

小型磁気セイル飛翔実験の検討

船木 一幸*・山川 宏*

Feasibility Study of Small Magnetic Sail Demonstration Satellite

Ikkoh FUNAKI* and Hiroshi YAMAKAWA*

Abstract : A 150-kg-class engineering satellite for the demonstration of magnetic sail was studied. When the satellite is inserted into an orbit whose perigee is out of the geomagnetic field, a 2-m-diameter superconducting coil is initiated by a battery discharge, obtaining 3-T magnetic field at the surface of the superconducting coil. The coil will be cooled by liquid helium cryostat, hence the coil operation is valid only while the liquid helium is kept, maybe a week or so; during this duration, the magnetic sail is expected to produce $1\mu\text{N}$ thrust. Although the thrust level is very small, it will be measured by a precise orbit determination so as to demonstrate the world's first thrust production of the magnetic sail in space.

Keywords : Magnetic sail, demonstration, piggyback, superconducting coil

概 要

150 kgクラス小型衛星を利用した磁気セイル飛翔実験の検討を行なった。衛星は直径2 mの超電導コイルとその制御・電源系から構成され、液体ヘリウム冷却系によって4 K低温超電導状態を実現する。地球磁気圏のmagnetopauseは太陽側に10 Re程度であるから、衛星を太陽風を受けるべく地球磁気圏の外側の領域に配置するために、小型固体モータにより太陽側に遠地点がある250 km×20 Re軌道に投入する。軌道投入後、液体ヘリウムによる冷却が有効なおよそ1週間、地球磁気圏外になる遠地点付近でのみ推力 $1\mu\text{N}$ クラスの磁気セイルを作動し、衛星軌道の変化から磁気セイルの推進性能を確認する。

1. はじめに

磁気セイルは、宇宙機の周りに人工的な磁場を展開して太陽風プラズマとの相互作用により推力を得る推進システムである。従来より、直径100 km程度ものコイルにより巨大なダイポール磁場を発生させ、太陽風プラズマにより発生する誘導磁場とダイポール磁場の相互作用から推進力を得ようとする磁気セイルのアイデアは存在していたが、その巨大さゆえ実現が困難とされてきた。2000年、ワシントン大学の研究グループにより、高ベータプラズマ噴射により探査機周りの小規模ダイポール磁場を展開して巨大な磁気圏を形成する磁場インフレーション

* ISAS/JAXA

ンという概念が提案され、太陽風を利用した推進システム（磁気プラズマセイル）が再び脚光を浴びている。

JAXA及び大学などの国内研究者から構成される磁気プラズマセイル研究会では、磁気プラズマセイルの推進性能を理論的に予測すると共に、磁気プラズマセイルを木星以遠の外惑星探査へ適用した際の有用性を明らかにしてきた。しかし、広範囲におよぶ人工的な磁気圏と太陽風との複雑な干渉を、数値シミュレーションから予測することは大変困難である。これは、地球磁気圏が現在でも多くの研究者によってその研究対象とされ、かつ、その探求のために多くの探査衛星が打ち上げられていることから明らかであろう。他の宇宙推進システムとは異なり、磁気プラズマセイルは、宇宙空間でのみ検証することが可能である。

本小型計画構想は、磁気プラズマセイルの前段階である磁気セイルを、世界で初めて飛行実証することが目的である。具体的には、以下に示すように磁気セイルに必須な新規技術の開発と磁気セイルの飛行性能評価を行い、将来磁気プラズマセイル開発に必要な技術の取得を目指す。

2. 小型磁気セイルの推力特性

小型磁気セイルの推力特性について、いくつかの数値計算が行なわれている。今回は半径1mという小さなコイル径の小型衛星を考えているため、その推力レベルの予想を行なった。これをFig.1にまとめてあるが、推力は μN クラスと非常に小さい。推力はコイル電流またはコイル巻数（アンペアターン）を増やす事で増加するが、その一方、コイル表面の磁束密度が線材の臨界磁場（ $B_c = 12\text{T}$ ）を超えると、超電導の特性が失われるいわゆるクエンチが発生してしまう。このクエンチを防ぐため、コイル電流は通常臨界値よりも充分小さく設定する必要がある。安全率を考えると、コイル電流として $1 \times 10^6\text{AT}$ が妥当かつ限界であろう。この時の磁気セイルによる推力は衛星が受ける光圧よりも数倍大きいものの、予想では $1\mu\text{N}$ を若干割りこんでしまうため、電波を用いた軌道決定をもとに推力を計測するなどの工夫が必要となる。

