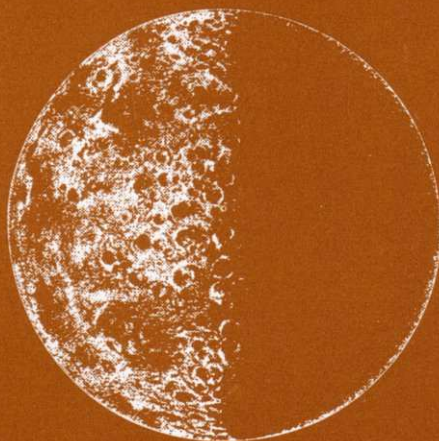


# 宇 / 宙 / 先 / 端



JOURNAL OF THE INSTITUTE FOR ADVANCED SPACE ACTIVITIES

宇宙先端活動研究会誌  
MAY. 1998 VOL. 14-NO.

**1A, A 3**

# 宇宙先端 1998年5月号 (第14巻第3号) 目次

---

## 特集：第5回衛星設計コンテスト

第5回衛星設計コンテスト優秀作品の紹介

福田 徹・・・49

南極観測衛星「しらゆき」

東京工業大学・・・51

The Antlion (ありじごく型惑星掘削ロボット)

東北大学・・・53

極高真空場を利用したCold Welding実験衛星

北海道大学大学院・・・55

中高層大気観測衛星

東京大学・・・57

電離層の電子密度測定による地震予測ネットワーク

東京都立航空工業高等専門学校・・・59

作曲支援衛星

愛媛大学・・・61

可視・赤外面像による衛星搭載機器の故障警報システム

創価大学・・・62

人工彗星

九州大学・・・64

隊列変形テザー衛星「やみくも」

東京工業大学・・・66

衛星回収支援バルーンシステム

東京工業大学・・・68

海洋投棄物探査試作衛星「海援隊」

日本大学大学院・・・70

## 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 未雄	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
平原 正仁				

## 入会案内

本会に入会を希望される方は、所定の事項を記入した入会申込書をFAXまたは封書で本会事務局連絡先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。会員には会誌（年6冊）が配布されます。なお、年会費の支払方法は「98年度年会費納入のお願い」を参照して下さい。会費は主に会誌の発行にあてられます。

### 入会申込書記入要領

- 用紙A 4版
- 「宇宙先端活動研究会入会希望」と記入
- 以下の事項を記入
  - 氏名（ふりがな）、年齢、性別
  - 勤務先名称、住所、電話、FAX、E-mail
  - 自宅住所、電話、FAX、E-mail
  - 会誌送付先（勤務先または自宅）
  - その他要望など

### 事務局連絡先

〒105-8060 港区浜松町2-4-1 世界貿易センタービル29F

宇宙開発事業団総務部総務課

澤 倫子

TEL 03-3438-6038 FAX 03-5402-6512

## 第5回衛星設計コンテスト優秀作品の紹介

福田 徹

衛星設計コンテスト事務局のご厚意により、1997年に行われた第5回衛星設計コンテストの優秀作品を紹介します。

ここで紹介するのは、平成9年10月26日(日)に、東京都立航空工業高等専門学校汐黎ホールにおいて行われた第5回衛星設計コンテスト(主催: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)の最終審査会での発表作品です。同審査会用に発表者が作成された広報用レジュメをそのまま転載させていただきます。(発表順に並べています。)

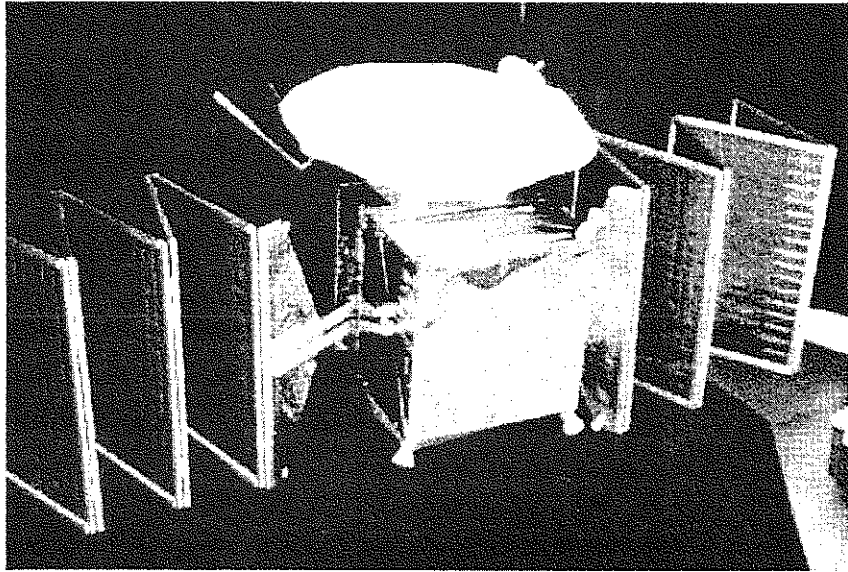
衛星設計コンテストは、全国の大学および高等専門学校の学生を対象に、宇宙に関するアイデア・研究を積極的に発表する機会を提供し、あわせて宇宙開発基盤の拡大を図ることを目的とし、年1回開催されていますが、毎回力作が応募されています。

この平成10年の2月には、ADEOS-II相乗り小型衛星として千葉工業大学の林友直先生の鯨生態観測衛星が選定されるなど、我が国でも公募によって小型ピギーバック衛星打上げ機会が提供されるようになってきました。本衛星設計コンテストが、学生の宇宙への登竜門、真のアクセスルートとして発展することを願うものです。

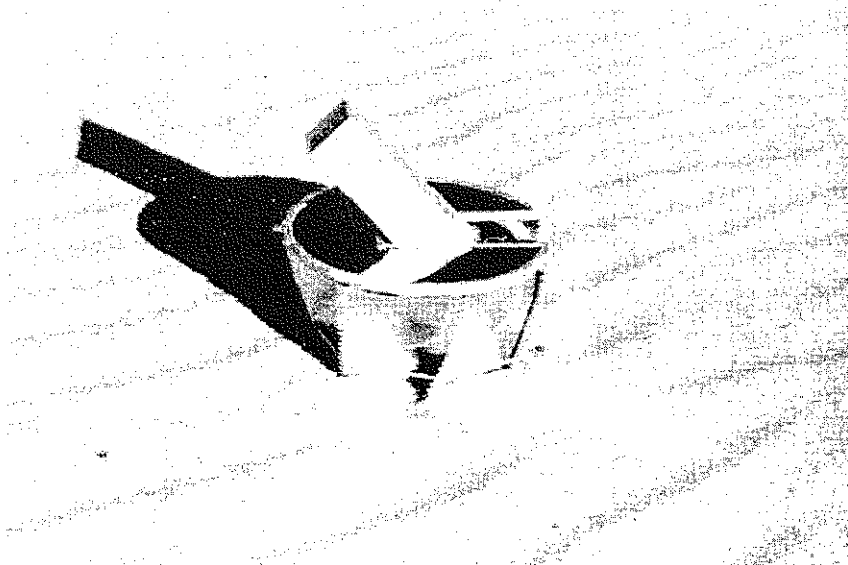
なお、第5回衛星設計コンテストの受賞作品は以下のとおりでした。

- 設計大賞: 南極観測衛星「しらゆき」(DIME)(東京工業大学)  
アイデア大賞: The Antlion(ありじごく型惑星掘削ロボット)(東北大学)  
日本機械学会宇宙工学部門フロンティア賞:  
極高真空場を利用したCold Welding実験衛星(北海道大学)  
日本航空宇宙学会賞: 中高層大気観測衛星(東京大学)  
電子情報通信学会賞: 電離層の電子密度測定による地震予測ネットワーク  
(都立航空高専)  
審査委員長特別賞: 作曲支援衛星(愛媛大学)  
審査委員長特別賞: 可視・赤外面像による衛星搭載機器の故障警報システム  
(創価大学)

すでに第6回の衛星設計コンテストは始まっています。新しい試みとして、設計の部に課題(月周回カメラ衛星)が設けられました。詳しくは日本宇宙フォーラムのホームページ(<http://www.homepage.co.jp/jsforum/>)をご覧ください。



設計大賞：南極観測衛星「しらゆき」(DIME)



アイデア大賞：The Antlion（ありじごく型惑星掘削ロボット）

# 南極観測衛星「しらゆき」

[Dedicated to Ice-thickness Measurement]

東京工業大学

砂押貴光 ・ 長谷川誠幸 ・ 杉浦嘉紀 ・ 吉原圭介

## 1. 序論

地球の温暖化により南極の氷が溶けて海面上昇が起こるのではないかとという危惧が人々の心に暗い影を落としている。この問題は人類が地球で生活していくために避けて通ることのできない課題である。南極が海面水位の上昇を解析するキーワードになるのは間違いない。現在の南極観測において一番不足しているのは氷厚測定である。過去の氷圧測定は局所的で大規模な観測隊を編成しなければならず、天候にも左右されてしまうという欠点があった。そこで、それらを解決するため、これを専門にかつ継続的に行う人工衛星を提案する。この人工衛星により南極観測が進歩し、環境問題に対しても大きな貢献をすることは間違いないであろう。

## 2. ミッション

2.1 ミッションの流れ ミッションの流れは次の通りである。

- ① H-2 ロケットによる打ち上げ
- ② 衛星を所定の軌道へ放出する
- ③ 太陽電池パネルを展開する
- ④ 測定に必要な電力を貯える
- ⑤ 氷厚センサによる南極測定と測定結果の昭和基地への送信
- ⑥ 大気抵抗などにより変化した軌道の修正
- ⑦ 予定の任務を終了後、消滅

衛星が地球を1周するうち南極圏上空にいるときは⑤を、それ以外の間は④を行い、それを毎周繰り返す。⑥は1回帰(288周)ごとに行う。予定の任務は20回帰で期間にして約1年になる。

2.2 本衛星の特徴 本衛星により次のことが実現される。

- 氷厚測定において南極大陸全土をカバーすることができ氷量の時間的推移を見ることができる。
- RF-VHF 波による測定により高い分解能と4000m級の測定域を得られる。
- 小型であることから大気抵抗による影響が少なく、低軌道で1年間の観測期間を実現できる。
- 回帰軌道をとったこと、GPS 測位を行ったことにより信頼性の高いデータを得られる。
- アンテナ、バッテリーの技術革新の必要性を明らかにすると同時に小型衛星の新たな可能性を見出す。
- 人類にとって急務となる環境問題を解決する糸口を与えることができる。

## 3. 氷厚センサ

3.1 氷厚センサ 氷に対する電磁波の透過性、厚さ分解能を1mとすることから、波長1m(周波数300MHz)のRF-VHF波を採用した。また、給電系損失が少なく大きな利得が得やすいこと、および指向性の観点からカセグレンアンテナを採用する。アンテナ開口径は500mmであり、送信と受信の両方の役割を果たすことができる。送信時にはパルス圧縮技術を用いる。また受信信号には雑音電力が混ざってくるが、コヒーレント積分を行う事でその影響を軽減できる。

