

博士論文

CubeSat 用無展開型アンテナに関する研究

指導教員：趙孟佑 教授

提出者：

九州工業大学工学府 工学専攻

宇宙工学国際コース

学籍番号：205F5001

氏名：中山大輔

提出日：令和5年2月2日

目次

第1章	序論	6
1.1.	Lean Satellite と CubeSat	6
1.2.	CubeSat と通信周波数	7
1.3.	1GHz までの UHF 帯の CubeSat 搭載アンテナ	8
1.3.1.	モノポールアンテナとダイポールアンテナ [6] [7]	9
1.3.2.	CubeSat の信頼性と展開構造	10
1.3.3.	UHF 帯における無展開アンテナの研究動向	11
1.3.4.	1U CubeSat 向けパッチアンテナ	11
1.3.5.	1.5U CubeSat の外面パネルを利用したスロットアンテナ [10]	12
1.4.	マイクロ波帯のアンテナ	13
1.4.1.	パッチアンテナ	13
1.4.2.	パッチアレイアンテナ	14
1.4.3.	展開アンテナ	15
1.5.	研究目的	16
第2章	無展開 UHF アンテナの要求	16
2.1.	アンテナインピーダンスとアンテナの使用できる周波数	16
2.2.	リターンロス (return loss) と電圧定在波比 (VSWR)	17
2.2.1.	整合回路	18
2.2.2.	比帯域と Q 値	19
2.3.	アンテナ利得と指向特性	20
2.3.1.	アンテナの指向性	21
2.3.2.	無指向性アンテナの小型化の限界	21
2.3.3.	1U CubeSat の最大寸法と標準利得	22
2.4.	回線計算	23
2.4.1.	伝搬損失	23

ただし, FSLP は自由区間損失で, L は自由空間損失以外の損失をまとめたものである. L には以下のような損失が含まれる.	24
2.4.2. 受信雑音	24
2.4.3. 要求 SN 比	24
2.4.4. 回線余裕 (Link margin)	24
2.4.5. 必要最低利得	24
2.5. まとめ	25
第 3 章 ループヘンテナの提案	25
3.1. ヘンテナとループヘンテナの構造	25
3.2. CubeSat への適応の検討	26
3.3. OpenMOM によるシミュレーション	26
第 4 章 BIRDS-4 に搭載された UHF アンテナ軌道上実証ミッション	28
4.1. BIRDS-4 プロジェクト	28
4.2. ループヘンテナ軌道上実証ミッション	29
4.3. BIRDS-4 の構造	29
4.4. 軌道上実証用の CW ビーコン送信機	31
4.5. BIRDS-4 開発モデル	32
第 5 章 BIRDS-4 に搭載された無展開型 UHF アンテナの実測	33
5.1. STM ループヘンテナの測定	33
5.1.1. 反射損失測定	34
5.1.2. アンテナパターン測定	38
5.2. EM ループヘンテナの測定	45
5.2.1. 反射損失測定	45
5.2.2. アンテナパターン測定	47
5.3. FM ループヘンテナの測定	51
5.3.1. 反射損失測定	51
5.3.2. アンテナパターン測定	53
5.4. 実測結果まとめ	56

5.5.	利得の減少についての考察	57
5.5.1.	原因の候補.....	57
5.5.2.	Q 値の検討.....	62
第 6 章	BIRDS-4 に搭載された無展開型 UHF アンテナの軌道上実証	63
6.1.	BIRDS-4 ヘンテナミッションの回線計算	63
	*自由空間損失	64
6.2.	軌道上実証結果	64
6.2.1.	受信設備	64
6.2.2.	ミッションの実行.....	65
6.2.3.	受信信号の FFT 解析.....	67
第 7 章	無展開型 S バンド高利得アンテナの要求と設計	71
7.1.	無展開型 S バンドアンテナの要求設定	71
7.1.1.	ミッション設定.....	71
7.1.2.	通信諸元設定と利得要求設定	72
7.1.3.	その他考慮事項.....	72
7.2.	無展開型 S バンドアンテナの設計と試作	74
第 8 章	無展開型 S バンド高利得アンテナの測定	76
8.1.	反射損失の測定	76
8.1.1.	各エレメントの反射損失測定.....	76
8.1.2.	パッチアレイアンテナの反射損失測定.....	78
8.2.	放射パターン測定.....	79
8.3.	正面利得測定	81
第 9 章	無展開型 S バンド高利得アンテナの環境試験.....	82
9.1.	振動試験	82
9.2.	放射線試験.....	84
9.3.	発電効率試験	85
9.3.1.	発電量の検討	87
第 10 章	総括.....	87

