

# ラジオメーター効果実験衛星 『宙車』

香川大学 工学部 山下日菜子 柳瀬裕太 神村知皓

## 1. 序論

日本の子ども達の理科や数学の学力は長年にわたり、国際的にトップクラスの水準にあると言われてきた。しかし、国立教育研究所による追跡調査のデータによれば、「理数の勉強は好きだ」と思う生徒の割合は学年が上がるごとに減少し、高校生になると 40%弱にまで減少している。日本の子ども達は、理科の成績は良くても学年が上がるにつれ理科を面白いと思わなくなり、生活や将来の職業とも結び付きにくくなっているのである。原因は主に、若者の理数科目に対する意識の低下だ（図 1）。この問題の解消に少しでも近づけるために、高尚の代名詞とも思われる「宇宙」との距離を（物理的にではなく）縮めることが一つの策であると我々は考えた。宇宙の身近さ、面白さを示し科学との距離を縮め、問題解消の一助になればよいと考えこの衛星を設計しようと考えたのが始まりである。

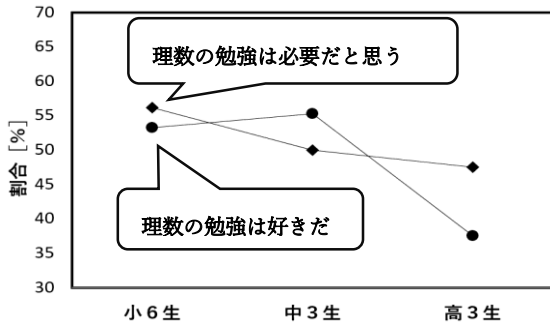


図 1 「(どちらかといえば) そうだと思う」の回答を選択した比率<sup>[1]</sup>

本衛星は超小型衛星でありまた教育衛星である。正確な姿勢制御は現在の技術では望めない。そのため我々は大学衛星などの姿勢制御の理論が確立されていない超小型衛星での新たな姿勢制御の手段を提案する。特に、教育観点だけでなく小型衛星の新たな姿勢制御理論の確立は今後の宇宙開発においても極めて有意義だと考える。

我々は姿勢制御の方法を、永久磁石により一軸を磁力線方向に向け、その軸に発生する回転運動を止める手段を考えた。例えば「IKAROS」（図 2）のように太陽光を姿勢制御に利用することが出来ないかと考えた。

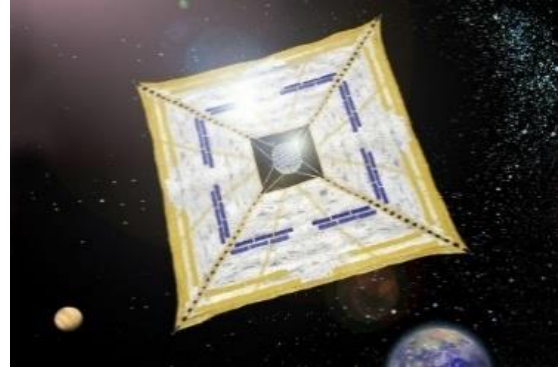


図 2 宇宙帆船「IKAROS (イカロス)」<sup>[2]</sup>

この状況の中、我々が目を付けたのが「ラジオメーター効果」である。ラジオメーター効果とは、ある薄い物体の表面に温度差が生じている場合そこに極めて小さな力が発生する現象のことをいう。宇宙空間におけるラジオメーター理論を確立することが可能ならば、その発展が見込まれ、今後も幅広く利用されることが期待できる。したがって、本衛星の目的をラジオメーター効果により衛星にかかる力の検証、「宇宙ラジオメーター」モデルの改良とし、最大目標を宇宙空間でのラジオメーター効果モデルの作成することに設定する。

それに付随して本来の目的である教育へのアプローチを行うことを想定する。

## 2. ミッション概要

本ミッションは大きく分けて 2 つのミッションに分けられる。

### 2. 1. メインミッション(ラジオメーター効果実証実験)

福岡工業大学が 2012 年に打ち上げた超小型衛星「FITSAT-1」の報告書<sup>[3]</sup>によると、「FITSAT-1」は打ち上げ後、回転速度が徐々に増加していくという現象が見られたということである。この現象の原因はラジオメーター効果によるものだと考えられたが、未だ実証はなされていない。そこで、このミッションでは宇宙でのラジオメーター