3.2 センシングの流れ データは次のようにして取得し、昭和基地に送信する。

1. 測定波の送信 RF-VHF 波を幅 12.5[nsec]のパルス波として南極大陸氷床へ向けて送信する。南

極圏に入った所で測定開始、南極圏を過ぎた所で測定を中断する。南極上空にいるとき以外はバッテリーへの電力の蓄積に専念する。

2. リターン波の受信 氷床の表面および大陸と氷床との境界面で反射した2種類のリターン波を受信し、その時間差から氷厚を決定する。衛星内にはタイマーを設置し、受信波による電力値、時間の2種類をデータレコーダに記録する。

3. データの送信 データレコーダに記録されたデータをデータ送信系に吐き出し、昭和基地に用意された受信施設に送信する。

3.3 電力 氷厚センサを運用するにあたって必要な電力を算出する。センサの原理として氷床表面と底面で反射された電波を受信することを想定しているが、ここでは最も大きな減衰が見込まれる底面(大陸底)での反射のみについて考察した。算出にはレーダ方程式を用いる。受信雑音電力と受信電力との比(S/N)が求められ、最低でも1以上の値をとることが望まれる。以上の計算を実際に行ってみると、送信電力152[W]でS/N>1となる。

3.4 受信波形の2次利用 本衛星によるセンシングの大きな利点には同一地点のデータを長期間にわたって周期的に採取できるということが挙げられる。この点を利用することでセンシングデータから同一地点の氷厚の時間的変化を測定することができるが、ここでは受信波形データが南極氷床流動などのダイナミクスの推定に用いることができるかについて検討し、その可能性を示した。

## 4. 軌道

本ミッションにおける衛星軌道の要求は以下の通りである。

要求(1) 南極大陸全域をカバーすること、また氷厚測定はできるだけ細かく行うことが望

まれる。

要求(2) 観測用途、目的から適当な日数で帰する軌道(準帰帰軌道)が望まれる。

要求(3) センサの特性から南極大陸上空での高度変化が少なく、低高度であることが求められる。

これらの要求から高度506km、軌道傾斜角90°周期1.58[hour]の準帰帰円軌道を採用した。

## 5. 設計

衛星の姿勢制御はゼロモーメント方式による3軸制御で行い、リアクションホイールによってトルクを発生させ制御する。電源系は太陽電池パドル、バッテリー、電源制御回路等からなる。太陽電池はGaAsセルを用い、パドルは打ち上げ時は折りたたみ、打ち上げ後展開される。バッテリーは、鉛蓄電池とした。燃料はMMH-NTOとし、超小型スラスタにより推力を得る。通信系は通信用アンテナ、テレメトリコマンドアンテナ、トランスポンダ、給電部等からなる。衛星各部の電圧などのアナログ情報は、テレメトリエンコーダによりデジタル化されテレメトリ送信機に送られ送信される。アルミ蒸着テフロンにより太陽光の反射と内部熱の放射。ハニカム構造により剛性を高める。

## 6. 結論

超小型衛星による南極観測衛星を提案、設計した。今回は氷厚の測定一つに絞ったが、アンテナや蓄電池の更なる技術革新があれば、小型衛星でも多岐にわたった観測が可能となるであろう。



# The Antlion (ありじごく型惑星掘削ロボット)

東北大学 工学部 機械航空工学科 吉田研究室  
工藤 拓 小田 光範 黒須 明英

平成9年10月26日

## 1. 目的

月・惑星表面を探索しサンプルを採集することは、その天体の地質、あるいは資源化の可能性を探るための重要な手段である。しかし、表面を探るだけではなく、穴を掘って下層の情報を得ることは天体内部構造を知り、誕生プロセスや有用鉱物の存在を解明するためにより重要であると言われている。遠い宇宙の月や惑星上では、ボーリングのような大がかりな掘削方式を用いることは困難であり、そのために簡単な方式で効率よく下層の情報を得ることのできる新しい手法による掘削探査が強く求められている。

ここでは新しい掘削方法のアイデアとして「ありじごく型ロボット」を提案する。例えば「月の海」と呼ばれる部分は厚さ約10mのレゴリスが堆積し、その下に固い岩盤があると考えられている。ここで提案するロボットはこのようなレゴリス層を最下層まで掘り進み岩盤に到達し、さらにベネトレータ型弾丸によって岩盤サンプルを採集することを目的とする。

## 2. ロボットの概略

提案する「ありじごく型ロボット」の概略を図1に示す。また、基本的な仕様は表1に示すとおりである。

このロボットは表面に切刃のついた下向きの円錐台形状をしており、内部の振動子を往復運動させることによりロボット全体が振動し、レゴリスを削る。切刃の隙間を通してロボットの下に集まったレゴリスは、排土ファンによって上方へ投げ出される。排土ファンの投げ角 $\theta$ と投げ出し速度 $v_0$ をコントロールすることにより、レゴリスは穴の外に排出される。切刃の摩擦力の違いにより、ロボット全体はゆっくりと旋回しつつ穴を掘り進んでいくので排出されたレゴリスは穴の周りにドーナツ状に積み上げられていく。また掘削地点までローバーによって運搬されることを考えて、ロボット全体の質量は10[kg]程度の軽量化を目指す。

## 3. ロボットの詳細

### 3.1. 掘削と排土

提案する「ありじごく型ロボット」は月・惑星のレゴリス層に円錐形の穴を掘削する。土砂傾面の傾斜角は安息角と呼ばれ、重力によらずに土砂の特性（比重、摩

擦力、凝集力）に依存する。ここでは、レゴリスの安息角 $\phi$ を35度と仮定する。図2のように座標系を設定し、レゴリスの投げ出し初速度を $v_0$ 、時間を $t$ 、重力加速度を $g$ とすると、高さ $h$ 、距離 $a$ のところに到達させるための $v_0$ と $\theta$ は、

$$v_0 = \sqrt{hg + g\sqrt{h^2 + a^2}} \quad (1)$$

$$\theta = \tan^{-1}\left\{\frac{1}{a}(h + \sqrt{h^2 + g^2})\right\} \quad (2)$$

となる。

次に、微小体積を $V_y$ のレゴリスを初速度 $v_0$ で高さ $h$ 、距離 $a$ まで排出するためのエネルギー $E$ を求める。レゴリスの密度を $\rho$ とすると、

$$E = \frac{\pi}{8 \tan^2 \phi} \left(1 + \frac{\sec \psi}{\tan \psi}\right) \rho g h^4 \quad (3)$$

となる。いま掘削時間 $T$ はレゴリスの排出エネルギーによって律速されるとすると、体積 $V$ のレゴリスを排出するエネルギー $E$ を排土用モータの瞬時電力 $Q$ で割ることにより全掘削時間 $T$ が求められる。

$$T = \frac{E}{Q} \quad (4)$$

では次に、実際掘削するのにどの程度のエネルギーと時間が必要なのか、具体的に計算してみる。いま月面レゴリス層に深さ10[m]の穴を掘る場合を想定し、各パラメータを以下のように仮定する。

- レゴリス層の厚さ： $h = 10$  [m]
- レゴリス層の密度： $\rho = 2000$  [kg/m<sup>3</sup>]
- 安息角： $\phi = 35$  [deg.]
- レゴリス投出し距離： $a = 20$  [m]
- 月面上の重力加速度： $g = 1.6$  [m/s<sup>2</sup>]
- モータの電力： $Q = 10$  [W]

排出エネルギー $E$ 、掘削時間 $T$ は、

$$E = 8.3 \times 10^7 [J] \quad (5)$$

$$T = 96 [\text{days}] \quad (6)$$

となる。

### 3.2. 岩盤サンプルの採集

切刃先端が地下岩盤に到達すると、ロボットの振動だけではもはや掘り進むことはできない。そこで排土ファンを停止し、火薬によりプロジェクターを発射する。このプロジェクターの弾丸を中空のペネトレータカプセルとしておくことにより、弾丸内部にサンプルが詰め込まれる。また同時に岩盤表面が打ち砕かれることも期待できる。プロジェクター発射後、再び排土モータを回転させることによりペネトレータカプセルを地表へ投げ上げる。カプセルにはサンプルを汚染しないような方法（例えば、特定の波長の電波、もしくは光に感応する素材）で目印をつけておけば、地表でのローバーによる回収が容易となる。

### 4. ミッション構成

提案する「ありじごく型ロボット」は小型、軽量となるよう設計することにより移動探査ローバーによって複数個搬送できるものとする。図3にミッション中の各状態を示す。

- (1) ローバーは走行探査の結果、興味深い地点に「ありじごく型ロボット」を設置する。
- (2) 「ありじごく型ロボット」は掘削を開始し、レゴリスを次々と投げ出し ていく。ローバーは掘削されたレゴリス下層のサンプルを回収する。
- (3) ロボットはレゴリスの最下層の岩盤へ到達する。ペネトレータカプセルを 打ち込むことによって岩盤のサンプルを得る。
- (4) 岩盤のサンプルの入ったカプセルを排土ファンによって地上へ投げ出す。そしてローバーはカプセルについている目印を感知し回収する。
- (5) ローバーと「ありじごく型ロボット」を組み合わせ (1)~(4) のような掘削、回収を複数点で行うことにより、天体の地質構造に関して非常に多くの情報を得ることができる。

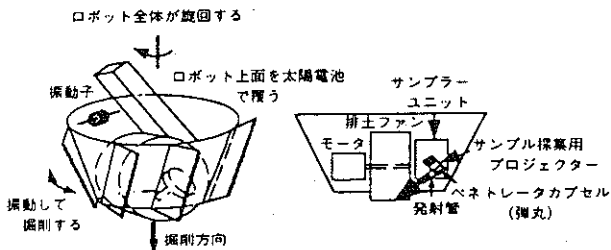


図1. ありじごく型ロボットの概略図

表1. ロボットの仕様

全長	φ 50[cm]×30[cm]
質量	10[kg] <span style="float: right;">0.2</span>
電源	太陽電池 (最大 120[V], <del>33[A]</del> )
消費電力	最大 15[W] 程度

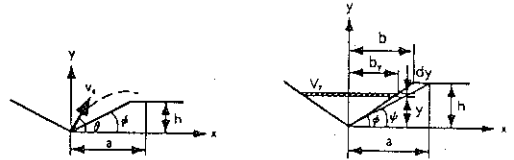
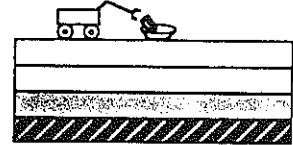


図2. 座標系

ありじごくロボットを設置する



(1)

下層レゴリスを採集



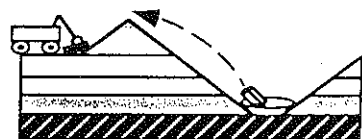
(2)

岩盤のサンプルを採集する



(3)

岩盤サンプルのつままったペネトレータをローバーが回収する



(4)

図3. ミッション中の各状態

テーマ 極高真空場を利用した Cold Welding 実験衛星  
 北海道大学大学院 工学研究科機械科学専攻

細川 博  
 中村 聡介

岡田 啓治  
 渡辺 桂史

高橋 健太郎

1.実験の目的

人工衛星や惑星探査機において、機械的故障は致命的なものとなることが多い。Cold Welding はそれらの故障の一つの原因である。Cold Welding とは酸化皮膜が生じにくい高真空環境において清浄な金属表面同士が接触し接合を起す現象のことである。この現象を解明するために NASA では LDEF による曝露実験が行われているがはっきりとした結果が得られていない。