10.1.	無展開型 UHF アンテナ (ループヘンテナ) の総括と今後の課題	87
10.2.	ガラス製パッチアレイアンテナの総括と今後の課題	88
10.3.	2つの無展開アンテナ開発の総括	88
参考文献.....		89
謝辞.....		93

第1章 序論

1.1. Lean Satellite と CubeSat

近年、世界的に人工衛星の開発数が急増している。大きな理由の一つとしては、CubeSat 標準規格 [1]の登場によって、開発コストの低価格化が実現したためである。超小型人工衛星や CubeSat の歴史は教育目的から始まったが、年月を重ねるにつれて多くの技術実証や科学研究、地球探査などに対応してきており、費用対効果の高い宇宙開発手段として宇宙産業を大きく変えてきた。

さらに超小型人工衛星や CubeSat の費用対効果の高さをというメリットを活かす開発方法として Lean Satellite [2]と呼ばれるアプローチも誕生している。従来の人工衛星は、信頼性がコストやスケジュールに優先して開発が行われていた。しかし、Lean Satellite では「衛星がもたらす価値をユーザに届ける」ことに主眼が置かれており、新しい衛星開発や宇宙利用の方法として注目されている。

CubeSat は超小型人工衛星の構造を規定した標準規格である [1]。CubeSat は一辺が 10cm の立方体を 1U とし、その 2 倍の 2U や 3 倍の 3U などの大きさが規定されている。図 1-1 に 1U の規格図面を示す。CubeSat は超小型人工衛星の代表格として数多く打ち上げられている。衛星開発者は CubeSat の規格に準拠することで打ち上げの互換性を確保し、打ち上げ機会の逸失による衛星の価値の低下を防いでいる。

また、CubeSat 向けの機器の販売も行われている [3]。CubeSat を含む超小型人工衛星の打ち上げ数を図 1-2 に示す。CubeSat の打ち上げは特に 1U と 3U、6U で盛んに行われており [4]、今後も成長が見込まれる。

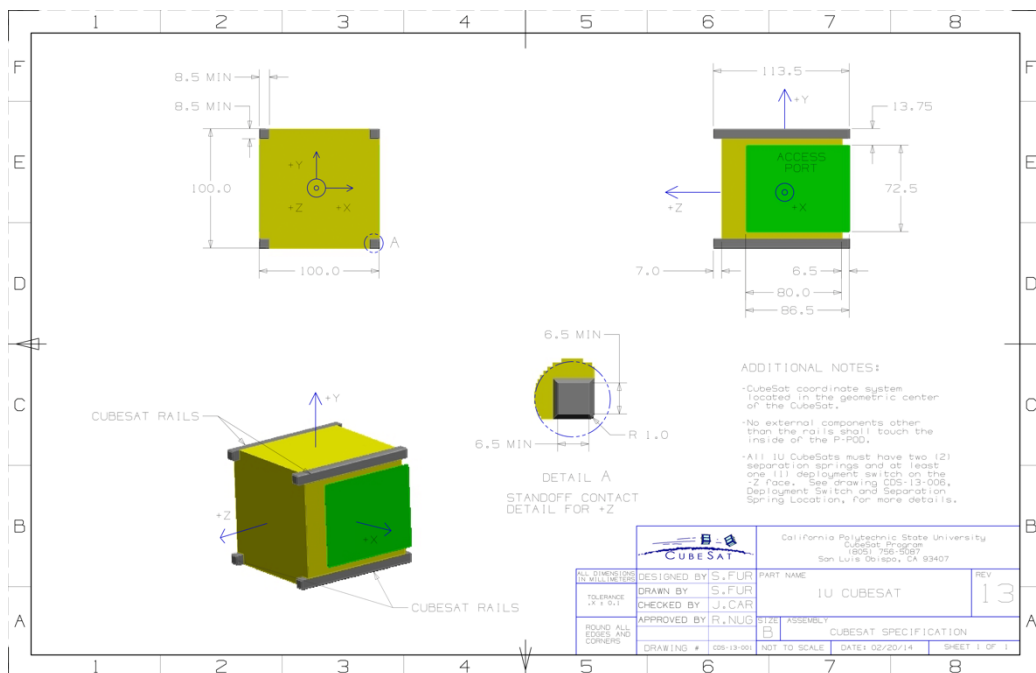


図 1-1 CubeSat 規格(1U) [1]

