

超小型衛星の高機能化に関する試験研究事業（第 1 報）

行武 栄太郎* 石川 裕理** 磯 直樹** 小暮 誠** 関山 燎**

1. はじめに

1.1 宇宙ビジネス

宇宙ビジネスの成長予測は様々であるが、毎年市場は拡大しており、2010 年では世界市場規模約 25 兆円が 2019 年には約 40 兆円まで成長している。このように宇宙ビジネスは次世代の産業として注目を浴びており、日本国内でも内閣府が「宇宙産業ビジョン 2030」を提唱し、宇宙産業の国内における市場規模拡大を推進している。茨城県は「いばらき宇宙ビジネス創造拠点プロジェクト」を立ち上げ、宇宙ベンチャー企業の創出と誘致を目指した取り組みを行っており、宇宙ビジネスの創出を主体的・積極的に推進する自治体として「宇宙ビジネス創出推進自治体」に認定されている。

宇宙ビジネス市場の内訳をみると、30%以上が衛星データ活用や衛星通信などの衛星サービス事業である。近年では短期間、低コスト（製造コスト、打上コスト等）で実現できる超小型衛星を用いた衛星データ通信サービス分野へ、ベンチャー企業及び中小企業が積極的に参入している。

1.2 超小型衛星

超小型衛星（マイクロサット）は総重量 100 kg 以下の人工衛星であり、近年では多くのベンチャー企業が技術開発及び製造に取り組んでいる。さらに小型なものでは 10cm×10cm×10cm を基本サイズ(1U)とし、複数個を連結し、3U、12U、18U として運用する CubeSat がある。大学等で学生の研究教育用として主に用いられているが、ベンチャー企業においても CubeSat を活用した宇宙ビジネスプランが様々提案されている。

CubeSat では 1U ごとに機能をユニット化できるため、開発コスト・期間等を圧縮できる。さらには、小型化により容積、重量も低減されるため打上コストも下げられるなどのメリットがある。一方で衛星内の搭載スペースが制約されるため多くの機能を付加した設計は困難である。例えば、一般的な人工衛星の場合、姿勢制御装置として、回転ホイールの回転慣性力を用いて制御するリアクションホイール（可動式）を搭載しているが、CubeSat では磁気トルカ（固定式）という電磁コイル式の小型なものを用いることが多く、地球磁場を用いて姿勢制御するため応答性が悪くなる。また、軌道高度を維持するためには人工衛星自体の巡航速度を一定に保つ必要があるが、CubeSat では推進装置を搭載するスペースがないため、打上後約 1 年以内に地球へ落下してしまい、長期間（2 年以上）の運用が困難となっている。

そこで、超小型衛星を高機能化することで通信量と速度を増大させ、長期運用を可能とし、費用対効果（開発期間・コスト、打上コスト等）の高い超小型衛星の技術開発が求められている。

2. 目的

超小型衛星（想定サイズ：CubeSat3U～6U、30 kg 以下）の機能向上を目的として、衛星データ通信におけるデータ通信量の増大を実現するアンテナ技術の開発、データ通信の信頼性を高めるために必要な姿勢制御装置の開発を行う。さらには、CubeSat の 1U サイズに搭載可能な小型の推進装置の開発を行い、超小型衛星の長期運用（2 年以上の運用）の実現を目指す。このように、3 つの技術分野（アンテナ、姿勢制御、推進）について研究開発を進める。

3. 研究内容

3.1 アンテナ技術

3.1.1 目標

超小型人工衛星 CubeSat にはアンテナ利得約 2.15dBi のモノポールアンテナやダイポールアンテナが使用されていることが多いが、展開機構を必要とするため動作不良による通信不能が懸念される。また、平面型のパッチアンテナを CubeSat へ搭載した例もあるが、CubeSat では表面積が小さく大きなアンテナを設置できず、そのアンテナ利得は一般に 5dBi 程度とされている。本研究では、アンテナ利得を 8dBi 以上に向上させることを目標とする。

3.1.2 アレーアンテナによる高利得化技術

パッチアンテナをさらに高利得化できる技術としてアレーアンテナがある（図 1.1）。複数アンテナ素子を配列し各素子に振幅と位相を制御した信号を給電したものである。高利得化の他に、素子数や素子間隔、給電条件（振幅、位相）を変えることで指向性の調整が可能となるメリットがある。しかしながら、複数のアンテナ素子や給電回路（分配器、移相器等）の配置スペースが必要となるデメリットもある。