そこで、今回は接合金属の表面を清浄にするために必要な、地上では得ることが困難な極高真空環境を利用した Cold Welding 実験を行い、この現象を明確にすることを最大の目的とした。

本ミッションでは極高真空環境を得るためにウェイクシールドを使用することとした。このシールドはラッチ・インフレータブル機構により展開することにした。インフレータブル機構は宇宙空間の大型建造物の建設技術として注目されている。しかし、本質的にこの機構はデブリに弱いことが難点である。これを補うために、さらにラッチ機構を利用することでインフレータブルにより展開された建造物の形状保持を可能なものとした。

2.目的達成のための原理・方法

2.1 実験衛星の概要

図1に衛星の概要を示す。本衛星は周囲の真空の度合いやコストの面も考慮して日本上空の低軌道(高度 500km)とした。また、Cold Welding 実験を行うのに必要な高真空空間は、ウェイクシールドの後流に形成される。ウェイクシールドは収納性を考慮してラッチ・インフレータブル機構により展開することとした。また、実験装置部は酸化皮膜が生じにくい高真空空間に存在しなければならない。よって、実験装置部はウェイクシールドの後流内に位置させ、後部を宇宙空間に曝露し Cold Welding 実験を行うこととした。

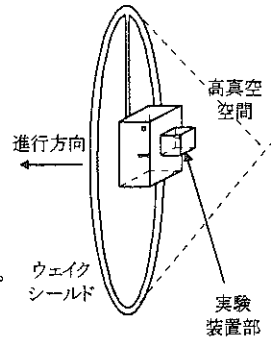


図1.衛星概要

2.2 Cold Welding 実験の内容

2.2.1 実験概要と実験パラメータの設定

本実験では、金属表面が清浄な状態とそうではない状態での金属同士の接合・引張試験を行う。実験のパラメータを以下に示す。

- |  |                                  |          |
|--|----------------------------------|----------|
| >接合する金属の接合部表面の清浄度<br>・酸化膜の無い清浄な場合<br>・酸化膜の存在している場合 | >接合する金属のペア<br>・金と銀<br>・アルミとアルミ合金 | ・アルミとアルミ |
|--|----------------------------------|----------|

以上の組み合わせにより行う実験は6種類となる。これら全て接合後に引張試験を行い破断するまでの応力を測定する。

2.2.2 実験手順

2.1で述べたように実験装置部はウェイクシールドの後流に生じる高真空空間に位置させた。しかし、これだけでは接合する金属の接合部表面を清浄にすることは困難である。そこで、実験を行う前に、具体的には本小型実験衛星を H-II A から打ち出し軌道に乗ったのちに3日間地球を周回させることで衛星に物理吸着している粒子を放出させる。その後、実験室を太陽に向け、ベークアウトを行い金属表面に物理吸着している粒子を完全に除去することとした。さらに、ベークアウト後でも金属表面に生じている酸化皮膜は、金属の接合前にアルゴンビームを当て、その衝撃により除去することとした。これらの行程を経た後に「酸化膜の無い清浄な場合」の実験ではそのまま接合・引張実験を行う。また、「酸化膜の存在している場合」の実験では、再び酸化皮膜を形成するために金属表面に酸素を噴射してから接合・引張実験を行う。

実験中は実験室内が高温になるため CCDカメラは電子部に配置し光ファイバーで映像を取り込み、それによりアルゴンビームによる酸化膜の除去の度合い、金属の接合などを確認することにする

2.2.3 実験機構

図2に実験装置の概要を示す。試験片接合面は酸化膜で覆われているため、アルゴンビームを表面に衝突させ除去する必要がある。しかし、実験室の形状の都合により試験片の向きを変えなければこれを実現することは出来ない。したがって歯車機構を用いて、試験片接合面をガス圧により回転させアルゴンビームを試験片接合面に垂直に当たるようにした。

このような行程を経た後に試験片の接合・引張実験を行う。図3に接合・引張実験の機構図を示す。

このミッションでは、右図のように1-3のバルブを用意しているが、1は接合、3は引張に使用し、2のバルブはガスの外部への放出に使用する。1つの試験片のうち一方を固定し、もう一方を1、3のバルブを開きピストンを作動させ、接合、引張を行なう。作動流体として窒素ガスを用いる。

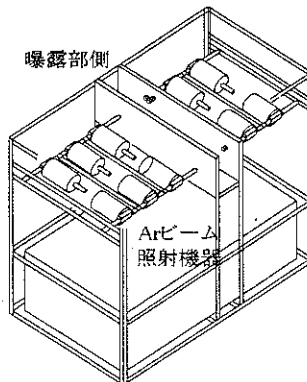


図2.実験機構

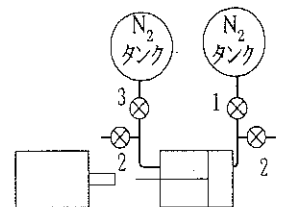
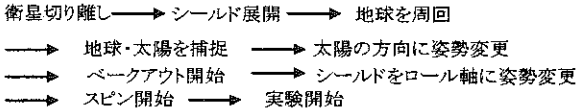


図3.接合・引張機構

### 2.3 実験開始までの姿勢制御

2.2.2で述べたように衛星をH-II Aから打ち出してから実験に至るまでに衛星の特別な姿勢制御が必要である。以下にその流れを示す。



また、図4に衛星の姿勢制御の図を示す。

これらの姿勢変更に必要な推進量の合計は213.5gで、ベークアウトが不十分な場合も考慮して約2倍のマージンをとって500gの推進を搭載させることにした。さらに、推進は実験室の真空の度合いに影響の小さいヒドラジンを用いた。

### 2.4 ウェイクシールドの展開方法

実験に必要な高真空空間を作るためには直径2mのウェイクシールドが必要となる。本ミッションではH-II-Aロケット搭載のためのミッション条件を満たすため、シールドを500mm×500mm×500mm以内におさめなくてはならない。そのため軌道投入後にシールドの展開を行わなくてはならず、図5のような展開機構を採用した。この展開機構は円形のシールドを扇形に16分割し、さらにその扇形を半径方向に3つに折りたたむものである。展開はまず初めに、爆発ボルトによって留め金を取り外し、円周と半径に取り付けたインフレーション機構にN<sub>2</sub>ガスを注入して行う。その後、円周と半径の折りたたみ式フレームの関節に取り付けたラッチ機構をロックして構造の安定化を行うこととしている。

### 2.5 電源・回線系及び重量

打ち上げ射場に種子島の設備を使用することを考慮して回線設計を行った結果、Link-MarginはUp-Link20.2dB、Down-Link24.2dBとなった。

ミッションに必要なとされる電力は打ち上げ時に0.001Wh、定常状態時に最大62.4W、実験時に7.51Wh、テレメトリデータ送信時に1.16Whであり、ミッション遂行時間を考慮するとTotal1040.7Whとなる。また、電力源として太陽電池は使用せず、リチウム電池を用いることとした。

重量は姿勢制御系に7.43kg、電源系に8.20kg、通信系に9.05kg、熱制御系に0.15kg、構造系に8.59kg、実験系に14.93kg要し、合計で48.35kgとなる。

### 3. 本ミッションにより得られる成果

このミッションを行うことにより以下の宇宙開発に寄与するであろう成果が得られると予想される。

- ・Cold Weldingの存在の有無の確認。
- ・ラッチ・インフレーション機構による大型構造物を用いた高真空空間の実現。
- ・Cold Weldingを利用した宇宙空間に適した溶接法の可能性の確認。
- ・ラッチを用いた大型構造物の形状保持方法の確立。

さらに、本ミッション終了後に実験結果を反映した、地上におけるCold welding現象をより解明する実験が行われることも望まれることである。

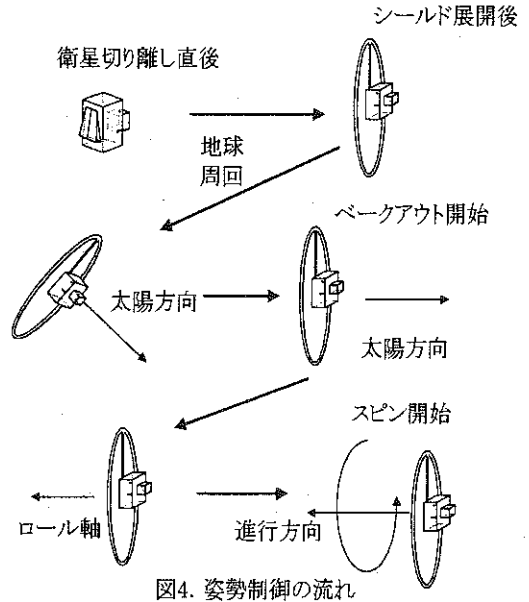


図4. 姿勢制御の流れ

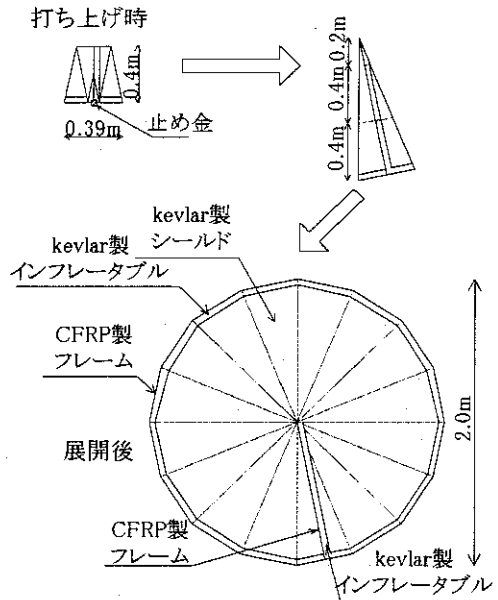


図5. ウェイクシールドの展開機構

# 中高層大気観測衛星

東京大学 工学部 航空宇宙工学科 4年

太田 衆一郎, 清水 俊之, 津田 雄一, 平間 康介, 前田 幸一郎

1997年10月26日

## 1 目的と背景

地球の大気は有史以来の地球内外からの様々な作用の末、安定した平衡状態に至った。しかし近年の人間活動が環境に影響を及ぼした結果として、大気の状態は急激に変化しつつある。現在、オゾン層や他の大気成分に関して数多くの観測が行なわれているが、大気成分について随時観測を行ないデータを取得することは、問題の早期発見と解決のために非常に有意義だと思われる。

大気成分の測定法としては紫外線や赤外線の利用した方法が考えられるが、人工衛星の制御技術が向上し続けている今日、私達は2つの衛星を利用したシステムを提案する。これは、一方の衛星から照射されたレーザーが他方の衛星までの間にどれほど吸収されたかを測ろうというものである。

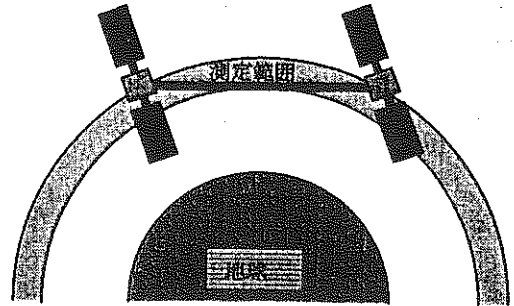


図1 衛星間の距離が短い場合

## 2 本システムの特長

大気観測の方法として、従来は地上や航空機または衛星からレーザーを照射する方法や、ゾンデを投下する方法などが考えられていたが、高高度の大気の高高度別のデータを取得したいという要求から2機の衛星を利用するシステムを提案するに至った。