効果が姿勢制御に用いることができる性質を持つのか否かの確認及び、その応用に向けての実験・検証を主な目的に置き、可能であれば力学的モデルを作成し、ラジオメーター効果を応用した超小型衛星の姿勢制御の試験的運用に取り組む。以下、これをメインミッションと呼ぶこととする。

## 2. 2. サブミッション(教育目的のための衛星の活用)

二つ目のミッションは、音声認識システムとモールス信号を用いて本衛星と相互的な通信に取り組むことである。以下、これをサブミッションと呼ぶことにする。

ラジオメーター効果モデルの検証に成功し、これを姿勢制御に応用出来るようになれば、より多くの分野で小型衛星を利用することが可能となる。特に教育分野で幅広く小型衛星を利用することが可能となれば、子供たちに宇宙の身近さ、面白さを示し、理科離れの解消の一助になりうると思った。そこで本衛星では、教育に利用できる衛星への発展を期待して、小中学生を対象とした教育イベントや出張授業等でモールス信号を用いて本衛星と相互的に交信し、宇宙を身近に感じ、興味関心を持つことを目的として、出張授業や教育イベント等で子供たちに衛星との交信に取り組んでもらう。小型衛星のさらなる発展が期待されるので、教育の観点から見てもこの宙車によるラジオメーター効果実証実験は大変有用だと考えられる。

## 2. 4. ミッションシーケンス

本衛星のミッションシーケンスを以下に示す。

1. 打ち上げ
2. 軌道周回
3. 日本上空にてパネルの展開 (コマンドにより展開)
4. 軌道・姿勢状態、宙車の回転状況の確認
5. 日本上空にて状態データの送信
6. ラジオメーター装置の試験運用
7. サブミッションを開始

## 2. 5. サクセスレベル

本ミッションのサクセスレベルを表1に示す。

表1 サクセスレベル

Minimum	宇宙空間でのラジオメーター効果によるトルク発生の有無の確認 モールス信号の送受信
Full1	ラジオメーター効果の力学モデル作成

## 3. ラジオメーター効果

### 3. 1 ラジオメーター効果概要<sup>[4]</sup>

#### 3. 1. 1. Crookes のラジオメーター

ラジオメーター効果について、Crookes のラジオメーター、ライトミルを例に挙げ説明する。ライトミル (図 3) と呼ばれる装置は、低圧下にある透明なガラス容器内に複数の羽根を備えた羽根車を針で支持したものであり、太陽光にさらすと羽根車が勢いよく回り出す。ガラス容器の中の気体は低圧になっており、羽根の片面が黒塗りになっていて (他方の面は光沢面)、光があたると羽根の両面に温度差ができる。

羽根に太陽光が当たる場合、黒く塗った側では白く塗った側の面より温度が上昇することにより、わずかにある周辺の気体分子の運動が活発化する。この活発化した分子が羽根に衝突し、その反作用により羽根が回転するという原理である。以下では希薄気体中において、両面の温度が異なる物体に力が働く現象を「ラジオメーター効果」と定義する。

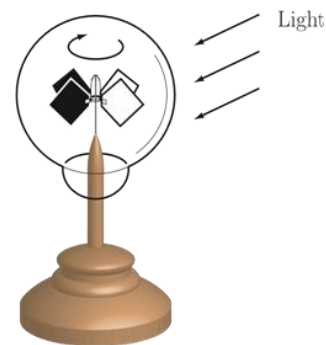


図3 Crookes のラジオメーター装置

#### 3. 1. 2 自由分子流

ラジオメーター効果についてはこれまで様々な説明がなされてきた。具体的に有力とされる説は「自由分子流」「熱ほふく流」「熱応力 (エッジ力)」の3つの説であり、このうち熱ほふく流を除く2つの説が衛星に発生する余地があるというのが我々の見解である。