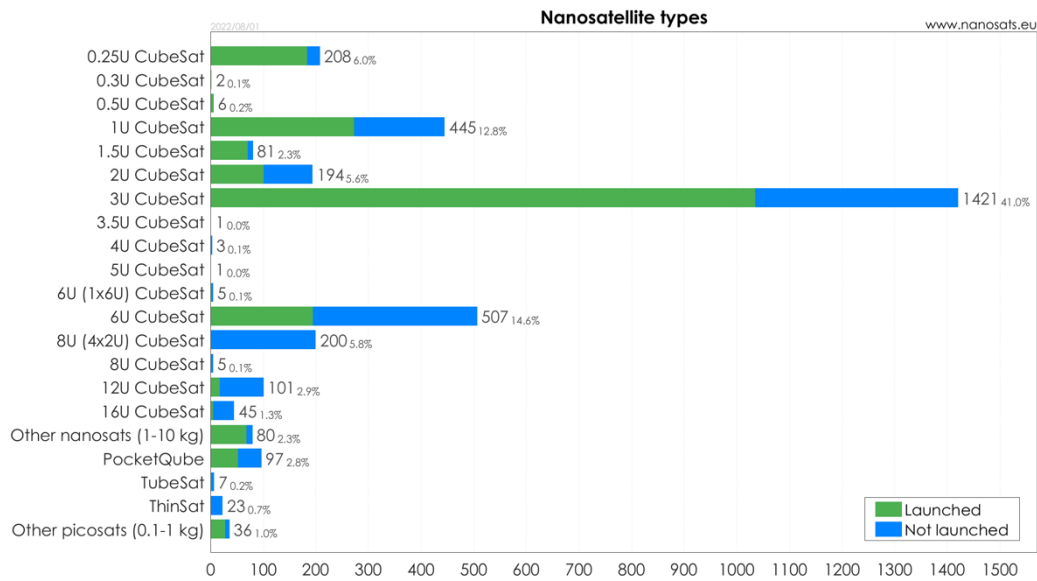


図 1-2 CubeSat を含む超小型人工衛星の打上数 [4]

1.2. CubeSat と通信周波数

軌道上にある衛星と地上間の無線通信は人工衛星に必要不可欠である。しかし、衛星通信に使用できる無線周波数は国際連合の専門機関である ITU(International Telecommunication Union, 国際電気通信連合)や総務省によって規定されており、その帯域は限られている。

図 1-3 に超小型人工衛星で使用されているダウンリンク周波数を示す。50kg 以下の超小型人工衛星のダウンリンク周波数に着目すると、400~450MHz 帯の UHF 帯の使用量が突出して多く、次点として X バンド(8~10GHz), S バンド (2.2-2.5GHz) が続く。さらに、図 1-4 に 2020 年までに打ち上げ済みの 1U CubeSat で使用された無線周波数を示す。CubeSat の基本サイズである 1U CubeSat で使用されるダウンリンク周波数に注目すると、435-438MHz のアマチュア無線 UHF 帯が最もよく使用されていることがわかる。これは、CubeSat の中でもより小規模な 1U CubeSat では限られたリソースを有効活用する必要があり、ダウンリンク量も少ないため、低消費電力で効率よくダウンリンクができる比較的周波数の低い帯域が好まれること。それに対して、比較的大規模な 3U/6U CubeSat などでは高度なミッションが搭載されることによりダウンリンク量が多くなるため、高速化が見込める比較的周波数の高い帯域 (S バンド / X バンド) とともに、衛星の基本的な機能を提供するバス部のテレメトリ回線として比較的周波数の低い帯域 (UHF / S バンド) を組み合わせて使用しているためと考えられる。