このようなミッションを達成するためには、まず初めに軌道高度を変更することにより測定高度を変えるという方法が考えられるが、このような方法では衛星自体が測定する大気中を巡回することになり、大気による抵抗を考えるとあまり低い高度での測定はできない。

そこで私達は、同一軌道上の2つの衛星の衛星間距離を調節することによって測定高度を変更する方法を提案する。この方法では低高度での測定が可能になるばかりではなく、軌道高度を直接変更する方法の2割程度の燃料で測定高度の変更が行える。図1に衛星間距離が短く高高度の大気を測定する場合について、図2に衛星間距離が長く低高度の大気を測定する場合について示す。

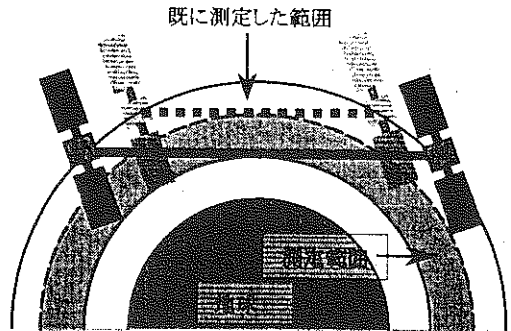


図2 衛星間の距離が長い場合

特に、測定高度を変更する際に衛星の軌道高度を変更する必要がないという点に注目されたい。

## 3 要求項目と詳細の検討

要求項目としては以下の2点が挙げられる。

- 地球全域を観測すること
- 中高層を高度別にくまなくカバーすること

軌道については、北極上空と南極上空を通る極軌道を選択すると、地球自身の自転により地球全域の観測が可能になる。また、同一地点について異なる高度の観測を行うために、数日間で回帰する軌道の中から低軌道としての軌道高度をもつものを考えた結果、3日間で衛星が地球のまわりを47周して元の地点へ戻ってくる、高度368kmの準回帰軌道に決定した。この軌道を用いた際の測定高度と衛星間距離の関係を図3に示す。

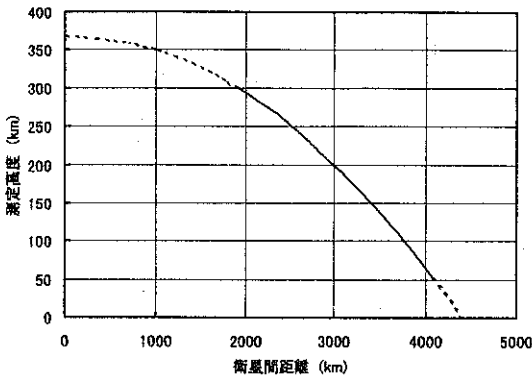


図3 測定高度と衛星間距離

300km から50km まで測定するものとする、衛星間距離は最大で4094km となるので、発振レーザーの出力は最大距離でも十分届くように5W と決定する。YAGレーザー励起式色素レーザーを用いるものとし、図4に測定可能な物質を示す。

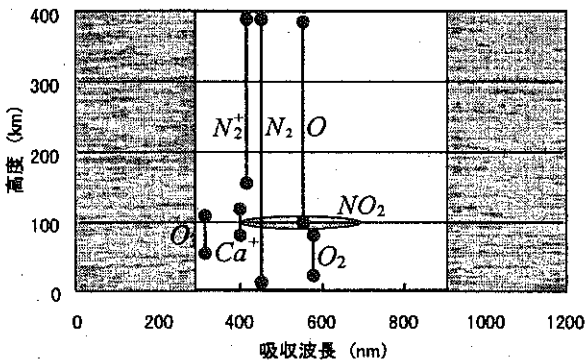


図4 測定対象物質

本システムの具体的な運用方法は以下の通りとする。

1. 2機の衛星とも高度368kmの極軌道(円軌道)に投入する。

2. 衛星間の距離を1911kmに広げる(測定対象高度300km)。
3. レーザーによる測定を開始。レーザーはパルスで発振するため緯度方向は5°刻みで観測することにし、3日で1つの対象高度の測定を終了。
4. コマンドの受信、データの送信、テレメトリは南極に設置された地上局上空で行なう。地上局とリンクのとれる時間は1周平均約91秒である。
5. 3日間で衛星間の距離を広げ、測定対象高度を10km下げる。
6. 以上の過程を測定対象高度300km～50kmまで繰り返し行なう。
7. 最終的に、緯度方向5°刻み、経度方向7.7°刻み、高度10km刻みで3次的に大気組成分布がマッピングできる。
8. ここまでを1ターンとし、続いて順次測定高度を上げながら2ターン目の測定を行う。
9. 約40ヶ月の期間で全部で10ターンの観測を行う。

#### 4 最後に

今回、私達は群衛星を用いたシステムの一例として大気観測システムを提案した。本ミッションにより、高層大気の構造を解明するとともに、大気汚染や地球温暖化など、諸々の人間活動に起因する環境への影響を、これまでにない規模と一貫性をもって定量化することを実現できよう。このことは、ひいては人間活動の影響領域を明らかにするのに役立つ。

本ミッションの今後への発展性については、大気観測ミッションという面では、レーザー機器の性能の向上により大気組成について一層詳しい観測が可能になるとともに、エアロゾルやスペースデブリなどの観測も行えるようになるのではないかと考えている。一方、群衛星システムという面では、2衛星の位置、姿勢の制御に関して相当な正確さを要求されるため問題点も多いと考えられるが、このミッションを通して問題点を探り、今後ますます重要性を増すであろう群衛星システムを考えていく上での1つのたたき台となることを望む。

# 「電離層の電子密度測定による地震予測ネットワーク」

東京都立航空工業高等専門学校  
電子工学科 羽田 佳史

## 1. はじめに

我が国は地震大国であり、今まで多くの方法で地震予測を行ってきたが、現時点では、正確な地震予測は実現できていない。これまでの研究成果で、地震の前兆現象の1つに電離層の電子密度が変化する事、また、VHF帯電波の異常伝播や周波数変調現象が、地震発生の2~5日前に現れる事が明らかになっている。

現在、この前兆現象から地震を予測する方法は実際に行われている。その内容は、FM放送局の電波が、電離層により反射されたものを受信し、地震による電離層の電子密度変化を測定するものである。

しかし、以下に示すような問題点がある。

- ① 受信局を多数使用し、広範囲な地域で測定を行う時、全ての受信局が同じ電波を受信できないので、測定条件が異なってしまう正確なデータが得られない。
- ② FM放送局の電波を受信して電離層の変化を測定するため、周波数を自由に設定できない。

我々はこの問題点を解決し、民放FM局に頼らず、能動的に測定を行うために衛星を用いた『電離層の電子密度測定による地震予測ネットワークシステム』を考案した。

## 2. 本システムの概要

本システムは、静止衛星2機と、全国各地に配置した受信局および中央データ処理を行う航空高専とで構成される。図1に地震予測ネットワークの基本概念図を示す。ここで衛星を2機使用するのは、日本全土の電離層の観測を行うためである。

今回、比較的地震の多い北海道・東北・関東・伊豆・中部・近畿・九州の7つの地域を中心に受信局を配置し、さらに、地震予測を行うために、日本の各地に多数の受信局を配置する。

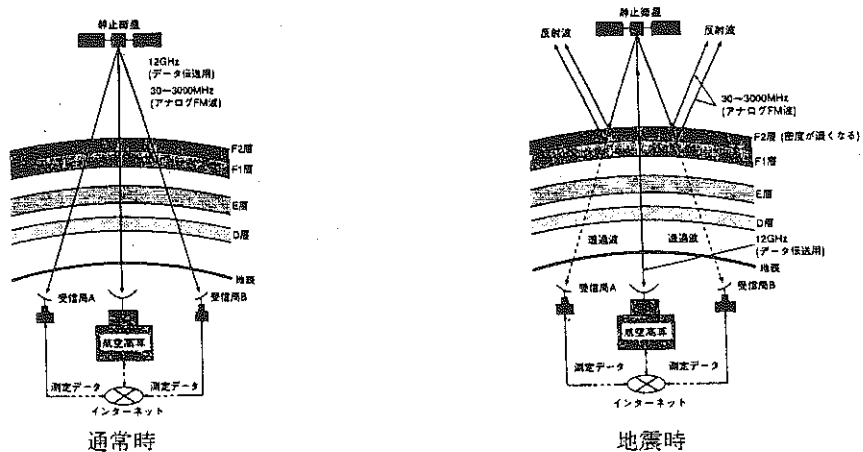


図1 地震予測ネットワークの基本概念図

### 3. 測定方法及び予測される測定データ

#### 3.1 測定方法

- ① 衛星から受信局にQPSKのデジタル変調波、アナログ信号のFM変調波を送る。
- ② これらの信号を全国各地の地上および衛星で受信したデジタル変調波よりビット誤り率の計算を行う。FM変調波からは、信号強度と周波数偏移の測定を行う。
- ③ 測定したデータを全国からインターネット（災害時には衛星回線）を用いて、航空高専へ送り、各受信局でのデータと地震強度の相関を調査する。

#### 3.2 予想される測定データ

##### (1) 通常時

受信レベル…地上での測定では、時間の変化と共に受信レベルは変化せず一定である。

衛星では、電波を受信する事ができない。

ビット誤り率…地上での測定では、ビット誤りは起こらない。

衛星では、受信する事ができないので、ビット誤り率は大きいと考える。

##### (2) 地震時

受信レベル…地上での測定では、電離層の影響により受信レベルは減衰する。

衛星では、電離層で反射された電波が、衛星で受信する事ができれば、通常時より受信レベルは、増加する。

ビット誤り率…地上での測定では、ビット誤りが起こる。

衛星では、電波を受信する事ができれば、通常時よりビット誤り率は低下する。

### 4. 提案する衛星の構成

人工衛星には、アナログ信号発生器、ランダムデジタル信号発生器、FM波変調器、送受信機を搭載する。送受信用アンテナには、30～3000MHzの高域帯FMの変調波を送るのに適した、ローペリオディックダイポールアンテナ、データ伝送用アンテナには、パラボラアンテナを使用する。

### 5. 得られる成果

- ① 広範囲な地震予測ネットワークで各地の地震予測を実現できる。
- ② 地震と電離層電子密度の局所的な相関関係を広域な範囲で調査できる。
- ③ 各地で起こった地震の震度と電離層の電子密度状態のマップが得られる。

### 6. 終わりに

電離層の電子密度の変化から地震を予測する地震予測ネットワークシステムを提案した。本システムが実現できれば、2、3日前に地震を予測することが可能ため、地震による被害を最小限に抑えることができる。地震予測は必要不可欠なものであるため、今後、システムの実現に向けて更なる検討を行う。