以下に自由分子流の概要を記す。

今、気体中に静止した片面を熱した平板 (羽根) を考える。平板に周囲の気体から入射する分子の速度分布は平板上の位置によらず等しいとして、平板の加熱面に入射した分子は平板表面分子との相互作用の結果、他方の面から気体側に出て行く分子よりも平均的に速いスピードで平板

から離れることとなる。したがって、平板は加熱面の側に余計に運動量を放出していることになり、その反力として平板は加熱面から非加熱面に向かう力を受ける。

### 3. 1. 2. 熱応力によるエッジ力

希薄気体が持っている特筆すべき特徴のひとつに、外力が存在しない状況でも気体の温度場によって定常な流れが誘起されることが挙げられる。希薄気体において温度場が重要な役割を果たしている。

熱応力とは、ある注目点の周りで気体の温度が一定でないとき、注目点から平均自由行程程度離れたところから飛んでくる分子の速さが方向によって異なることに起因して、気体中に生じる応力である。この熱応力によってエッジ力が誘発され、力となる。図4のように一辺の長さがLの希薄気体で満たされた2次元正方形容器(温度 $T_0$ )を考える。容器内には幅がDの厚みのない平板があり、右側の面が温度 $T_1 (> T_0)$ に、左側の面が温度に保たれている。

$l_0$ は気体分子の平均自由行程であり、また $K_n$ はクヌーセン数である。これらを用いて熱伝導方程式の解を援用することで平板先端部の両側における熱応力項の大きさを見積もる。

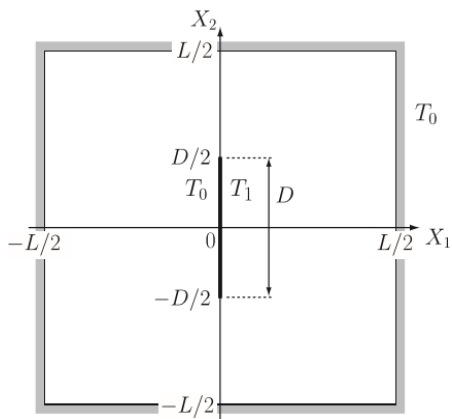


図4 正方形容器内に置かれた平板。

例えば図5のように、気体中に仮想的な面(右側を正とする)を考え、面上の単位面積にはたらく法線方向の力が面から平均自由行程( $l_0$ )離れた2点A、Bから(衝突なしに)飛んでくる分子の運動量の流入によってもたらされると考えると、

$$\text{応力} \sim T(X_1 - l) + T(X_1 + l) \sim 2T(X_1) + \frac{\partial^2 T}{\partial X_1^2} l^2$$

応力は平均自由行程の2乗に比例し、寄与が少ないように思えるが、ラジオメーターの羽根のように先端で急激

に温度が変化する状況下ではずっと大きな熱応力が生じている可能性がある。

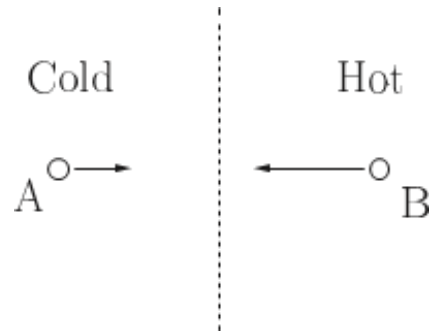


図5 熱応力

### 3. 2. ラジオメーター効果による姿勢への影響とモデル

上記の通り福岡工大の打ち上げた小型衛星「FITSAT-1」が、打ち上げ後衛星の回転速度が規則的に増加してゆく現象が観測された<sup>[3]</sup>。福岡工大の報告書でも力学モデルの考察はされていたが、『この「宇宙ラジオメーター」モデルは未完成であり、改良または見直しの余地がある』とされている。ゆえに我々は力学モデルの作成、FITSATの「宇宙ラジオメーターモデル」の改良に重きをおいた衛星の設計を考えた。