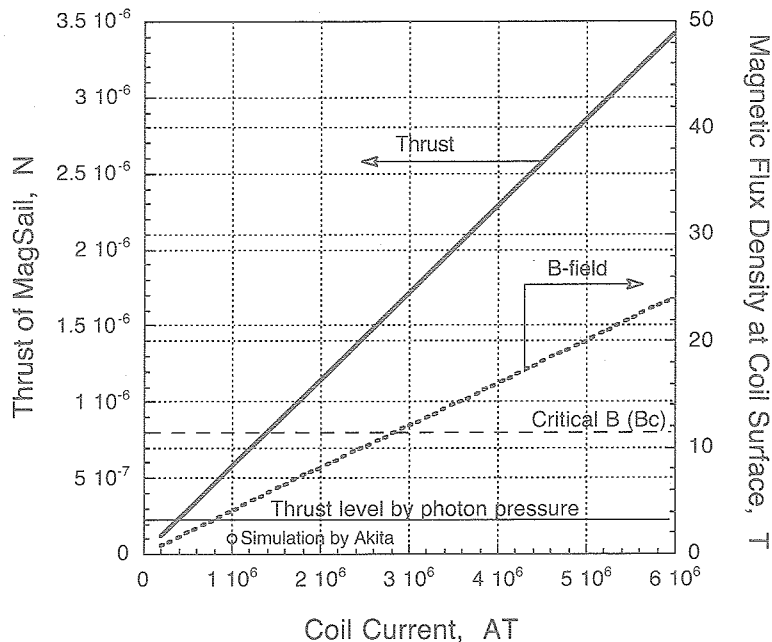


Fig.1 磁気セイルの推力特性予想

(コイル半径1mにて、Ref. [1] のモデルに従って予測。○は秋田による数値解析結果 [2] だが、直径10mのコイルについて計算しているため、磁気モーメントが同じになるようコイル電流を調整してプロットした。)

3. 磁気セイル工学衛星

磁気セイル工学試験衛星搭載用の超電導コイルシステムを開発する。このシステムは、軽量かつ高強度なコイルとその駆動電源、冷却系とから構成される。今回提案するシステムでは、予測値で $1\mu\text{N}$ の推力を発生することができる。

3.1. 計画の概要

赤道トランスファー軌道上 (GTO) に投入される総重量 150 kg 程度の規模を想定して衛星開発を行う。Fig. 2 のように太陽風を受けるべく地球磁気圏の外側の領域に試験衛星を配置するために、小型固体モータ ($\Delta V=500\text{ m/s}$ 程度) により太陽側に遠地点がある $250\text{ km}\times 20\text{ Re}$ 軌道に投入する。これは、地球磁気圏の magnetopause は太陽側に 10 Re 程度、bow shock は 13 Re 程度であり、これらの外側で太陽風の直射を受ける軌道へ投入する必要があるためである。軌道上では、およそ 1 週間にわたって地球磁気圏の外に達する遠地点付近で磁気セイルを作動し、衛星軌道の変化から磁気セイルの推進性能を確認する。衛星ではプラズマ観測装置などにより太陽風や衛星周囲のプラズマ環境をモニタし、推力との相関を取得する。

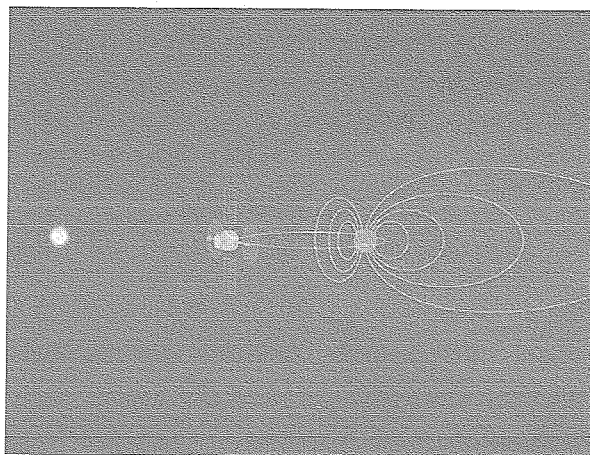


Fig.2 磁気セイル工学実験衛星イメージ。

3.2. ミッション機器の構成

衛星の外観とシステム構成をFig. 3に示す。磁気セイルの主要なミッション機器は、 μN クラスの推力を発生するための磁場生成用超電導コイルとその駆動システムとなる。