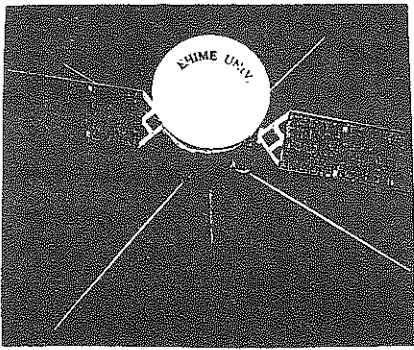


# 作曲支援衛星打ち上げか？

## 種子島で来月9日

愛媛大学は作曲支援衛星を提案する。現在、宇宙空間には多数の人工衛星が打ち上げられ、最新技術を駆使して宇宙の様々な姿を捉えることが可能になっている。しかし、我々は宇宙の姿を捉えることはできて音を聞くことはできないというところに着目した。本衛星は宇宙空間に飛び交う電磁波をキャッチし、可聴周波数領域に変換することによって作曲活動をサポートする。これまで利便性の向上のみを追求してきた科学技術を芸術と融合させるといふ全く斬新なアイデアである。本衛星が電磁波を捉えるのに使用するものは線状アンテナ、パラポラアンテナなど。これらによってLW帯域から紫外線領域まで幅広い周波数の電波をキャッチできる。

ユーザーはインターネット回線によって運営会社に観測したい方向や時刻などを送信し、観測を依頼する。運営会社はNASAを通じて、衛星と交信し観測データを取得し、インターネットによってユーザーにデータを送付する。ユーザーはパソコン上で作曲支援ソフトを用い、個性を發揮しながら独創的な音楽を作ることが可能。



坂本 壺一も絶賛

## 小室達也と取り合い

本衛星を運用することによって得られる成果は以下の通り。まず、今までにない作曲方法であるため、期生の概念にとらわれない全く新しいタイプの音楽が得られる。作曲者の個性と宇宙の神秘性が十分活かされることが期待される。また、できた音楽に関する著作権は本衛星にあり、得られた利益の一部が宇宙開発にあてられるため、経済的な宇宙開発が可能になる。学術的な面でも観測データを天文学機関に提供することによって全面的にバックアップする。

科学技術は年々専門化し、ブラックボックス化が進んでいるがそういった現状を打破するのにもねらいの一つ。理科系離れが深刻な現在、誰にでも親しみやすい音楽からアプローチすることによって多くの人々に宇宙開発をはじめとする科学技術に関心をもってもらう。

大手数社の総会に出席  
商法違反容疑で逮捕された\*

# 蜜柑新聞

\*\*\*\*\*

ELとともに

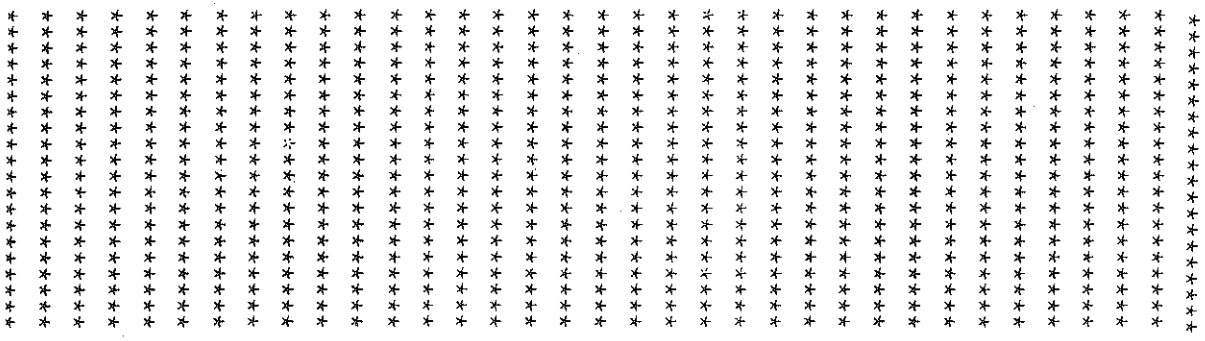


大西研究室

紙面から

22 [27]

導電性高分子とは？



# 可視・赤外画像による衛星搭載機器の故障警報システム

(Hazard warning Equipment system with Bi-Images : HEBI)

前谷健作、小西法人、當間大作 (創価大学工学部情報システム学科4年)

牧野孝雄、中嶋健治 (創価大学大学院工学研究科情報システム学専攻1年)

三海英和 (創価大学大学院工学研究科情報システム学専攻2年)

## 1. 目的と意義

宇宙空間では対流がない。このため人工衛星搭載機器が放出する熱は、最終的には全て放射によって宇宙空間に排熱する。また人工衛星搭載機器から排熱板までは伝導によって熱を伝達する。対流による熱エネルギーの放出がないために、地上機器に比べて人工衛星搭載機器はかなり高温になる。搭載機器が高温になると信頼度が低下することはよく知られており、過去の人工衛星でも熱が原因で故障したり、信頼度が低下したという報告がある。現在、搭載機器の温度状態は各部に取り付けられたセンサーにより得られるが、これはセンサー取付箇所の温度状態しか分からない。そこで今回我々は赤外・可視カメラを利用して、衛星内外の温度分布、異常(デブリによる損傷、サーマルブランケットのはがれ、ペイントの劣化、石英ガラスの黒化、OSRの劣化)を警報するシステム(Hazard warning Equipment system with Bi-Images : 以後HEBIと略記する)を提案する。

## 2. ミッションの構成

### (i) 本ミッションの流れ

以下の例では HEBI を比較的大きな衛星に搭載するものとして考えるが、勿論小型衛星に適用することも可能である。本ミッションにより搭載機器の温度分布、衛星外部の損傷具合などを画像情報として得られる。HEBIでは衛星の状態をリアルタイム画像で得ることができるので、衛星の事故原因の究明にも役立つ。

ミッション概念図を 図1 に示す。HEBI は画像を得るためのカメラ部分、衛星内・外部の可視・赤外画像を得るために、自由に可動する多関節の胴体部分で構成される。HEBI は衛星内・外部を自由に移動することができる。大型衛星では内部に比較的大きな空間があるため HEBI は自由に移動できる。小型衛星では内部に広い空間はない。しかし HEBI 用のカメラを必要箇所に配置しておけば画像データを得られる。得られた画像データは地上局に送信され、データの解析が行なわれる。

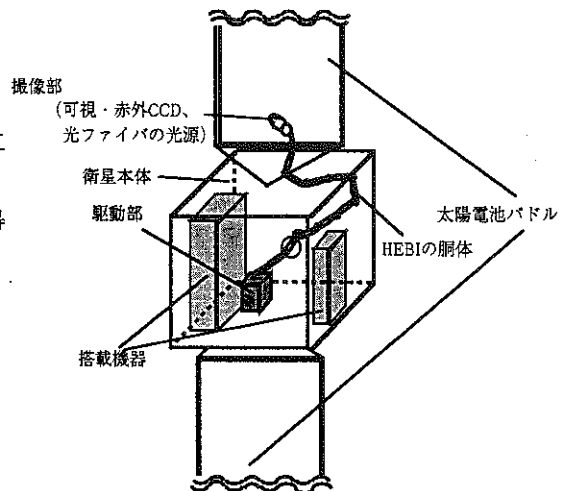


図. 1 ミッション概念図

(ii) HEBI本体について

図2にHEBI本体図を示す。HEBIの構成を大別すると衛星内・外部の画像を得るためのカメラ部分と、多関節の胴体部分からなる。カメラの撮像部は9gと非常に軽量である。駆動部は980gであり、これはHEBIと衛星との接続位置付近に設置する。表1にHEBIの仕様を示す。

HEBIの目であるカメラには可視用と赤外用の2つのCCDカメラを使用する。また衛星内部の可視画像を得るために、可視光CCDの光源として光ファイバーを利用して十分な光量を得る。これら2つのカメラと光源はHEBIの先端部に取り付ける。

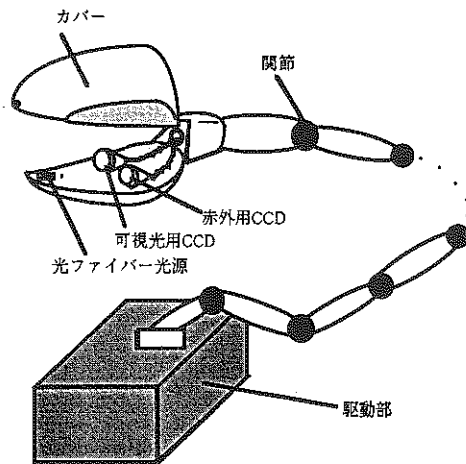


表1 HEBIの仕様

アーム部	全長	3000[mm]
	全幅	15[mm]
	重量	980[g]
	搭載カメラ	35万画素CCD
	光ファイバ光源	
本体	サイズ	200[mm]×150[mm]×150[mm]
	重量	980[g]
	消費電力 (撮影)	4.1[W]
	(駆動)	20 [W]

図. 2 HEBI 本体図

(iii) 送信データについて

必要となる画像はリアルタイムな動画である必要はなく、1平面について1つもしくは2つの画像が得られれば十分である。よって送信データは静止画像とする。また画像データはJPEGにより圧縮する。衛星内・外部の可視画像についてはJPEGのカラー画像圧縮を行う。また内部赤外画像についてはその強度を測定するだけなので、JPEGの白黒画像圧縮を行う。JPEGにより画像データを最高20分の1に圧縮し、データ量を小さくする。35万画素のCCDを使用して得られるカラー画像の場合、1画像あたりのデータ量は平均700 Kbyteである。これをJPEGで圧縮すると35 Kbyteになる。

3. まとめ

人工衛星の需要増加と共に、より高い信頼性、安全性が求められることになる。我々が今回提案するHEBIは人工衛星の安定運用に注目したものである。HEBIを搭載することにより、衛星内外の不具合発生の兆候を地上局で知ることができる。この情報はアームと可視・赤外カメラを使うことにより、非常に広範囲で、信頼性の高いものとなり、衛星の故障の積極的な回避を行うことができる。また地上での熱真空試験時にこのシステムを用いることで、今まで見るができなかった試験中の衛星内部の情報を得ることができ、将来の不具合を防ぐことができよう。

# 人工彗星

九州大学大学院工学研究科 高木淳治, 北平誠  
九州大学工学部 下村慎吾, 城井洋生, 中野健二

## 1.はじめに

近年、ハール・ボップ彗星や百武彗星の地球への接近により、人々の彗星や宇宙に対する関心が大きく高まった。そこで、彗星というものを深く理解するために、人工彗星を打上げてみてはどうかと提案する。

我々が今回提案するのは、通常の惑星間を公転するような巨大なものではなく、それと比べて非常に小さい核しか持たないものの、地球を周回させることで大きく見えるものを創ろうということである。

近年、彗星の構造はかなり解明されてきてはいるが、まだ未解明の部分が多い。また、彗星は太陽系創生期の物質を含む存在と見られ、研究上きわめて貴重である。よって、これまで解析されたデータを元に彗星を創り、その観測を行うことで、新たな彗星研究の発展が見込まれる。