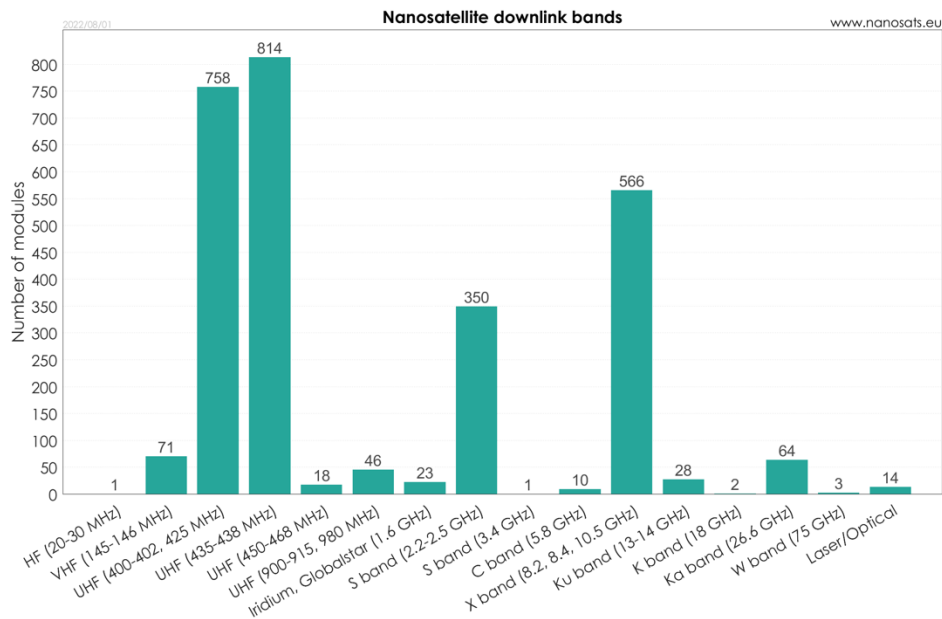


図 1-3 超小型人工衛星のダウンリンク周波数 [4]

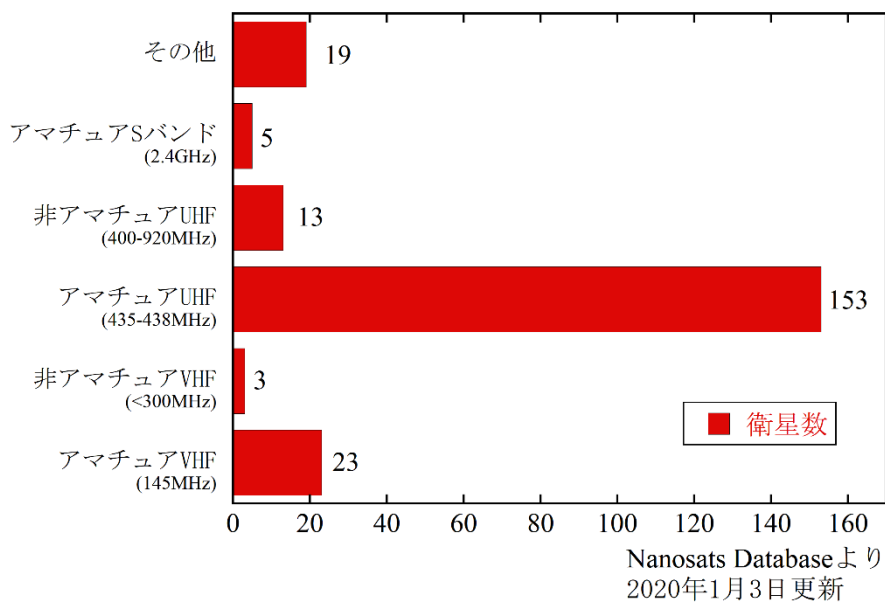


図 1-4 1U CubeSat のダウンリンク周波数 [5]

1.3. 1GHz までの UHF 帯の CubeSat 搭載アンテナ

アンテナは電流と電磁波を相互に変換する装置で、無線通信の主要構成部品の一つである。比較的距離の近い低軌道の衛星でも電波は数千 km の距離を伝搬してくるため、アンテナはできる限り効率よく電波を放射、または受信する必要がある。また、能動的な姿勢制御システムを搭載しない CubeSat では、アンテナには無指向性も要求される。

これらの要求を満たすために、CubeSat ではモノポールアンテナやダイポールアンテナ、パッチアンテナ、パッチアレイアンテナが主に使用されている。以下ではそれぞれのアンテナについて説明する。

1.3.1. モノポールアンテナとダイポールアンテナ [6] [7]