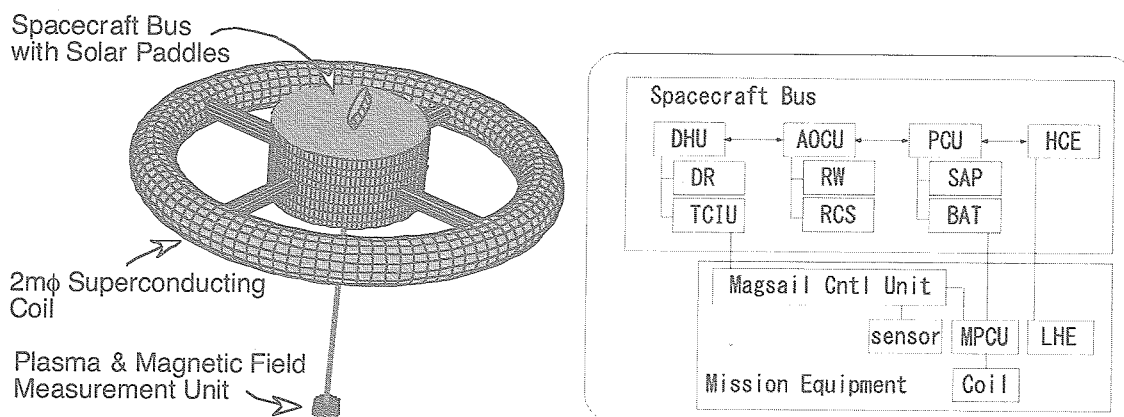


Fig.3 小型磁気セイルのイメージ (左) とシステム構成 (右)。

3.2.1. 超電導コイルと冷却系

超電導コイルには、 10^6 AT が求められるが、これは 4 K という極低温にて動作して、かつ、コイルに生じるフープ力および圧縮力に耐えられるものでなければならない。構造重量を最小限に抑えるため、Fig. 4 のような断面形状のコイルを開発する。コイルの緒元を Table 1 にまとめた。

Table.1 超電導コイルの特性.

Coil diameter	$\phi 2$ m
Design magnetic field (at the coil surface)	1 T
Current	600 A
Turns	1000
Coil inductance	4 H
Power while starting-up	2 kW
Battery requirement	200 Wh
LHe Capacity	30 l
Cryostat Size	$\phi 0.2 \times 6.2$ m
Weight	30 kg

コイルにはアルミ安定化超電導線を用い、優れた熱伝導性と、線材のみで保持可能な高強度を両立させる。コイルの冷却は、真空断熱されたコイルと隣接する液体ヘリウムタンクとの間の伝導冷却を利用して行う。ただし、衛星および外部から侵入する熱入力によって冷媒が消費されるため、本ミッションはヘリウムがコイルを冷却可能な 3 日～最大 1 週間の期間に実施する。

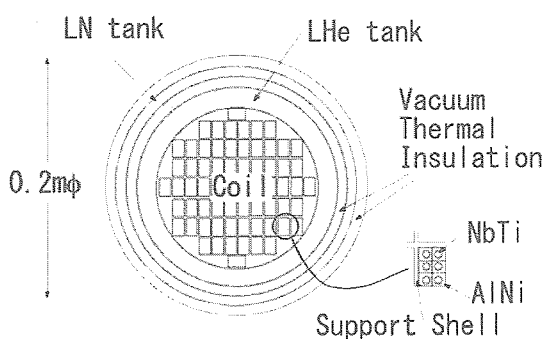


Fig 4: 超電導コイルの断面図.