## 2.彗星の構造

ここで、簡単に彗星の構造について説明する。彗星は大きく分けて、核、コマ、尾の三つの部分からなる。

彗星の頭の中心部に存在する固体物体が核で、これは塵を多量に含んだ雪だるま状の天体である。

核の構成物質が太陽に熱せられて氷の分子や、塵粒子が周囲の空間に広がる。その結果、コマと呼ばれる塵を含んだガス状の衣ができる。

尾には、太陽風の影響を受け太陽と反対向きに直線的に伸びるプラズマの尾と、幅広く、緩やかにカーブして伸びる塵の尾がある。

## 3.人工彗星の構造

次に我々が創ろうとする彗星の構造を述べる。

核の直径は2 m、質量は2.09tonである。成分構成は、直接の核成分のデータがないので、前回接近したハレー彗星の大気のスเปクトル観測結果にもとづき、図.1のようにした。

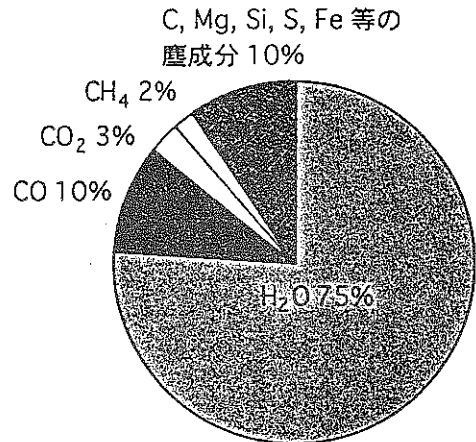
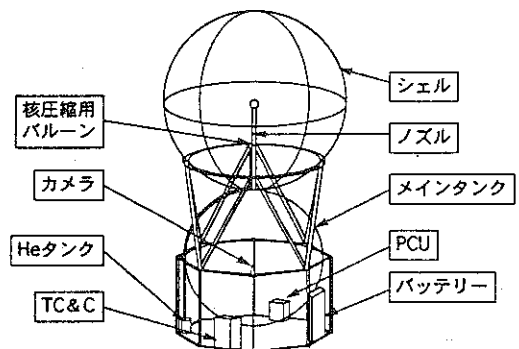


図.1 人工彗星核の成分比

## 4.衛星の構成

衛星の構成について図.2に示した。



まず衛星の下部には、人工彗星の核となる成分を収めるメインタンクがある。

その上部に、内径2 mのシェルがある。これは、人工彗星の核を形成するためのもので、内部の温度を低温に保つために放熱効果の高

い Silvered Teflon で外部を覆い、フェアリングのように4つに分割できるようになっている。さらに、内側には、ヒーターが張り巡らしてある。

ノズルは、ドーム内に人工彗星の核成分を散布するもので、降雪機のようなものである。

核圧縮用バルーンは、人工彗星の核に硬度を与えるために内側より圧力を与えるものである。

## 5. ミッションの流れ

まず、衛星を高度30000kmの円軌道に投入する。

次に、タンクのバルブを開き、ノズルよりシェル内部に核成分を散布する。最初、シェル内部は真空状態にあるので、主成分であるH<sub>2</sub>Oは昇華するが、内部が飽和蒸気圧に達すると、シェルに温度を奪われて、着霜していきシェルの内側に核成分が積層していく。

その後、核圧縮用バルーンを膨らまして、核成分を内側から圧縮し彗星核を圧縮する。

次に、氷がシェルの内側に凍結してシェルの切り放しがうまく行かなくなることを防ぐために、ドームの内側に巡らしたヒーターでシェルを加熱して、人工彗星核の表面を一部溶かす。

この作業を行った後でシェルの接続を解除し、彗星核から切り放す。

## 6. まとめ

塵粒子は太陽方向に向かうときは減速され、太陽と逆に移動するときは速度が増すことで、徐々に軌道が変化していく。その粒子の動きをシミュレートすると図.3のようになる。

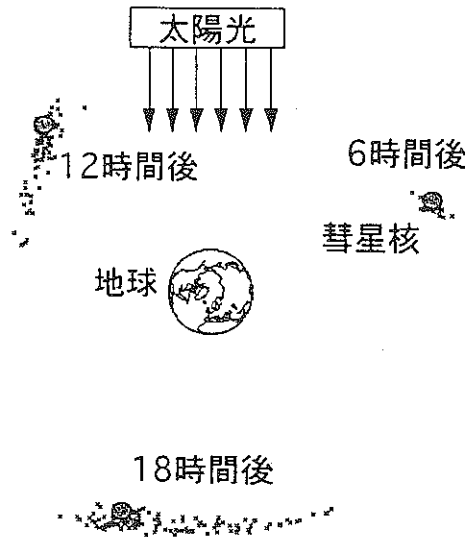


図.3 塵粒子の運動

実際の惑星間軌道を公転する彗星と異なり、周期の短いこの人工彗星では、塵の尾はまっすぐな尾にはならないことが分かる。さらに、プラズマの尾も地球の磁場の影響を受けてまっすぐにはならないと思われる。

切り放された人工彗星核は、コマを発生し、その大きさは視直径で430km程度になる。その結果、地上からは直径約8'のコマが観測される。なお、月の視直径は約30'程度であるので、人工彗星のコマは肉眼で確認できる位の大きさである。

これまでは、未知の成分のもの観測ばかりであったが、この人工彗星により既知の成分のものが地上でどのように観測されるかということがわかる。また、人工彗星のプラズマの尾が地球の磁場によってどのように振舞うかも観測できる。

# 隊列変形テザー衛星 「やみくも」 Reconfiguring Tethered Satellite, "YAMIKUMO"

森 治<sup>\*1</sup>, 平社 信人<sup>\*1</sup>, 泉 守<sup>\*2</sup>, 此上 一也<sup>\*2</sup>

Osamu MORI, Nobuto HIRAKOSO, Mamoru IZUMI, Kazuya KONOUE

### 1. 目的と意義

宇宙開発が始まって以来、スペースミッションはより高度で複雑になり、人工衛星およびスペースクラフトは、太陽電池パドルやケーブルネットアンテナなどの展開機構を持ち合わせるに至った。最近では、よりスケールの大きな構造形状が取れるテザーシステムの研究・開発が進められている。従来のテザーシステムでは鎖状や環状の形状が主として提案・研究されている。しかし、上述した全ての機能を提供できるようには至っていない。そこで今回、我々はテザーの分離・結合が可能でさまざまな変形できるテザーシステムを提案する。本衛星は4個の小衛星(ユニット)からなり、それぞれの結合の仕方を、剛体接合、テザー接合、分離と選択でき、従来のような鎖状の展開だけでなく、回転・重力傾斜を利用した鎖状、環状などの回転展開、更には立体形状へと、さまざまな形態を取り得るテザーシステムである。このような機能を持つ機構、制御、通信などの諸技術の考案、研究を行い、それらの実証実験を行うことを目的とする

### 2. 展開パターン

本ミッションに使用される隊列変形テザー衛星の外観図を図1に示す。本衛星は4つのユニット衛星から構成され各ユニットはテザー制御装置、通信装置、測定装置、姿勢制御装置、推進系をそれぞれ有する。今回提案する隊列は図2に示す4通りを考慮する。隊列を組む際、平面内におけるユニットの安定条件について考える必要がある。平面内における安定とはこの場合エネルギーが極小になるような状態を指し、系が

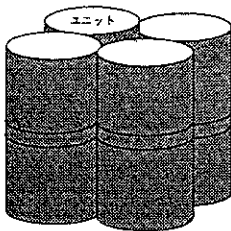


図1 衛星本体

安定状態に向かうと仮定した場合、ユニット  $r_1^2 + r_2^2 + \dots + r_M^2 \equiv R$  が極大になるような配置をとる。これはユニットがテザーによって拘束されていない場合、放射状に広がっていくことから明らかである。図3のように各ユニットがテザーで完全に拘束されると、テザーがたるむことなく隊列が他の状態に移ることはできない。テザーがたるむと  $R$  の値は小さくなり、エネルギー的には大きくなるので不安定となる。よってすべてのテザーが張っている場合、エネルギーは極小値をとり、安定である。

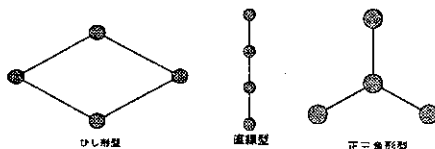


図2 隊列パターン

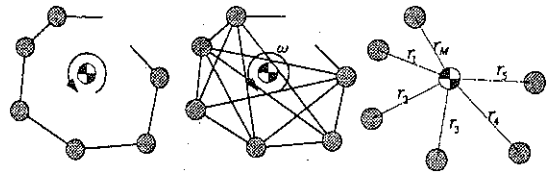


図3. 平面安定条件

### 3. 機構とその特徴

本衛星は、四体のユニットから構成されており、どれも円柱形をしている。各ユニットは、本体部分とリールを含む接合部分の2つの部分から構成されており、大きな特徴としては接合部分が、本体の円柱の中心部分を円周上に設置されたリールにより本体と完全に独立に動くところにある。このことは各ユニット間をつなぐテザーの切り離し、接合の際に大変有効となる。接合部分の動きは、隣あうユニットが接するまで動くことができ、ほぼどの角度にも任意に移動することができる。これより四体のユニットは一平面内においては、ほぼどの形態をも取ることが可能となる。なお各ユニット間を接合する接合部の概略図を図4に示す。

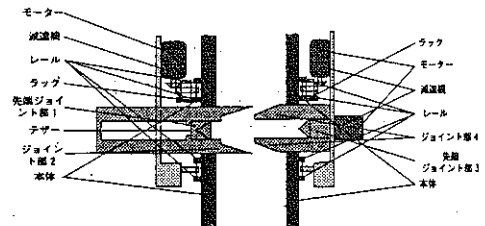


図4(a) 各部品名称

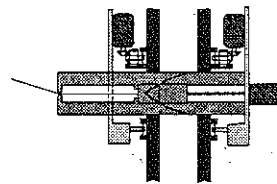


図4(b) 初期状態 (剛体接合)

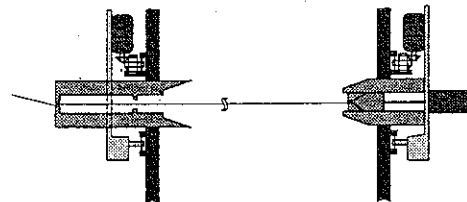


図4(c) 展開状態 (テザー接合)

\*1 東京工業大学大学院理工学研究科機械物理工学専攻

\*2 東京工業大学工学部機械宇宙学科

(〒152 目黒区大岡山2-12-1)

テザー

各ユニット同士を接続し、また各隊列に展開した後で基本状態へ戻すために各ユニットをたぐり寄せるときの張力に耐えるもので、かつ小型で軽量なものととして、ケブラを採用した。仕様は以下の通りである。  
 接続用テザー：KK9001；直径 1.25mm、引張り強さ 85.0kgf、全長 100m×6本

通信系

本衛星における通信系は、主ユニット(Master)と地上との通信としてのコマンド・実験データ・観測データの送受信と、Master から従ユニット(Slave)へのコマンドの送信がある。詳細は以下に示す通りである。