## 4. 衛星ミッション設計：メインミッション

### 4. 1 衛星概要

宙車の軌道はHII-Aロケット相乗りで、高度500km程度の太陽同期軌道を想定している。

Z軸方向への永久磁石の組み込み(+Z面がN極)による単一スピン安定により姿勢の安定を図りz軸においてラジオメーター効果により発生するトルクを重点的に計測する。

### 4. 2. 衛星コンフィグレーション

表2に衛星の諸元を、図6に宙車の外観を示す。

寸法	本体	200mm×200mm×200mm
	パドル	幅 180mm×高さ 200mm×厚さ 5mm
質量	本体	約 2.3kg
	パネル	約 0.2kg×4
姿勢制御	・永久磁石 (+Z面にN極) (・ラジオメーター効果)	
電源機器	・太陽電池 ・リチウムイオン電池	

- ミッション機器
- ・パドル(窒化アルミニウム、テフロン[黒色])
  - ・ニクロム線ヒーター
- 搭載センサ
- ・加速度センサ (衛星の回転の状況把握)
  - ・ジャイロセンサ (衛星の回転の状況把握)
  - ・温度センサ (衛星の各面、展開パネルの両面および回転部分両面に配置)
  - ・GPS (衛星の位置を把握)
  - ・照度計(太陽光が直接衛星に照射されているかどうか確認)
  - ・FM/AMラジオ
- 通信機器
- ・Up link 144Mhz、FSK1200bps
  - ・Down link 437Mhz、GMSK9600bps
  - ・CWにより常時簡単なHK
- データ通信 およびFM 音声(ラジオモニター)
- ・受信機 西無線 301A 型 145MHz
  - ・送信機 西無線 302A430MHz

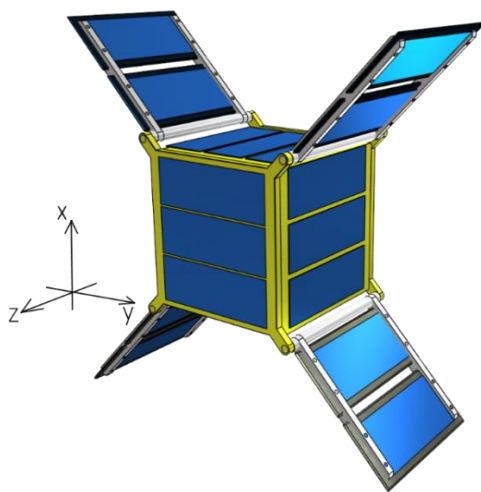


図6 本衛星の外観

#### 4. 3. ミッション実現方法

HII-A ロケットから放出された宙車は間もなく高度500km程度の太陽同期軌道へと移る。宙車に設置している4枚のパドルは展開式であり、宇宙空間で展開する。軌道周回が始まり、日本上空に来たとき、コマンドによりパネルの展開を行う(図7)。電力は太陽電池から供給するものとする。平均発電量は約14W程度得られるものとする。

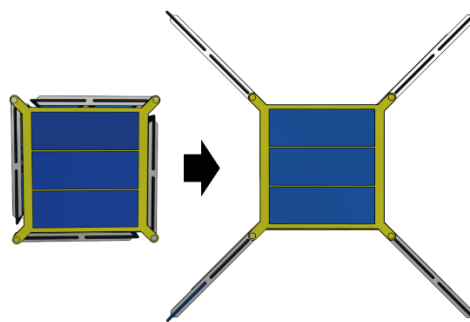


図7 宇宙空間でのパドル展開

#### 4. 3. 1. パドルの外観とトルクの発生

ラジオメーター効果が十分に効果を発揮する条件は以下である。

- ・低圧気体中であること
- ・効果が働く物体の両面に温度差が生じていること
- ・効果が働く物体の厚みが薄いこと

また、前提としてラジオメーター効果による熱応力は物体の先端部分に大きく発生する(エッジ力)。

これらの条件がすべて揃ったときにのみラジオメーター効果は発動する。これらを踏まえた上で我々は宙車の外形を考えた。

ラジオメーター効果が十分に発生するよう本衛星に4枚の宇宙空間展開式パドル(図8)を取り付け、そのパドルはさらに2枚のラジオメーター効果を直接に発生させるためのパネル(ここでは分かりやすくラジオメーター部と表す)で構成されている。なお、エッジ力を十分に発揮するために2枚のラジオメーター部の間には間隔を置いた。パドル全体の寸法は縦180mm、横200mm、厚さ5mmを想定しており、アンテナが組み込まれている。