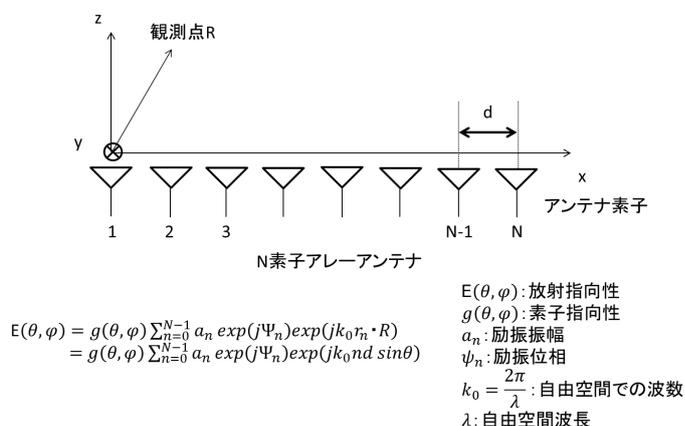


図 1.1 アレーアンテナ技術

3.1.3 アンテナ構造の選択

衛星筐体に搭載するアンテナ構造は、薄さ、小ささ、強さ、軽さが必要である。そこで、薄型・小型化が可能な平面型であり、構造的に強固で軽量であるマイクロストリップアンテナ（パッチアンテナとも言う）を採用した。なお、放射・給電系の一体化が可能のため、アレー化が容易という特徴を持つ。

3.1.4 アンテナ素子設計

設計したパッチアンテナを図 1.2 に示す。動作周波数は 10GHz 帯に設定し、アンテナサイズは 10.3mm×10.3mm(0.34λ@10GHz)である。設計アンテナは半波長より十分小さいため、アレー化が構成可能である。アンテナへの給電は図中下部からマイクロストリップラインで行い、アンテナ下部にはインピーダンスマッチングのため、幅 2mm、高さ 3.05mm のノッチが設けられている。マイクロストリップラインは幅 2.4mm であり、動作周波数において入力インピーダンスが約 50Ω となるように設計されている。基板には 0.8mm 厚のテフロン板を用いており、比誘電率 2.08、誘電正接 0.001 である。

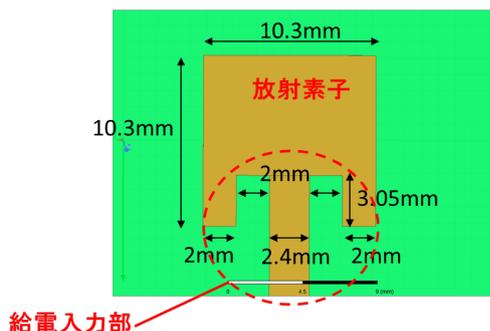


図 1.2 設計したパッチアンテナ

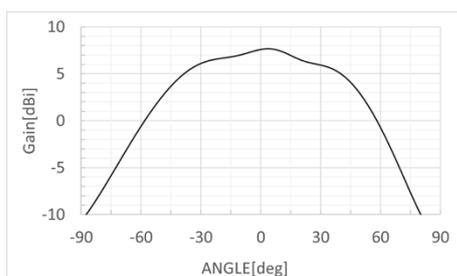


図 1.3 指向性の解析結果

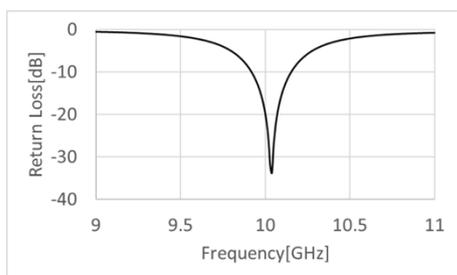


図 1.4 反射特性の解析結果

HFSS) によって解析した結果を図 1.3、図 1.4 に示す。最大利得は 7.69dBi、反射特性は目標動作周波数である 10GHz において -20dB 以下となっているため、アレーアンテナ用素子として十分な特性を持つアンテナである。

3.1.5 アンテナ素子間隔の最適化

前項で設計したアンテナを図 1.5 のように 2 素子並べたアレー配置にて、素子間隔をパラメータに、最大利得、指向性半値幅、素子間相互結合 (S パラメータ) を電磁界解析 (図 1.6) によって求め、最適な素子間隔を算出した。アンテナ素子間隔 0.65λ (約 20mm)@10GHz 以上で素子間相互結合 (S21) -20dB 以下となり緩やかな変化となっている。最大利得も同様に緩やかな変化となっている。以上から、0.65λ 以上で最大利得 8dBi 以上となる素子間隔 (Element separation) 20mm とした。