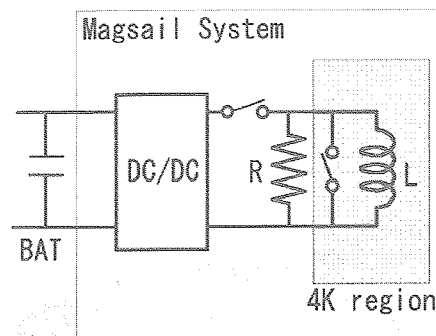


Fig 5: 超電導コイル駆動用電源回路.

3.2.2. コイル駆動用電源

超電導コイルは、Fig. 5 に示した駆動回路にてターンオンさせる。駆動回路には最大 2 kW の電力が必要であり、コイルのターンオンに必要なおよそ 5 分間は、バッテリーによる給電が必要である。

セイルの技術開発のポイントとなる超電導コイルについては、南極周回気球飛翔実験 (BESS-Polar) に用いら

れたシステムをベースに、高エネルギー加速器研究機構との共同開発を打診中である。BESS-Polarでは、高強度線材による軽量化、コイルの断熱と伝導冷却手法、電源系など、気球実験用途とは言え完成された超電導システムが実用化されている[3]。薄肉化を最大の目標とした BESS-Polar の磁場強度を向上させ、更に宇宙機の熱・電源設計とのマッチングをとる事で、上記のような磁気セイル用コイルが十分開発可能であると考えている。

3.2.3. 衛星システム

磁気セイルサブシステムは、Fig. 3のように超電導コイルを制御するMagsail Control Unit (MCU) と、コイル、コイル駆動電源制御系 (MPCU)、液体ヘリウムの貯蔵と管理を行うLHEから構成される。MCUはごく単純なシーケンス制御によってコイルの駆動と機器の状態監視することに特化して簡素化したい。このため、データのハンドリングや電源系の制御、熱制御などは、できるだけ衛星バス系を利用したい。以下にバス系各機器への要求と利用形態について述べる。

- ・遠地点上昇用固体モータ

太陽風を受けるべく地球磁気圏の外側の領域に試験衛星を配置するために、小型固体モータ ($\Delta V = 500$ m/s 程度) により太陽側に遠地点がある $250 \text{ km} \times 20 \text{ Re}$ 軌道に投入する。

- ・DHU / DR / TCIU の利用

MCUはTCIUを介してDHU経由で駆動したい。バス系に用意されたコマンドインターフェースに準拠した形でMCUを設計する事で、バス系機器と共通なコマンドならびにマクロを利用して磁気セイルサブシステムを駆動する事が可能になる。

磁気セイルの動作履歴は、DHU経由でDRへ、姿勢・軌道データと共に蓄積され、これを地上系へダウンロード・解析する事でセイルの性能評価を行う。

- ・RW/RCSの制御 (AOCS)

RW/RCSの制御はバス系に委ね、そのデータはDRに記録される。

- ・SAP/BATの駆動と制御 (PCU)

ミッション系では 30 W を常時利用、コイルのターンオン時に、PCUの制御するBATを放電させて、最大で 2 kW (300 s) を供給してコイルを駆動する。

ミッション系電力 30 W

ミッション系BAT性能 300 Wh

ピーク消費電力 2 kW (300 s , コイルターンオン時)

- ・熱制御 (HCE)

衛星の熱制御と共に、液体ヘリウム・コイル温度の監視を、HCEに委ねる。

以上のバス系とミッション系を搭載した衛星の質量配分を、過去と同クラス衛星での実績や必要とされる ΔV などからTable 2のように予想している。

4. 今後の展望

磁気セイルの次の段階はプラズマ源を併用する磁気プラズマセイルである。磁気プラズマセイルのメリットとしては、1) イオンエンジンと同じ程度の高い比推力 I_{sp} (3000 - 5000 秒, プラズマ生成効率から換算), 2) イオンエンジンより高い推力/電力比 (100 mN/kW 以上), 3) ソーラーセイルに必要な巨大な機械的な展開機構が不要な点, 4) 推力をON/OFFすることができるという4点に集約される。磁気プラズマセイルは、外惑星探査、脱太陽系ミッションなど、これまで困難とされてきたミッションを中規模・低コスト・短期間で実現するた