- ・地上 → Master
- コマンド(周波数：VHF 帯、変調方式：PCM-FSK-PM、ビットレート：90bps)
- 項目： 実験開始、ユニットの切り離し、展開終了、基本状態への復帰など。
- Master → 地上
- テレメトリ(周波数：VHF 帯、変調方式：PCM-PM、ビットレート：6bps)
- 項目： 各ユニットの電圧、電流、温度、姿勢、位置など。
- Master ← Slave
- コマンド(周波数：VHF 帯、変調方式：PCM-FSK-PM、ビットレート：90bps)
- 項目： それぞれのユニットの電圧、電流、温度、姿勢、位置、テザーの分離・接続部の稼働など。

電源系

各ユニットの表面に装着された 4108 枚の GaAs 太陽電池素子からの約 86.4W、Li 電池からの約 1504Wh を本衛星の電力源とする。電力の供給先として主なもの、リアクションホイール、リールの動力源である DC モータが挙げられる。今回の隊列変形ミッションの期間は 10 日間程度を考えているので、小型化、軽量化の面も考慮し、上記のように決定した。

姿勢制御系

各ユニットは、三軸方向にリアクションホイールを搭載し、三軸制御を行うものとする。

本体部分(図5参照)は、中心付近の接合部の走る部分のレールを境に2つの部屋に分けられる。中心付近は、燃料タンクのみで占められ上部の部屋には上から順にスラスタ、それに燃料を供給するための配管、Li 電池、テレメトリ・コマンド、トランスポンダ、が搭載されている。下部の部屋には、リアクションホイール、レートジャイロ、オンボードコンピュータ、受信機、送信機、アンテナ、スラスタ配管、スラスタが搭載されている。なお中心付近の燃料タンクととりまくように接合部の移動部分があり、本体にはレール上下に2本のラックを有する。

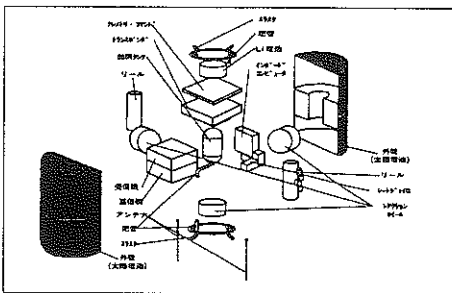


図5.全体機構展開図

5. ミッション計画

以下の手順で実験は進められる。

- ロケット打ち上げ。
- 衛星電源系 On。
- 軌道投入。
- リアクションホイールにより、本衛星を基本状態へと姿勢変更を行う。
- 各ユニットがスラスタを噴射し、スピン安定を図る。
- 適当な時間が経過後、Master ユニットのコマンドを送り、各ユニットの切り離しを行い、目標の隊列へと展開する。
- テザーの張力を制御しつつ、目標の隊列を達成し、スピン安定を図る。
- 各ユニットをたぐりよせるために、リールによりテザーを巻き取る。
- 各ユニット同士が近づいてきたら、分離・接合部が稼働し剛体接続を行う。
- 他の隊列に変形するために、それに対応した基本状態へと各ユニットを移動する。
- 他の隊列へと展開する。
- 隊列変形を何度か繰り返し、技術の実証を図る。
- 基本状態に戻り、軌道を変更して大気圏突入させる。
- 無事消滅し、ミッションが終了する。

図6にミッション全体の概略図を示す。

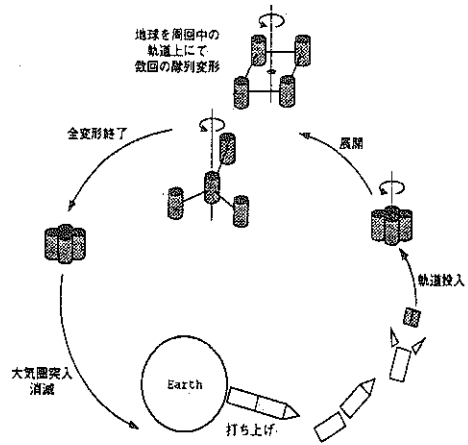


図6. ミッション概要図

6. 結論

本報告書で、分離・結合機構を備えた隊列変形テザーシステムを提案し設計した。この衛星の特徴は以下のようである。

- ・テザーの分離・結合の機構
- ・多体構造物の遠心力による安定・制御
- ・地上局とユニット(Master)の通信と各ユニット(Master, Slave)間での通信
- ・スラスタによる回転制御

この衛星によって以下のような成果が得られる。

- ・テザーの展開・収縮および組み替えシステムの実証。
- ・将来の変形宇宙構造物の基礎技術が得られる。
- ・テザーを用いることにより、より良質な微小重力環境を得ることができる。

この実験衛星から得た知見を基に、本格的な衛星を開発し、将来さまざまな変形する宇宙構造物へつなげるよう本質的な寄与を行いたいものである。

## 衛星回収支援バルーンシステム

### RSBS (Retrieval Supporting Balloon System)

東京工業大学 機械物理学専攻	博士 1年	神澤 拓也
機械物理学専攻	修士 1年	児島 光法
機械宇宙学科	学部 4年	関口 正人

#### 1. 本ミッション提案に至った背景

機能停止後も軌道上に浮遊する衛星や、何らかの故障により軌道上に浮遊する不具合衛星の捕獲、回収、修理という問題がある。スペースシャトルのミッションでも過去にいくつかの回収例が報告されているが、将来的にますます増えるミッションとして、工学的にも重要な課題である。不具合衛星の捕獲作業に注目すると、一般に不具合衛星は姿勢制御不能となっており、ニューテーション運動や、タンプリング運動と呼ばれる複雑な回転揺動を引き起こしていると想定される。そのため、船外活動での捕獲作業には、人的危険や、予期せぬ接触による捕獲作業の失敗など、その困難さがスペースシャトルのミッションでも指摘されていた。

#### 2. 本ミッションの提案

以上のような背景から、捕獲作業にあたってまず、何らかの装置を用いて不具合衛星のニューテーション運動やタンプリング運動を抑制し、その後の捕獲、回収作業をより効率的に行えるようにしておく事が有益であると考えられる。そこで我々は、不具合衛星の捕獲、回収の一連の作業を支援する装置を考案した。その際に考慮すべき重要な点として、(1) 人的危険を伴わず安全に作業を行える。(2) 不具合衛星の損傷を最低限に抑えられる。などが挙げられるがこの事に注目すると、軟らかな素材で装置の軽量化、小型化も可能であるインフレーター機構がこの目的に合致していると考えられる。そこで我々は、インフレーターバルーンが付属した装置を不具合衛星に押し付ける事によって不具合衛星の姿勢安定化さらに回転速度を減衰させ、捕獲作業をより効率的に行えるようにする事を提案した。この方法はバルーンの接触のみで、装置の直接取り付け、固定などの作業を必要としないため不具合衛星の捕獲作業を安全に行えると言える。

#### 3. RSBSの機構

本装置の機構を fig. 1 に示す。本装置は、ケブラー素材のインフレーターバルーンが装置先端に取り付けられており、装置中央部の CCD カメラにより不具合衛星の運動状態をセンシングするためドーナツ型となっている。また、装置中央部には接触の際の衝撃力を緩和するためショックアブソーバーが、装置後部には通信装置などが配置されている。本装置は最後部のグラブルフィクスチャで、マニピュレータのエンドエフェクタと結合できるようになっている。



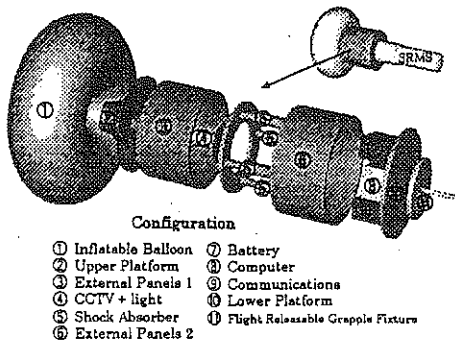


fig.1 RSBSの機構

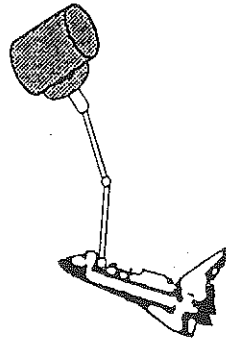


fig.2 スペースシャトル  
利用の場合

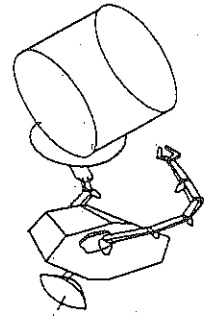


fig.3 宇宙ロボット  
利用の場合

#### 4. RSBSの運用方法

本装置の運用方法として、(1)現時点で回収作業が可能なスペースシャトルを利用する場合(fig.2)、(2)将来的に捕獲、回収作業が可能となる宇宙ロボットを利用する場合(fig.3)、の2通りが考え、スペースシャトルを利用する場合には、作業時の安全対策および危険回避方法についても提案した。

#### 5. RSBSによる不具合衛星の捕獲作業手順

本ミッションの作業手順として、バルーンの接触力制御による不具合衛星の姿勢安定化、および摩擦力制御による不具合衛星の回転速度減衰の2段階で行い、それぞれ十分に捕獲可能な状態となるまで繰り返す方法を提案した。そして、シミュレーションによってその効果を検証した。

#### 6. シミュレーションによる検証結果

エンドエフェクタの接触方向の速度制御のみにより、間接的にインフレータブルバルーンの接触力、摩擦力を制御する事ができ、ニューテーション角 (fig.4)、スピン速度 (fig.5) を徐々に減衰させる事ができる事を示した。また、接触力制御、摩擦力制御の後、不具合衛星は作業機体から遠ざかる方向に移動し、不具合衛星と作業機体の衝突などの危険は避けられる事も示された。

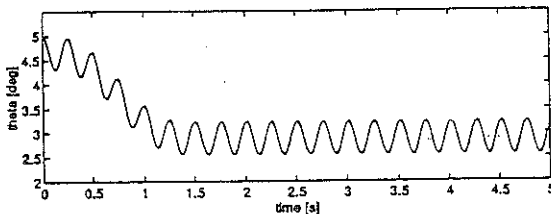


fig.4 ニューテーション角の減衰状況

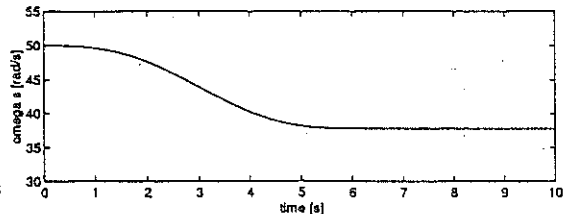


fig.5 スピン速度の減衰状況

# 海洋投棄物探査試作衛星 「海援隊」

## A survey Satellite for Sea waste matter

日本大学 大学院 理工学研究科 博士前期課程 航空宇宙工学・機械工学専攻  
柳場康成 中新貴裕 鈴木忠義 星野美土里 広瀬佳紀 山田哲也 オズワルド・エルナンデス

### 1. 目的

現在、世界の様々な場所で産業廃棄物が不法に投棄されている。また石油タンカーの事故に代表されるように、重油漏れ等も、各地で発生している。これらのゴミはその後、海流にのり海洋上をさまようことになる。海流に乗ったゴミはそれ自体、環境に対して有害な物となるが、もしそのゴミが流れず停留してしまったならば、その場所ではそれが環境にとって深刻な問題となるはずである。