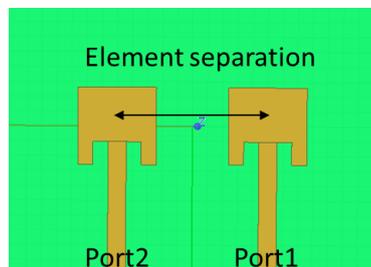


図 1.5 パッチアンテナのアレー配置モデル

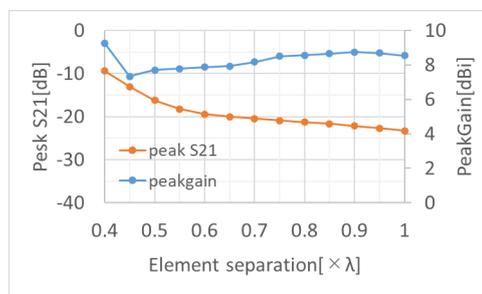


図 1.6 相互結合と最大利得 (解析)

3.1.6 高利得アレーアンテナ設計・試作・評価

解析により得られた最適配置をもとに設計した高利得アレーアンテナの試作品を図 1.7 に示す。CubeSat の 3U サイズに搭載可能な基板サイズを 100mm×200mm として、x 方向に 4 素子、y 方向に 8 素子の 32 素子アレーを配置させた。給電回路は並列給電方式を採用し、各アンテナ素子への給電はトーナメント形で、同振幅、同位相となるように給電線路の幅および長さを調整しインピーダンスを整合させた。また、周波数帯域を広く確保するため、インピーダンス変成器を 2 段構成とした。基板背面から SMA コネクタを接続し、中心導体をパターン側にてはんだ付けした構造である。

指向性の解析結果と測定結果を図 1.8 に示す。解析結果と試作品の測定結果はほぼ同等の結果が得られており、最大利得 20.1dBi、指向性半値幅 8deg の高利得、高指向性の特性を持つアンテナであることがわかった。

設計したアンテナを電磁界シミュレータ (ANSYS

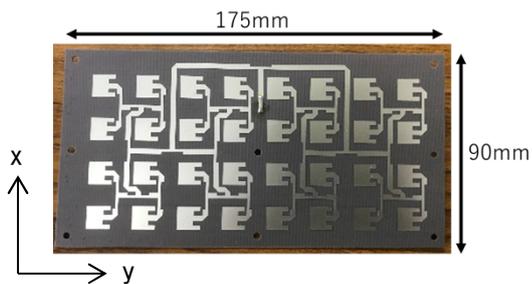


図 1.7 高利得アレーアンテナ試作品

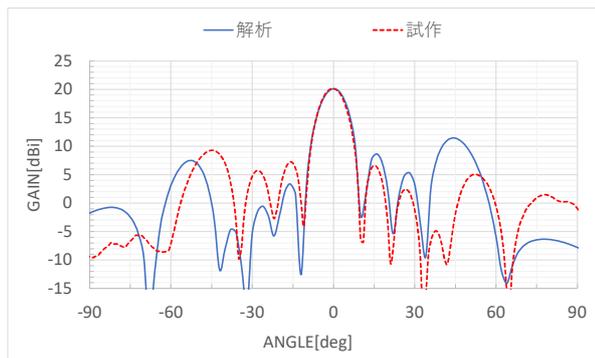


図 1.8 試作品の特性評価結果（指向性）

3.1.7 今後の課題（アンテナ技術）

高利得化のためには、アンテナ素子数を増やす必要があるが、超小型衛星では設置面積が限られている。そこで、単位面積のアンテナ素子数を増やすため積層構造等を検討することで、さらなる小型・高利得化を目指す。

3.2 姿勢制御技術

3.2.1 目標

宇宙空間での姿勢制御では 3 次元での姿勢制御技術が必要であり、姿勢制御を行うアクチュエーターも 3 軸以上必要である。そのアクチュエーターには、磁気トルカ、リアクションホイール、コントロールモーメントジャイロなど様々な方式がある。その中で比較的精度が高く応答性が良好なリアクションホイールは様々な人工衛星に使用されている。リアクションホイールは回転するフライホイールの回転速度の変化により発生する反作用力を利用して回転トルクを得ることができ、3 個以上の独立に制御できるフライホイールを設置することで 3 次元の姿勢制御を実現する。したがって、CubeSat のように小さな機体に、これらの機能を搭載するためには、アクチュエーターの小型化が必要となる。