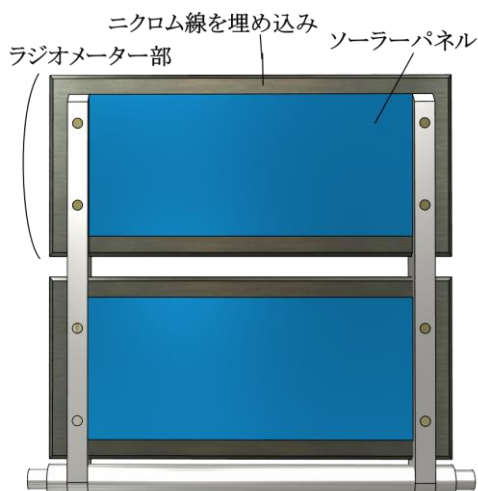


図8 宇宙空間展開式パドル構図

### 4. 3. 2. ラジオメーター部(AIN-PTFE model )構造

我々の提案するラジオメーター部のモデルは2つの材料で構成されている。黒色のテフロン(PTFE)板、黒色の窒化アルミニウム(AIN)板の2つが接着しており、それぞれの厚みは約2mmほどである。その上に太陽光パネルを、ラジオメーター部の先端が覆われないように取り付けた。これを AIN-PTFE モデルと名付けることとする(PTFE-AIN モデル構造断面図 9)。以下、ラジオメーター部のことを AIN-PTFE モデルと記す。

テフロン熱伝導率は約  $0.25\text{W/m}\cdot\text{k}$  であり、対して窒化アルミニウムの熱伝導率は約  $150\text{W/m}\cdot\text{k}$  である。また両者には大きな放射率の差がある。この2つの材料を接着させることで太陽放射、アルベド、またその他により熱エネルギー入力されたときこれらの値の違いによって両面に温度差が生じることが見込まれる。その温度差を利用しラジオメーター効果を誘発させるという設計である。 $(T_1 > T_2)$ 。故に窒化アルミ面からテフロン面に向けての力が発生する。さらに、材料の違いにより大きな温度差が発生しなかった場合は太陽電池の負荷・無負荷により温度差を発生させることを想定している。

また、ラジオメーター部の窒化アルミ面側の先端にはニクロム線が埋め込まれている。このため、太陽放射のような大きなエネルギー入力のない時間帯であっても電流を流すことによって、AIN-PTFE モデルに温度差を生じさせることが可能となる。なお、このニクロム線は太陽光が当たらない時間帯のみ通電させることを想定している。

なお、このモデルでは一意の方向(窒化アルミ側からテフロン側)にしか力を誘発させることしかできないが、パネルにモーターを組み込み、モデルごと回転可能にすることにより任意の方向に力を発生させることが可能となる。

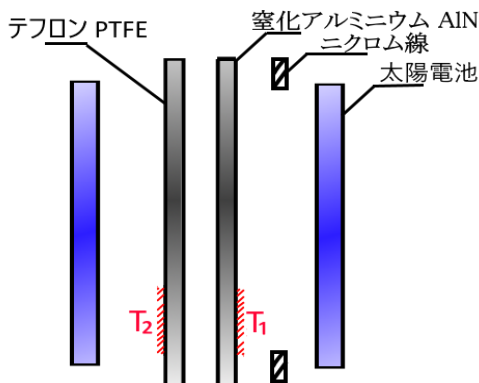


図9 AIN-PTFE モデル断面図

### 4. 4. 回転トルクの定量的評価<sup>[5]</sup>

福岡工大の FITSAT-1 の「宇宙ラジオメーター」モデルを宙車のモデルに導入することで回転トルクの定量的な評価ができたのでここに説明する。

このモデルでは、回転トルクは衛星表面に当たる空気分子の反跳速度が、パドルの両面の表面温度差により表面からもらうエネルギーが異なるため差が発生し、その運動量の差がトルクになる(自由分子流)という考えを行う。