モノポールアンテナとダイポールアンテナはそれぞれおよそ $1/4$ 波長と半波長の長さの導体で構成される最も基本的な線状アンテナの一種である。モノポールアンテナは衛星の接地面と導体の端、ダイポールアンテナは導体の中央から給電することによってアンテナとして機能する。理論的には共振周波数でそれぞれ 37Ω と 75Ω 程度の入力インピーダンスを持っており、同軸ケーブルから直接、もしくは整合回路を介して通信機と接続される。また、ダイポールアンテナは平衡給電する必要があることに注意が必要である。

これらのアンテナは、その長さや必要な機械精度のため、UHF 帯以下で使用される。マイクロ波に分類される S バンドや X バンド、それ以上の周波数では次の章で説明するパッチアンテナがよく使われる。

アンテナの寸法は使用する周波数によって決定するが、アマチュア無線の UHF 帯(435-438MHz)を例に挙げると、波長は 69cm になるため、それぞれ 17cm と 34cm となる。図 1-5 にアンテナと 1U CubeSat のサイズの比較を示す。

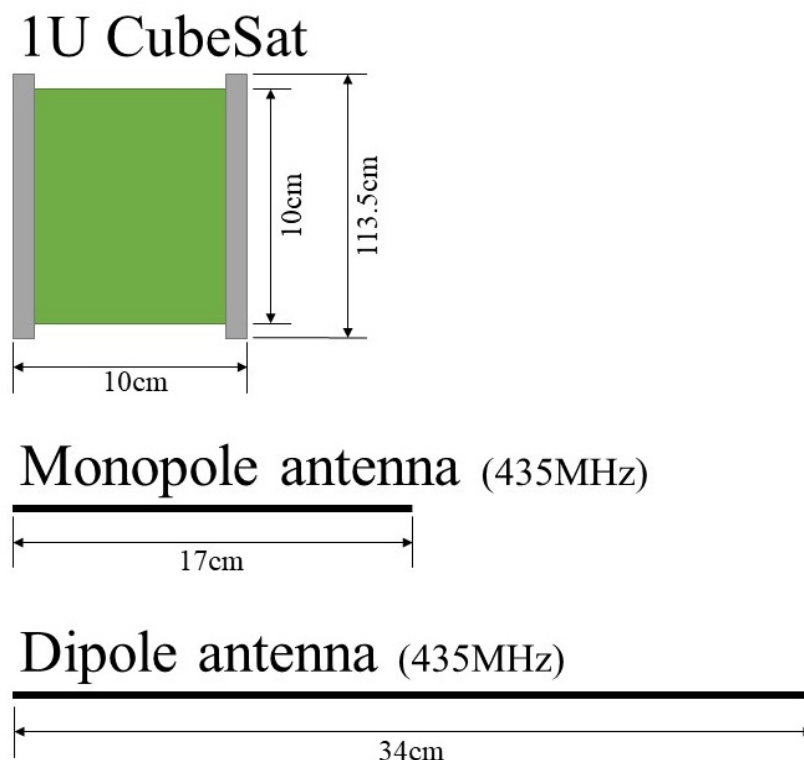


図 1-5 モノポールアンテナとダイポールアンテナ

モノポールアンテナやダイポールアンテナは理想的には自由空間にその導体を置くことによってアンテナとして機能する。また、その大きさが CubeSat のサイズに対して無視できないほど大きいため、展開構造を取ることが多い。典型的には、アンテナ素材をスプリング素材にするか、モノポールアンテナであれば根本にバネ蝶番を搭載することになる。さらに、多くの CubeSat では大きさの制約上、アンテナを複数搭載することができず、アンテナ展開は単一故障点になっており、打ち上げまでに多くの展開試験が必要とされている。信頼性の観点からも「Lean Satellite」の「可能な限り低コストで早く衛星を届ける」という観点からも CubeSat に使用するアンテナは無展開が望ましく、課題として挙げられている。モノポールアンテナやダイポールアンテナは展開が必要であるという課題を抱えながらも、多くの CubeSat で使用されている。九工大で開発された衛星にはほぼ全て搭載されている（パッチアンテナを搭載した BIRDS-1 衛星を除くすべて、主に 145MHz 帯と 435MHz 帯）