本試験研究では超小型衛星である CubeSat の 1U サイズへ搭載可能な小型リアクションホイールの設計と装置試作、また、その評価を行うための計測システムの構築を目標とする。

3.2.2 リアクションホイール

リアクションホイールは、モーターでホイールを回転させることで角運動量が蓄積でき、回転速度を変化

させ増減した角運動量を筐体(衛星全体)に移して保存することにより、衛星全体の角運動量を調整するものである。この角運動量は、回転速度と回転体(ホイール)の形状・重量によって決まるものであるが、小型化として円盤状のホイールの半径と厚さを単純に 1/3 にすると、保存できる角運動量は 1/27 と 3 乗に比例して小さくなってしまいうため、ホイールの材質(比重)や形状、および最高回転速度を考慮しバランスのとれた小型化が必須となる。

CubeSat は 3U サイズ(30x10x10cm)を中心に、大型では 12U サイズまでの衛星へ適用が進められていくと予想されている。今回の試作では、それらの超小型衛星への搭載を想定して、1U サイズ内に搭載でき、安定して 10mNms の角運動量が蓄積できるリアクションホイールを試作(図 2.1)した。



図 2.1 リアクションホイール試作品の外観
(左図：ホイールを搭載、右図：ホイールを取外し)

3.2.3 特性評価

本開発では、薄型(アウターローター型)のブラシレス DC モーターを採用し、そのモーターシャフトに円盤状のホイールを取付ける構造のリアクションホイールとした。(図 2.1 参照)

モーターコントローラは、モーターに取付けたホール素子で回転数を、ドライバー回路に流れる電流から駆動電流を計測制御して、この計測データをモニターすることで特性を計測した。表 2.1 にホイール(2 種類)の回転速度と駆動電流との関係を測定した結果を示す。その駆動電流から、モーターの最高回転速度(10,000rpm)においても安定して動作していることが確認できている。

ここで、定常時の回転速度を 5,000rpm とした場合、φ60mm のホイールでは、目標とする仕様(角運動量: 10mNms)を満足できないが、φ80mm のホイールでは十分に達成できることを確認した。この結果から、さらに小型化を進める場合には、最高回転速度を上げる、ホイールの材料や形状を大きな角運動量が得やすい構造にするなど、装置構成全体を見据えた上で最適化する必要があるという課題が明確になった。

φ80mm のホイールで、定速回転(5,000rpm)の状態、回転速度と駆動電流を長期間モニタした結果を図 2.2 に示す。制御回転速度において、±0.8%程度の変動が発生しているが、低周波の変動でないため、姿勢制御には影響を及ぼさない範囲の変動である。

表 2.2 に、表 2.1 の特性評価と同じ回転速度におけるリアクションホイールの変位(振動)を計測したデータ(振動振幅値)を示す。低周波(1Hz 以下)を含む全体振幅値と高周波(10Hz 以上)の振幅値に分けて表記し

ている。

これらの振幅値は、長時間の収集データのグラフ(代表例を図 2.3 に示す)から、低周波(1Hz 以下)を含む全体振幅と高周波振幅(10Hz 以上)に分けて算出した。

表 2.1 リアクションホイールの特性評価結果

ホイール 回転速度	Φ60mm,24.5g(アルミ)		Φ80mm,42.3g(アルミ)	
	駆動電流	角運動量	駆動電流	角運動量
2,000rpm	70mA	2.5mNms	70mA	7.7mNms
5,000rpm	90mA	6.3mNms	101mA	19.2mNms
8,000rpm	103mA	10.0mNms	130mA	30.7mNms
10,000rpm	118mA	12.5mNms	150mA	38.4mNms

注:角運動量は回転数と形状・重量等から算出した参考値

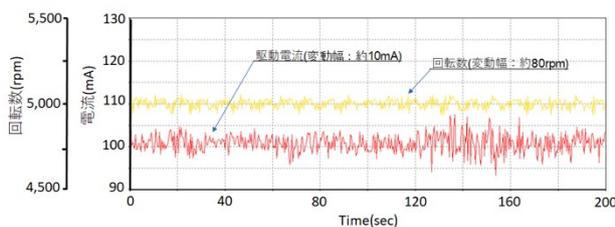


図 2.2 回転速度と駆動電流のモニタ結果
(Φ80mm ホイール装着)