(しかしこのモデルは熱応力を考慮していないため、実測値はさらに大きいものとなることが予測される)

このモデルではパドル 4 枚が空気分子に触れており、AIN 面の表面温度  $T_1$  とテフロン面の表面温度  $T_2$  の差を  $\Delta T$  としたとき、平均の温度差  $\Delta T$  を 20K と考える。U は衛星の速度で  $7.6 \times 10^3 \text{m/s}$  である。 $v_1$  と  $v_2$  は気体分子の熱速度で、

$$v_1 = \sqrt{\frac{3kT_1}{m}}, v_2 = \sqrt{\frac{3kT_2}{m}}$$

と表せる。K はボルツマン定数、m は気体分子の質量( $4.78 \times 10^{-26} \text{kg}$ )である。よって  $\Delta T$  を考慮すると

$$v_1 - v_2 \cong \frac{3}{2} \times \frac{\Delta T}{T_1} v_1$$

と近似できる。反跳する空気分子は AIN 面とテフロン面で力  $F_1$ 、 $F_2$  を発生し、その大きさは

$$F_1 = \rho U S v_1 \cos\theta, \quad F_2 = \rho U S v_2 \cos\theta$$

と計算できる。ここで  $\rho$  は空気密度  $1.2 \times 10^{-12} \text{kg/m}^3$  である。この時 z 軸に発生するトルクは

$$\tau = a \cdot F_1 \cos\theta - a \cdot F_2 \cos\theta = \rho U a^3 (v_1 - v_2) \cos\theta$$

と計算される。これに  $v_1 - v_2$  を代入して

$$\tau = \frac{3\rho U v_1 a^3 \Delta T}{2T_1} \cos\theta$$

と計算される。この系は 90 度の回転対象を持っているので、 $\tau$  を  $\theta = 0 \sim 90$  まで積分してトルクの平均値は

$$\bar{\tau} = \frac{3\rho U v_1 a^3 \Delta T}{2\pi T_1}$$

と計算される。衛星の回転の運動方程式は  $\bar{\tau} = J\dot{\omega}$  で表される。ここで J は衛星の z 軸周りの慣性モーメントであり、約  $2.2 \times 10^{-3} [\text{kgm}^2]$  である。これらの式を用いて、回転角加速度  $\dot{\omega}$  は

$$\dot{\omega} = \frac{3\rho U v_1 a^3 \Delta T}{2\pi T_1 J}$$

と計算される。気体分子の熱速度は  $v_1 \cong 4.8 \times 10^2$  であ

り、衛星温度の平均値を約 270K、代表長  $a=0.23$  とし、分かっている値を用いて

$$\bar{\tau} \cong 2.0 \times 10^{-10} [\text{N} \cdot \text{m}]$$

$$\dot{\omega} \cong 9.2 \times 10^{-8} [\text{rad/s}^2]$$

と計算された。特に FITSAT-1 の角加速度は  $3.1 \times 10^{-8} [\text{rad/s}^2]$  と観測されたので、宙車はその約 3 倍の回転が発生すると見込まれる。よって自由分子流により発生する回転速度の増加は FITSAT の報告書を参考にし、図 10 のようになると予想される。従って、宙車に発生する回転が定量的に説明できた。