1.3.2. CubeSat の信頼性と展開構造

Jonathan Sauder らは 2021 年に CubeSat の展開構造に関して、調査結果を発表した [8]。この調査は 2000 年～2010 年に打ち上げられた CubeSat について行われている。に示す通り、この調査によると展開構造システムの 7 割以上がアンテナであり、太陽光発電パネルまで含めると 8 割近くになる。また、アンテナも太陽光パネルも複数のエレメントやパネルなどの要素を展開することが多い関係で、要素数では、アンテナで 8 割近く、太陽光発電パネルも含めると 9 割弱を占めることがわかる。また、展開構造は信頼性を持たせることが難しいことで知られており、図 1-6 に示す通り、成功であったケースは成功と推定される場合を含めても 4 割弱～5 割弱と、半分を超えない。また、展開の失敗と特定されたケースは少ないが、アンテナの展開失敗はそもそも原因が特定しにくいので、Unknown CubeSat Failure の相当割合はアンテナの展開失敗によるものだと考えられると Jonathan Sauder らは指摘している。

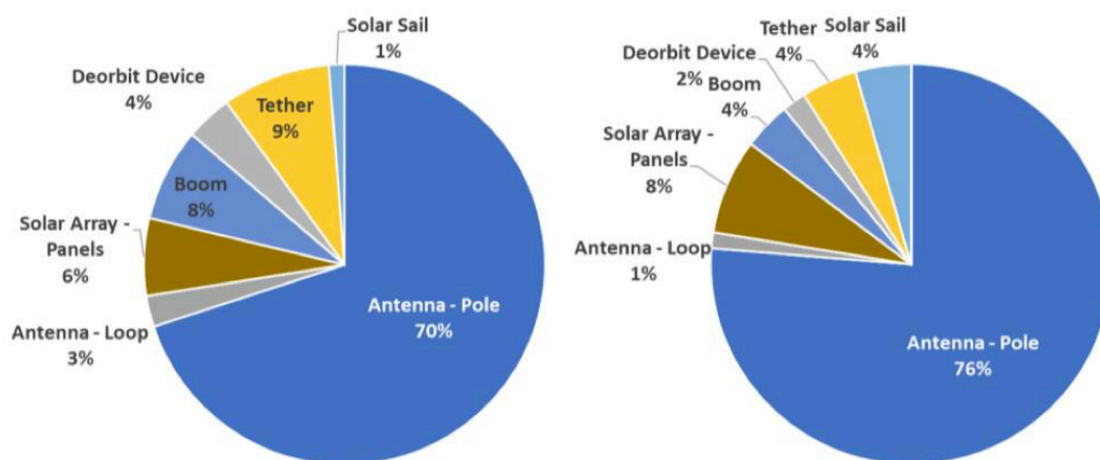


図 1-6 展開物の種類のシステム別 (左) 要素別 (右) 内訳

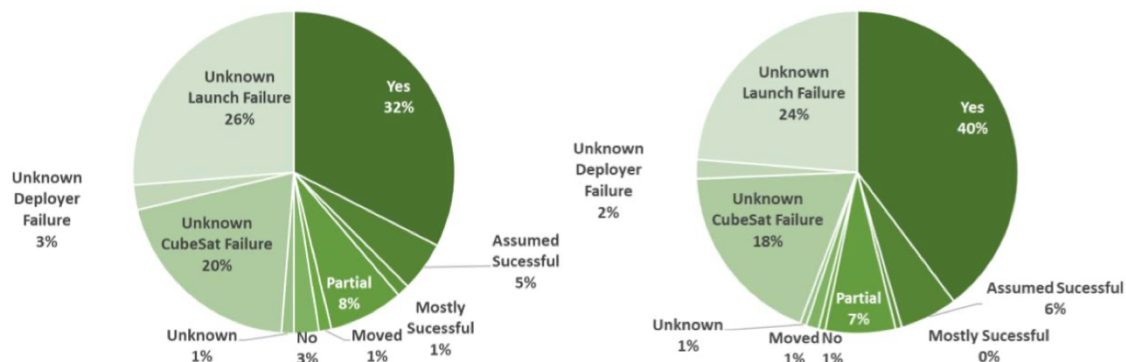


図 1-7 展開構造のシステム (左) と要素 (右) の成功率

1.3.3. UHF 帯における無展開アンテナの研究動向

UHF 帯は前述の通り、モノポールアンテナやダイポールアンテナが一般的に使用されており、展開構造を避けることができないため、誘電体による波長短縮効果を利用した小型のパッチアンテナや構造や外面パネルと統合することによって無展開で使用できるアンテナが検討されている。以下ではその一例を 2 つ紹介する。