表 2.2 振動計測データ(振動振幅値)

モータ回転数		2,000rpm	5,000rpm	8,000rpm	10,000rpm	
加速度	X軸	全体振幅	0.08 g	0.3 g	0.64 g	1.2 g
		高周波振幅	0.045 g	0.25 g	0.45 g	1.0 g
	Y軸	全体振幅	0.08 g	0.3 g	0.62 g	0.9 g
		高周波振幅	0.055 g	0.25 g	0.45 g	0.75 g
	Z軸	全体振幅	0.025 g	0.12 g	0.1 g	0.18 g
		高周波振幅	0.02 g	0.05 g	0.1 g	0.07 g
角速度	X軸	全体振幅	9.0 deg/s	30.0 deg/s	65.0 deg/s	155 deg/s
		高周波振幅	6.0 deg/s	20.0 deg/s	45.0 deg/s	150 deg/s
	Y軸	全体振幅	13.0 deg/s	22.0 deg/s	58.0 deg/s	140 deg/s
		高周波振幅	8.0 deg/s	16.0 deg/s	40.0 deg/s	130 deg/s
	Z軸	全体振幅	24.0 deg/s	9.5 deg/s	9.0 deg/s	11.5 deg/s
		高周波振幅	18.0 deg/s	6.0 deg/s	5.0 deg/s	7.0 deg/s
角度	X軸	全体振幅	0.04 deg	0.2 deg	0.37 deg	0.45 deg
		高周波振幅	0.005 deg	0.02 deg	0.06 deg	0.01 deg
	Y軸	全体振幅	0.04 deg	0.15 deg	0.35 deg	0.45 deg
		高周波振幅	0.005 deg	0.02 deg	0.05 deg	0.01 deg
	Z軸	全体振幅	0.04 deg	0.03 deg	0.06 deg	0.05 deg
		高周波振幅	0.01 deg	0.005 deg	0.005 deg	0.015 deg

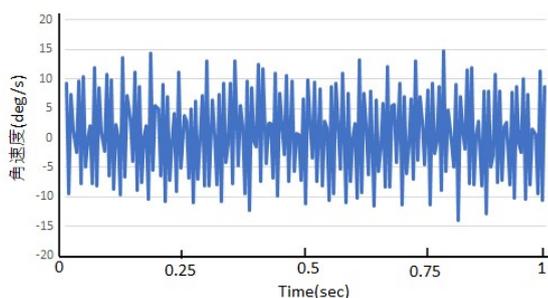


図 2.3 振動計測グラフの代表例
(回転速度: 5,000rpm、X軸方向の角速度)

本試験は、リアクションホイールの下部に除震ゴムを敷き、上部に 9 軸センサを搭載した状態で計測した。実際に装置が使われる無重力の環境では、振動の要因となっているモーター内のベアリングへの負荷が変わるため、定量的な評価は行えないが、回転数と振動(加速度、角速度)との関係で、異常となる挙動はない。

3.2.4 今後の課題(姿勢制御技術)

最高回転数における振動を下げる必要がある。次年度は、最適モーターの選定を含め、振動の要因を明らかにする。さらには、3 軸制御するために、1U サイズに、3 個以上のリアクションホイールを設置する方法及び制御方法について検討する。

3.3 推進技術

3.3.1 目標

図 3.1 に各推進装置の推力密度(単位面積あたりに得られる推力)と比推力(推進剤の質量流量に対する推力の大きさ)との関係を示す。宇宙空間での推進技術は大きく 2 つに分類され、化学式推進装置(液体燃料等を用いたロケットエンジン等)と電気式推進装置があり、重量物など大きな出力(有人探査、大量輸送)を必要とする場合は化学式推進装置が用いられる。一方、電気式推進装置は、化学式推進装置と比べ推力密度が小さいが、比推力が大きくコンパクトに設計できることから深宇宙探査機や小型衛星等へ搭載されている。