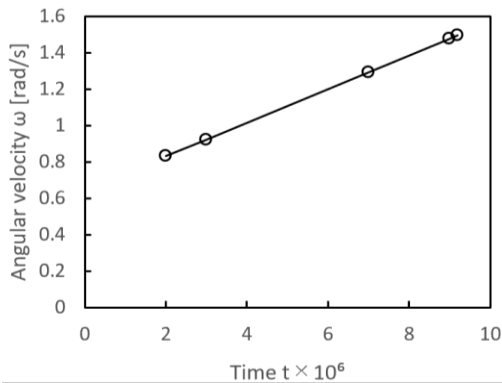


図 10 宙車の z 軸周りの回転数

#### 4. 4. 太陽輻射圧との対象化

ラジオメーター効果という極めて微小な力の検証においては、太陽輻射圧の影響が無視できないレベルとなることが想定される。

太陽輻射圧による力 ( $F_s$ ) は完全吸収態 (黒面) と完全反射体 (鏡) との差を取ると、黒面から鏡へ向けてを正としたとき

$$F_s = -4.5 \times 10^{-7} \times \text{面積}^{[6]}$$

一方ラジオメーター効果による力 ( $F_r$ ) は (4. 4. ) より

$$F_r \cong 2.1 \times 10^{-8} \times \text{面積}$$

と計算される。つまりパネル両面において太陽光反射率の差が大きい場合、太陽輻射圧によりラジオメーター効果が大幅に減衰される恐れがあるため、純粋なラジオメーター効果の実証実験には向かない。

#### 4. 5 ラジオメーター効果実証試験の方法

力学的モデルの作成では、本衛星の部分に各種センサ (衛星諸元に記してある) を設置し、発生した回転を観測し、角加速度と発生したトルクを測定する。

そしてパドルの温度変化や面積、それらと気圧の大きさとの関係性を調べ、観測された回転速度と理論値を比較し、それらの値との相互関係を確かめることによって宇宙空

間でのラジオメーター効果の有無が確認できる。

またニクロム線は頻繁なオンオフの制御が可能であるので、余裕があればパネルの横を気流がすり抜ける赤道付近とパネル面に気流が直角に当たる局付近でのトルクの発生状況を観察し、比較対象を行うときの参考データとすることも想定している。

## 5. 教育ミッション概要：サブミッション

### 5. 1. ミッションの意義

宙車のサブミッションとして、子供達の宇宙教育に利用するミッションが設定されている。

ラジオメーター効果により更なる小型衛星の発展が見込まれた場合、非常に低コストでかつ踏み込んだ研究、試みが小型衛星で可能となると考える。宙車のメインはラジオメーター効果実証実験であるが、最終的にはそのデータを宇宙教育に活用し、社会に還元したいと考えている。

宙車ではまず宇宙に興味を寄せるためのイベントミッションとしてこのサブミッションを行う。

### 5. 2. ミッションの実現方法

サブミッションでは宙車との会話を図れるようなミッションを提案する。

1. 145MHz z、FM 方式で音声を本衛星に送信する。
2. 衛星に搭載した音声認識ボードで音声を認識し、単語を判断する。
3. 予めボードに搭載した会話パターンに沿って 435MHz z モールス信号で回答する。
4. ワンセグとソフトウェアラジオを用いて 435MHz z モールスで受信する。この時、専用の無線機とアンテナシステムではなく、ワンセグチューナー、自作八木アンテナ (図 11)、パソコンと SDR ソフト (図 12) を用いて受信体験をしてもらう。(この時生じるドップラー効果はソフトで補正する。)



図 11 ワンセグチューナー組み込み自作八木アンテナ

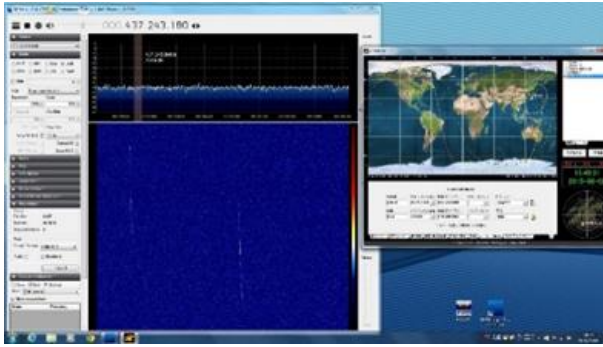


図 12 SDR ソフトによる KUKAI 受信の様子

宙車のサブミッションでは受信機会が少ない点を解決するため、時間に制約されないミッションを提案する。

現在でも Web SDR として SDR ソフトにより受信される信号をインターネット上に公開している人たちがいるが、特に衛星通信に特化してこの Web SDR の公開を各国の大学等に呼びかけると 1 日に 2 回程度しかない自分たちの衛星の受信機会を飛躍的に向上させることが出来る。IOT によるアマチュア衛星監視システムを構築することが出来ると考える。