そこで今回我々は、海洋上のある範囲にたまっているゴミを探査し、観測することを目的とした衛星を設計することにした。この衛星は、海洋上に存在するゴミが、重油などの液体なのか、船舶などの破片や使用済みの注射器などの固体なのかを識別できる機能を持ち、この衛星を用いることで、得られた情報をもとに、海洋上においてゴミが停留してしまう場所を大まかに規定し、その世界的分布図を作成することができる。

### 2. ミッションの概要

本ミッションではゴミの探査、およびゴミの種類の識別という二つの機能を有する観測衛星を想定する。この衛星は、H-IIのビジーバック衛星として、極軌道に投入される様な主衛星に便乗し、軌道傾斜角90度・高度1000km以下の低軌道に直接軌道投入し、海洋上のゴミの観測を行う。

この衛星は海洋上の同じ場所を2回以上観測することにより、ゴミが2度ともその場所に存在し、そのゴミの種類が2度とも同じであるかを観測することによって、一定時間内に動きのないゴミ、つまりある場所に留まっているゴミが地球上のどのあたりに存在しているのかを大まかに特定することができる。そして観測から得られたデータを転送、地上局にて解析を行う。さらに特定した場所に航空機や船舶等で観測チームを派遣し、精密な調査を行うことで投棄物の汚染度、環境に対する影響を調べ、ゴミによる環境汚染の分布図を作成する。ここで、観測は海洋上を無作為に行うものとし、1回目に観測地点を特定した後は2回目以降、同じ地点で観測を行うこととする。

### 3. ミッションペイロードとバスシステム

#### (a). 観測センサー

海洋上の浮遊物がゴミであるかどうかを識別するための画像用データや、それが重油などの液体か木材などの固体であるかを識別するために必要な観測対象の放射率や反射率などのデータを得るために使用する。

センサーには可視近赤外放射計：MESSR (Multi spectral Electronic Self-Scanning Radiometer)を採用した。これは、地表面の太陽反射光を捉える電子走査式の放射計で、衛星進行方向に並行して2系統のカメラシステムを装備している。但し、既存のものは非常に大型で、今回の衛星に乗せることができないため、このなかの機能を限定し、小型軽量化を行ったものを用いる。また、観測センサーの使用期間は約12日と仮定する。

#### (b) バスシステム

バスシステムとして、次のものを搭載する。

- ・地球センサー
- ・モーメンタムホイール
- ・オフセットパラボラアンテナ
- ・姿勢変更用外力アクチュエータ
- ・バッテリー (Ni-MH：ニッケル水素)
- ・通信機器
- ・メモリー、CPU ボード
- ・太陽電池パネル

これらの搭載レイアウトを図1に示す。

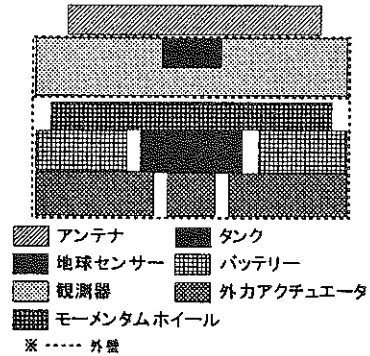


図1 バスシステムレイアウト図

#### (c). 電源

観測センサーの使用期間を約12日、地上局へのデータ転送期間を約20日というのを考慮すると、ミッションを遂行する上で必要な電力は、約31558[Wh]となる。しかし、エネルギー密度を100[Wh/kg]と見積もった場合、衛星搭載のバッテリーからは、約1000[Wh]の電力しか得られないため、さらに太陽電池パネルを使用することで不足分の電力をカバーする。

太陽電池パネルで補わなければならない電力は、1日あたり509.3[Wh/day]である。従って、太陽電池パネルの表面積は約2500[cm<sup>2</sup>]程度必要となる。図2は太陽電池パネルを付けた時の衛星の概念図であり、右上部が開いた場合、左下部が開いたときの状態を示す。

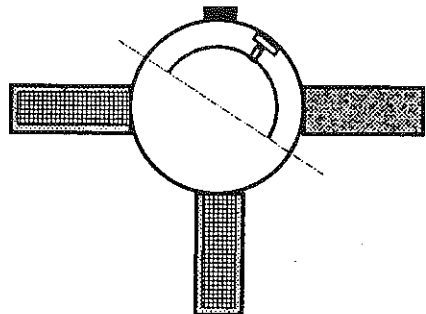


図2 太陽電池パネル

#### 4. コンフィギュレーション

##### (a) 衛星の構造

衛星には打ち上げ時に最大機軸方向に 4.0G、横軸方向に 1.8G の加速度荷重が作用する。また機軸方向に 5~30Hz、機軸に直角方向に 5~18Hz の正弦波振動が作用する。そこで、材料には A7075-T6 (ジュラルミン) を用い、図 2 に示すような形状とし、板厚を適当に決め、CYBERNET SYSTEMS 社製の汎用構造解析プログラム"ANSYS"によって構造解析を行った。その結果、最大応力は 47.3N/mm<sup>2</sup>、固有振動数は機軸方向に 36.680Hz、機軸に直角方向に 36.354Hz となり、加速度荷重・振動に対しての条件をクリアするものを設計することができた。

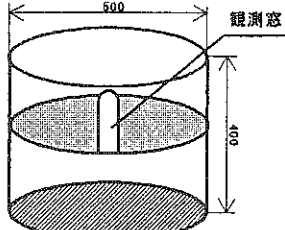


図 2 構造概念図

##### (b) 熱設計

熱の概念設計においては、太陽輻射熱・アルベルト・地球熱放射のみを考慮し、衛星内部は同一温度と仮定する。これより、熱平衡から衛星の平均温度を求めると、

衛星本体 約 12℃

太陽電池パネル 約 60℃ が得られた。

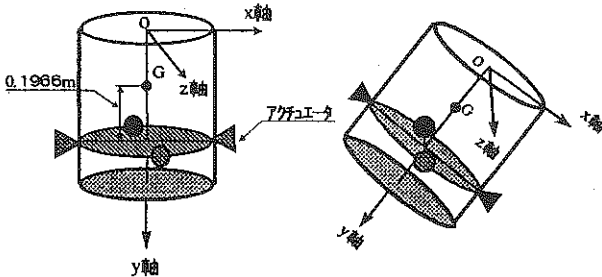
ニッケル・水素電池の許容温度が 10~20℃、太陽電池パドルの許容温度が -180~80℃ より、熱設計において、ミッションの達成は可能である。

##### (c) 軌道及び姿勢制御

###### i) 軌道制御

今回衛星は、極軌道に直接乗せることとする。そのとき、あまり高い高度をとると観測の精度が得られないことから、568km と決定する。これは、センサーの走査線が地球表面すべてを観測するのに要する時間と高度をパラメータとしてシミュレーションを行った際、最も良い値が得られた時の高度である。また熱設計の点から軌道は太陽同期軌道とする。

###### ii) 姿勢変更



(a) 変更前

(b) 変更後

図 3 姿勢変更

衛星は最初、ロケットから発射される姿勢がわからな

いため、図 3 (a) に示すように姿勢変更前の任意方向を指しているが、その後、ヨー・ピッチ・ロールの三軸を図 3 (b) の姿勢変更後に持っていく必要がある。観測可能な姿勢とは、z 軸が地球方向を向いている状態を指す。このとき x 軸と z 軸の二つの軸周りに回転させる必要があり、それに必要な燃料を次の式で導く。

$$w = \frac{F_t \pi / \Delta \tau}{I_{sp} r F_t / I} \quad (1)$$

一軸を制御するのに必要な全運転時間  $\Delta t$  [s] は 10.0 [s] で完了する。その結果、2 軸全て変更完了するために必要な燃料は 25.52 [g] となる。ただし、比推力  $I_{sp}$  は 220.0 [s] としている。

###### iii) 姿勢制御

今回衛星は地球表面をその観測対象としており、センサーを常に地球方向に向けておく必要がある。そのため姿勢制御にバイアスマーモメント方式を採用した。

地球センサによって検知した角度  $\theta_r$  を入力、モーメントホイールに作用させる角加速度  $\omega$  を出力とした時のブロック線図は図 5 の様になり、係数  $K_P \cdot K_R$  は、シミュレーションにより  $K_P=10.3$ 、 $K_R=-16.96$  となる。

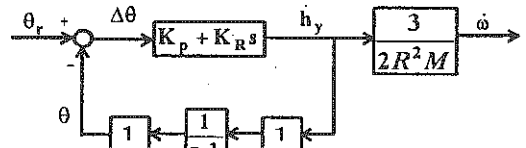


図 5 モーメントホイール制御ブロック線図

また、モーメントホイールの各数値は参考文献 2 より、次のように決定した。

角運動量 : 8.9409 [Nmsec]  
角速度 : 99.3433 [rad/sec]  
回転数 : 949.1401 [rpm]

#### 5. まとめ

50cm×50cm×50cm, 50kg の条件より、小さくて高性能のセンサーが必要であったが、既存のセンサーでは大きすぎて衛星に搭載することが不可能であった。そのため、センサーの機能を限定し、信頼性のある程度犠牲にすることで、軽量小型化して設計を進めた。

また構造・熱・軌道姿勢制御等の解析を行った結果、このような小さな衛星でも十分実現可能であるとの結論が得られた。従って、今回我々が設計した衛星は、ミッションの目的である「海洋投棄物観測」を十分果たす事が可能であると考えられる。

#### [参考文献]

- [1] 茂原正道：宇宙システム概論、培風館
- [2] 茂原正道：宇宙工学入門、培風館
- [3] 入江敏博、山田元：工業力学、理工学社
- [4] William Tyrrell Thomsom : INTRODUCTION SPACE DYNAMICS, Dover
- [5] 高畑文雄、森英彦、池内了、興石肇、戸田勸、新田慶治：宇宙技術入門、オーム社
- [6] 狼義彰：宇宙開発による技術測定、塑性と加工 (日本塑性加工学会誌) 第 37 卷 第 422 号 (1996-3)

## 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：〒105-8060 東京都港区浜松町2-4-1 世界貿易センタービル28階  
業務部業務管理課 平原 正仁

編集に関するお問い合わせは下記へ。

平原 正仁（編集局長） TEL 03-3538-6148 FAX 03-5470-4204  
E-MAIL: maritad@ebony.plala.or.jp  
福田 徹（編集人） TEL 0298-52-2759 FAX 0298-50-2233  
E-mail: MSJ00573@niftyserve.or.jp  
岩田 勉（編集顧問） TEL 0298-52-2250 FAX 0298-52-2247

## 98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賅われています。下記のいずれかの方法により、98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：澤 倫子 [宇宙開発事業団総務部総務課]
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

## 編集後記

衛星コンテストって、つくづく面白いと感じます。とりあえず細かい技術的制約に捕らわれず、宇宙という広大な空間の利用法を追求していく姿勢がとってもいいですね。実際の宇宙開発もこれを見習って、まず何を宇宙において実現するのかを明確に設定し、それに向け総力を結集して技術開発をする必要性を再認識するべきでは。

技術開発自体は目的でなく、手段として位置づけると何か変わるような気がします。

(平原)

宇宙先端活動研究会誌 **宇宙先端** 第14巻 第3号

平成10年5月15日発行 (頒価 1,000 円)

編集人 福田 徹

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

無断複写、転載を禁ずる。