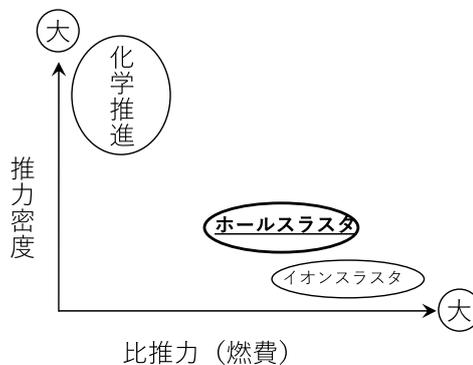


図 3.1 推力密度と比推力との関係

電気式推進装置には、イオンスラスタ、ホールスラスタなどいくつかの種類が存在し実用化されている。深宇宙探査機として有名な『はやぶさ』では、電気式推進装置であるイオンスラスタが用いられた。超小型衛星搭載用としては、小型で高効率な推力が得られる推進装置が望ましく、電気式推進装置が適していると考えられる。そこで、本試験研究では電気式推進装置の中で、推進密度が高く、小型化が可能な推進装置として、ホールスラスタの技術開発を目指す。

本試験研究で目指すホールスラスタは、CubeSat3U ~6U クラス・総重量 30kg 程度の超小型衛星への搭載を想定しており、軌道高度 200km 以上で 2 年間以上安定して巡航できる推進特性(推力: 3mN 以上、連続運

転時間 10s 以上) を有するものとする。

3.3.2 ホールスラスタ

ホールスラスタはイオンスラスタと比較して低い消費電力でも大きな推力密度が得られ、小型化軽量化の実現可能性がある。また、ホールスラスタ構造体は可動する部品のないシンプルな推進機構造のため、故障のリスクを低減することができる。

図 3.2 にホールスラスタの概念図を示す。ホールスラスタは大きく分類すると、外部陰極、陽極および加速チャンネルを有する電気回路からなる。加速チャンネルは筒状の構造であり、絶縁材（セラミックス等）で絶縁されている。陰極から放出される電子の一部が、陽極である加速チャンネルへ吸い込まれ、加速チャンネル内の磁界（半径方向）と電界（軸方向）の作用により発現するホール効果により、加速チャンネル内に保持される。保持された電子が陽極側より供給される推進剤（Xe：キセノン）に衝突することでXeを電離させイオンが生成される。生成されたイオンは加速チャンネル内の電界で加速され軸方向へ飛び出す。この時の反作用が推進力となる。一般的に推進剤には電離電圧が小さく安定したガスであるXeを用いる。

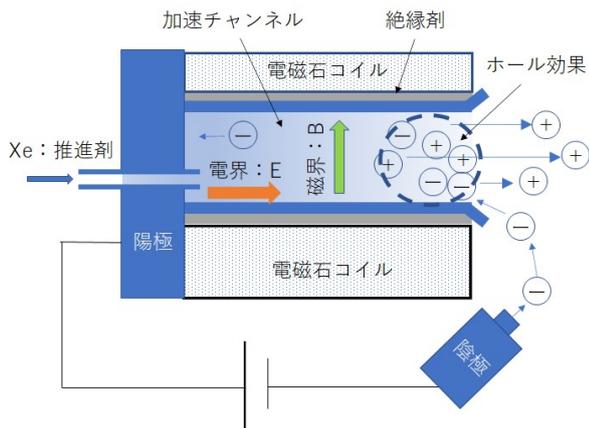


図 3.2 ホールスラスタの概念図

3.3.3 磁場解析

ホールスラスタの動作原理から、イオン化した推進剤の加速、電子の保持及びホール効果を発現させるためには磁場を発生させる必要がある。今回検討しているホールスラスタ試作では、コイル式の電磁石を用いた。磁場発生には永久磁石を使う事例もあるが、電磁石にすることで、磁力が熱の影響を受けにくく、加速チャンネル内の磁場を電氣的に制御できるため、電磁石を用いて設計されることが多い。本研究では、加速チャンネルの外周へ4基のコイル式電磁石を設置することとし、磁場解析を実施した。

図 3.3 に磁場解析結果の一例を示す。磁場解析には電磁界解析ソフトウェアである JMAG バージョン 17 (株式会社 JSOL) を用いた。電圧 10V、電流 1A、コイル抵抗 10Ω 一定で、電磁石コイルの巻き数を変化パラメータとし、加速チャンネル内と放電エリアの磁束密度変化を確認した。巻き数は 885 巻（エナメル線直径 φ 0.15）、1285 巻（エナメル線直径 φ 0.21）、1605 巻（エ