モールス信号は昔ながらの通信手段だが、宇宙との通信のような厳しい環境下では今でも利用価値がある通信手段である。このような通信手段があると言う事も併せて子供たちに紹介したい。

## 6. 期待される社会的効果

宙車のミッションでは、宇宙でのラジオメーター効果の力学的モデル作成とラジオメーター効果を用いた小型衛星の姿勢制御ができないかと考えその実証を行うことを考えた。より積極的にラジオメーター効果を検証できる衛星を作ることによって、この効果の宇宙での存在の有無が確認できる。また力がかかることが確認できれば、将来的にはこの力による姿勢制御も可能であると考えた。もしラジオメーター効果が明確に存在し、かつ姿勢制御に用いることが出来るほどの力の発生が見込まれるなら、ラジオメーター物理学の発足、ひいてはその完成も見込まれるかもしれない。我々の宙車が宇宙空間におけるラジオメーター効果理論確立の足掛かりとなることを期待している。

宇宙空間におけるラジオメーター物理学の完成は、小型衛星の姿勢制御性能を著しく向上させることが可能であることを示すことが可能である。例えば常にカメラやア

ンテナが地球の方向に向くように姿勢制御する小型衛星（我々が初期に考えていた人工衛星）の開発も実現可能に近づく。それが可能となれば更なる宇宙教育の発展が見込まれる。本衛星では教育ミッションはあくまでサブミッションという位置づけであり、その重要性は高いものではなかったが、小型衛星の発展によりそのような形で社会に還元することができる。それだけではなく、経済面においても、宇宙開発が進んでいない他国へ技術を売り込むビジネスチャンスともなるだろう。子供たち、ひいては我々人類を宇宙に近づける可能性を持つのが宙車であると我々は認識している。

## 7. 結言

一つの発想として考え始めたラジオメーター効果であるが、これが実際に宇宙空間で検証することができれば、未知の現象を研究するというプロセスを児童・生徒たちに示すことが出来る。これによって、科学の面白さ、研究の楽しさや意義を教えることができ、また理科離れを解消するきっかけの一つとなればよいと考えたのが今回のアイデアである。

最後に、本提案が宇宙空間におけるラジオメーター効果のモデルケースとなり、今後様々な小型衛星に適用可能な、汎用性のある姿勢制御手段の一つの方法となることを願う。

## 参考文献

- [1] 国立教育政策研究所教育課程研究センター資料より (2016 年 11 月 4 日閲覧)
- [2] JAXA : 小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」  
[http://www.jaxa.jp/projects/sat/ikaros/index\\_j.html](http://www.jaxa.jp/projects/sat/ikaros/index_j.html) (2016 年 6 月 29 日閲覧)
- [3] 福岡工業大学: 福岡工業大学小型人工衛星 FITSAT-1 (にわか) 研究・開発・観測活動報告書  
<http://www.fit.ac.jp/~kawamura/packages/study/2014st/FITSAT.pdf> (p107 5.4.1 衛星の回転速度の増加 2016 年 6 月 15 日閲覧)
- [4] 田口智清: 温度場を駆動源とする低圧/マイクロスケール気体流に関する分子運動論的研究  
<http://www.nagare.or.jp/download/noauth.html?d=34-3ryumon2.pdf&dir=76>  
2 Crookes のラジオメーター (2016 年 6 月 22 日閲覧)
- [5] 福岡工業大学: 福岡工業大学小型人工衛星 FITSAT-1 (にわか) 研究・開発・観測活動報告書  
<http://www.fit.ac.jp/~kawamura/packages/study/2016st/FITSAT.pdf> (p107 5.4.1 衛星の回転速度の増加 2016 年 11 月 10 日閲覧) (p107 図 5-48 衛星の Z 軸まわりの回転数)
- [6] 宇宙システム工学資料 (松永) : 外力トルク  
<http://lss.mes.fitech.ac.jp/~matunaga/ExternalTorque.pdf>  
(2016 年 11 月 4 日閲覧)