めの、高比推力・高推電比・低コストな新しい推進システムである。Fig 6のようなステップにより、木星以遠の外惑星や、太陽圏の果てを短期間で探る意欲的なミッションのための推進技術として2010、年台初頭までにフライト検証を終えて、Planet-C (火星)・BepiColombo (水星)・solar電力セル (木星) に続く2010年代後半のミッションへの投入を目指して開発を行う。

Table.2 衛星質量配分 (暫定案)。

Solid motor	26 kg (24kg fuel+2kg inert)
Magnetic sail propulsion system: (Coil, LHE, MCU, MPCU)	37 kg
Reaction control system: (attitude)	10 kg
RCS Fuel: (Hydrazine)	5 kg
Power	15 kg
AOCS: (AOCU, RW)	12 kg
Communication	8 kg
DHU : (DR, TCIU)	5 kg
Structure	17 kg
Thermal control: (HCE)	5 kg
Cable	6 kg
Solar wind monitor	2 kg
Margin	2 kg
Total	150kg

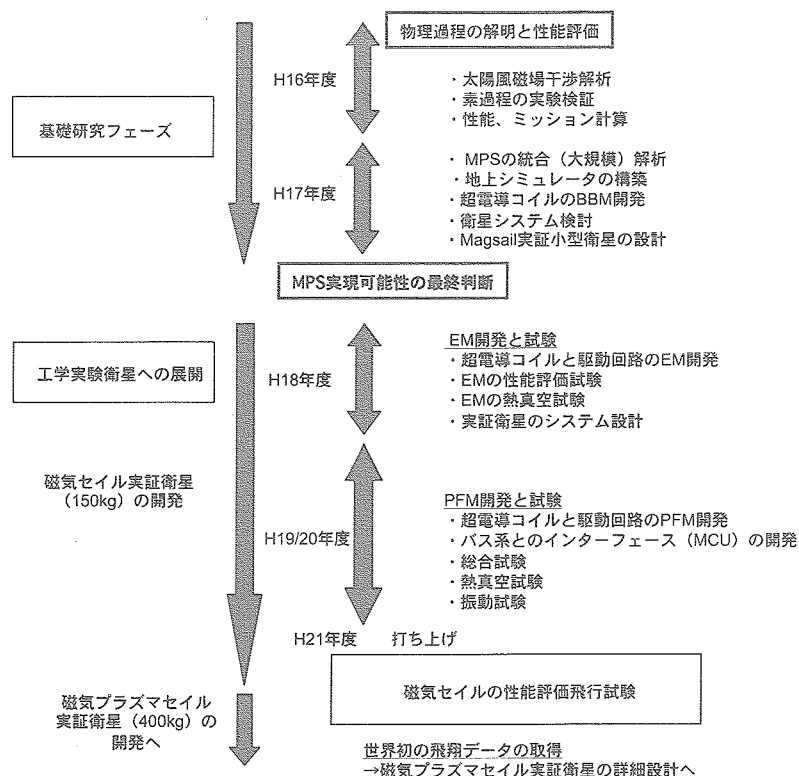


Fig.6 今後の開発ステップ。

参 考 文 献

- [1] Fujita, K., Particle Simulation of Moderately-Sized Magnetic Sails, *The Journal of Space Technology and Science*, Vol.20, No.2, 2004, pp.26-31.
- [2] Akita, D., and Suzuki, K., Numerical Analysis on Characteristic Features of Solar Wind Flow around Magnetic Sail, *The Journal of Space Technology and Science*, Vol.20, No.2, 2004, pp.43-53.
- [3] J.W.Mitchell, K.Abe, K.Anraku, H.Fuke, S.Haino, T.Hams, M.Imori, A.Itazaki, K.Izumi, T.Kumazawa, M.H.Lee, T.Maeno, Y.Makida, S.Matsuda, H.Matsumoto, K.Matsumoto, A.Moiseev, Z.D.Myers, J.Nishimura, M.Nozaki, H.Omiya, S.Orito, J.F.Ormes, T.Sanuki, M.Sasaki, E.S.Seo, Y.Shikaze, R.E.Streitmatter, J.Suzuki, Y.Takasugi, K.Tanaka, K.Tanizaki, T.Yamagami, A.Yamamoto, Y.Yamamoto, K.Yamato, T.Yoshida, K.Yoshimura, The BESS Program, *Nucl. Phys. B (Proc. Suppl.)* 134 (2004) 31-38.