ナメル線直径 φ 0.26) の3種とした。一般的に、磁束密度は巻き数が多いほど大きくなる。本解析でも、1605 巻コイルでの磁束密度が最も大きい結果となり、放電箇所（放電箇所）の磁束密度は約 10mT であった。また、磁束密度の磁場ベクトルが同一方向を向いており、直線状に分布していることから、安定したプラズマ放電が予測できる。以上から、今回試作したホールスラスタでは最も大きな磁束密度が得られたコイル（1605 巻、エナメル線直径 φ 0.26）を加速チャンネル周囲に、等間隔で4基設置した。また、設置したコイル式電磁石4基は直列に接続した。

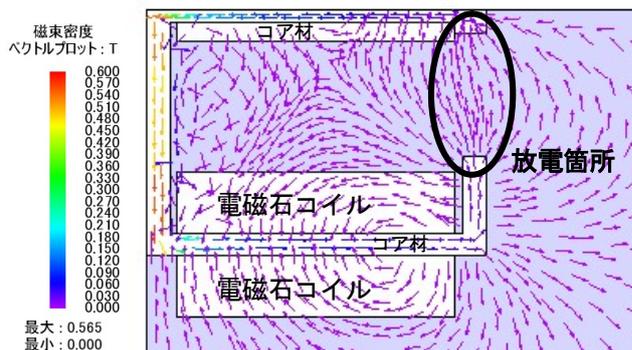


図 3.3 放電チャンネル内の磁場解析（一例）

3.3.4 ホールスラスタ試作

図 3.4 に、磁場解析の結果を基に試作したホールスラスタを示す。放電部はプラズマ発生によるダメージを大きく受けるため、耐スパッタ性の高いステンレス製のリングガードを設置した。本試作には筑波大学横田研究室の小型ホールスラスタを参考に CubeSat 1U サイズ以下になるように検討した。サイズは、10cm×10cm×10cm 以下である。

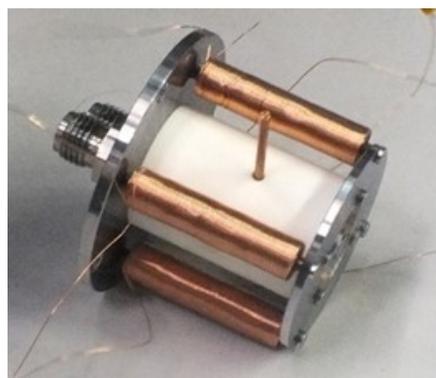


図 3.4 試作したホールスラスタ外観

図 3.5 に、試作したホールスラスタに取り付けた4基のコイル式電磁石に電圧 10V（一定）、電流を 0.1A から 0.1A ごと増加させて 1A まで流した際に放電部に発生する磁束密度をテスターで測定した結果を示す。電流値が大きくなるにつれ磁束密度も増加し、最大約 9mT を示した。0.8A 以上では磁束密度の変化がほとんど確認されないことから、作製した電磁石コイル及び本ホールスラスタ構造では、磁気飽和が起きている

と考えられる。したがって、推進力評価時の電磁石コイルに流す電気量は 10V、0.6A 一定とした。(電気量が大きいと、コイル発熱量も増大するため、小さな電流値が好ましい。)

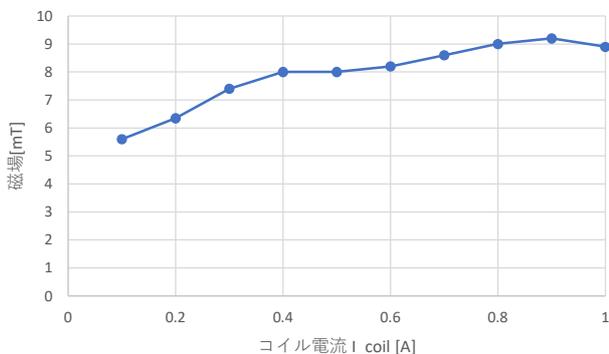


図 3.5 電磁石の電流値と磁束密度の関係 (測定値)

3.3.5 推力評価

図 3.6 に、試作したホールスラスタの推力測定用評価スタンドを示す。ホールスラスタの推力は数 mN と小さいため、微小な変位を増幅できる振り子式スタンドを用いて評価した。振り子の変位を非接触変位計で測定し、事前に指定の重さでの振り子の変位を測定した校正用データを用いて、試作ホールスラスタの推力を算出した。

