)を納入されるよう、よろしく願いいたします。

1. 財務担当に直接払う
財務担当：佐藤 直也 [宇宙開発事業団経理部予算課]
2. 郵便振替
口座番号：00120-0-21144
加入者名：宇宙先端活動研究会
3. 銀行振込
富士銀行浜松町支店 普通3167046

投稿募集

宇宙先端は会員の原稿によって成り立っています。軽重、厚薄、長短、大小を問わず奮って投稿を！ (下記を参考にして下さい。)

会誌編集方針

- 1 『宇宙先端』は宇宙先端活動研究会の会誌で年6回発行される。
- 2 論文の内容は、全て著者の責任とする。
- 3 投稿資格：原則として本会会員に限る。
- 4 原稿送付：投稿する会員は、B5版横書きまたはA4版横書きでそのまま版下となるような原稿およびコピー1部を、宇宙先端研究会編集局宛送付する。原稿は返却しない。
- 5 論文は未発表の原著論文に限る。ただし、他に発表したものの要約、解説等は歓迎する。掲載論文に対する質疑、意見、提案等、誌上討論は大いに歓迎する。
- 6 A4で20ページを超えるものは掲載しないことがある。宣伝、中傷、その他本会の趣旨から極端に外れる投稿は掲載できない。編集人は会誌の整合のため、著者に改稿を求めることがある。

原稿送付先：〒305 茨城県つくば市千現2-1-1筑波宇宙センター内
宇宙環境利用研究センター 福田 徹

編集に関するお問い合わせは下記へ。

福田 徹 (編集局長) TEL 0298-52-2759 FAX 0298-50-2233
E-mail: MSJ00573@niftyserve.or.jp
岩田 勉 (編集人) TEL 0298-52-2250 FAX 0298-52-2247

編集後記

編集局長は筑波に転職かつ転勤しました。相変わらず忙しい。
(福)

宇宙先端

宇宙先端活動研究会誌

編集人

岩田 勉

編集局長

福田 徹

編集顧問

久保園 晃

土屋 清

山中 龍夫

有人宇宙システム(株)代表取締役社長

帝京大学理工学部教授

横浜国立大学工学部教授

監査役

伊藤 雄一

日本電気エンジニアリング(株)

宇宙先端 第12巻 第6号

平成 8年11月15日発行

発行 宇宙先端活動研究会

東京都港区浜松町 世界貿易センタービル内郵便局私書箱 165号

頒価 1,000円

編集人 岩田 勉

無断複写、転載を禁ずる。



宇宙先端活動研究会誌
NOV.1996 VOL.12-NO.

IAJA 6