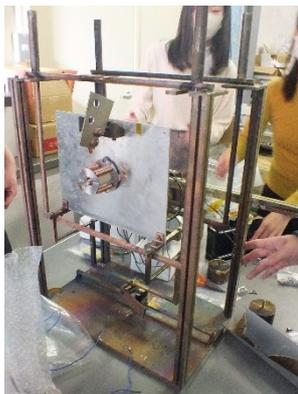


図 3.6 評価スタンド

評価スタンドに固定された試作ホールスラスタは、評価スタンドと共に真空チャンバー内に設置した。真空チャンバー内の真空度は 10^{-3} [Pa] 程度とし、試験評価中もプラズマ発生用のガスが流れ続けるため、真空ポンプは連続運転とした。排気には、ロータリーポンプとメカニカルブースターポンプを用いて荒引後、クライオポンプで所定の真空度まで排気した。

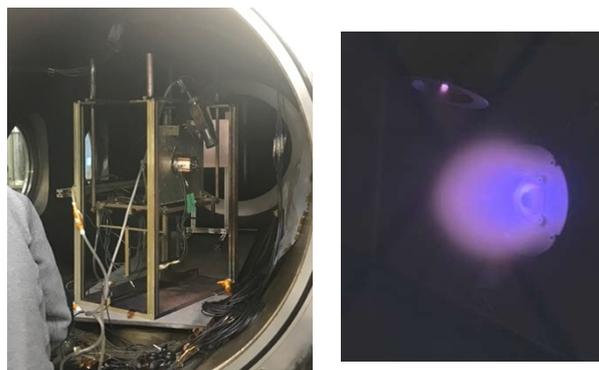
真空チャンバー内に設置されたホールスラスタには、電磁石コイル用電源、スラスタ本体用電源、ホロカソード用電源、及び推進剤配管が接続されており、それぞれの電源等は真空チャンバー外部より制御できる。

プラズマを発生させる手順としては、①電磁石コイルへ指定の電気量 (10V、0.6A) を供給、②推進剤供給 (スラスタ、ホロカソード)、③スラスタへ通電 (調整)、④プラズマ発生、⑤推力測定、⑥停止、の順序で実施した。推進剤はキセノンとし流量を 25sccm とした。

図 3.7 に、a) 真空チャンバー内の様子、b) 試作したホールスラスタからプラズマ放電している様子 (青白いプラズマ発生を確認) を示す。試作ホールスラスタに通電したところ、初期においてフラッシュのような単発のプラズマが発生した。電気量等を調整するこ

とでスラスタ放電部より青白いプラズマの発生が連続的に確認された。しかし、連続プラズマ放電時間は 5s 以下であり、断続的にフラッシュするような不安定な状態が続いた。放電部のガード部品 (ステンレス製) が大きく減耗したことが確認され、一部の破損も確認された。

比較的安定した放電条件 (電流値、推進剤流量等) で 5 秒程度の連続運転を実現した際の推力測定では約 3mN を示した。



a) 真空チャンバー内部 b) プラズマ発生
図 3.7 性能評価風景 (推進力)

プラズマ発生が不安定な理由として、放電チャンネル内での磁束密度が不足して、陰極 (ホロカソード) から供給される電子の陽極への流れを加速チャンネル内で抑制できず、プラズマ放電が不安定になったと考えられる。

3.3.6 今後の課題

推力の増加 (目標: 5mN)、連続プラズマ発生 (10s 以上) を実現するためには、磁束密度の増加が必要である。その方法としては、電磁石の巻き数増大、コア材直径の増大が考えられるが、磁気飽和も加味しながら加速チャンネル形状も再設計する。

4. まとめ

超小型衛星の高機能化を目的に、アンテナ技術 (アレー技術)、姿勢制御技術 (リアクションホイール)、推進技術 (ホールスラスタ) について検討した。

アンテナ技術では、アレー方式アンテナ開発により、従来のパッチアンテナと比べ、指向性が高く、通信量の増大が期待できるアンテナを実現した。

姿勢制御技術では、超小型衛星でも精度の高い姿勢制御を実現できるリアクションホイールの小型化に必要な基盤データを蓄積した。

推進技術では、電気式推進装置の中では大きな推進密度を有し、比推力も高いホールスラスタ技術の小型化、高効率化を実現するための、プロトタイプ of ホールスラスタを試作し、動作特性データを蓄積した。