1.3.4. 1U CubeSat 向けパッチアンテナ

Md. Samsuzzaman らは 80mm×45mm の大きさの UHF パッチアンテナを開発し、1U CubeSat である「BIRDS-1」の 5 機の搭載した [9]。開発が行われたパッチアンテナのデザインを図 1-8 に示す。このアンテナはシミュレーションによって各長さを最適化した。最適化後の外形は 72mm×32mm となった。このアンテナは無指向性で、最大利得の実測値は 1.01[dBi]であったと報告されている。

このアンテナは BIRDS-1 に搭載されて打ち上げられ、CW ビーコン信号の受信によって軌道上での動作が確認されている。よって、このアンテナは UHF 帯を使用した小規模のミッションデータ伝送に十分耐えうる性能を持っており、宇宙利用実績もあると言える。しかしこのアンテナは 1U CubeSat に搭載するには以下の欠点があると考えられる。

- 基板材料(Rogers 5870)が特殊なため納期と費用がかかる。
- 外面パネルを一部専有する。(およそ太陽電池一枚分、発電電力で 1W 相当)

特に、1U CubeSat では太陽光発電が数 W の設計となることが多く、1W の損失は大きな問題となりうる。

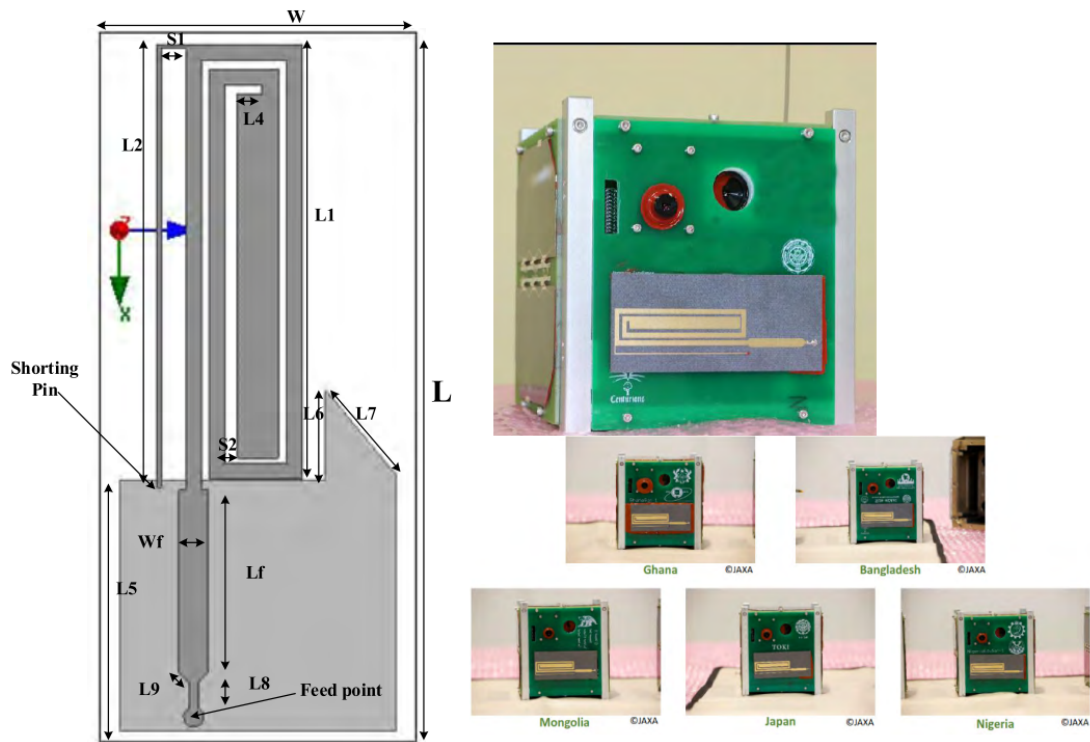


図 1-8 BIRDS-1 に搭載された UHF パッチアンテナ [9]

1.3.5. 1.5U CubeSat の外面パネルを利用したスロットアンテナ [10]

Salahuddin Tariq らは 1.5U の CubeSat の外面パネルをスロットアンテナとして利用することを提案した. 図 1-9 に概念図を示す. スロットアンテナの層構造を図 1-10 に示す.

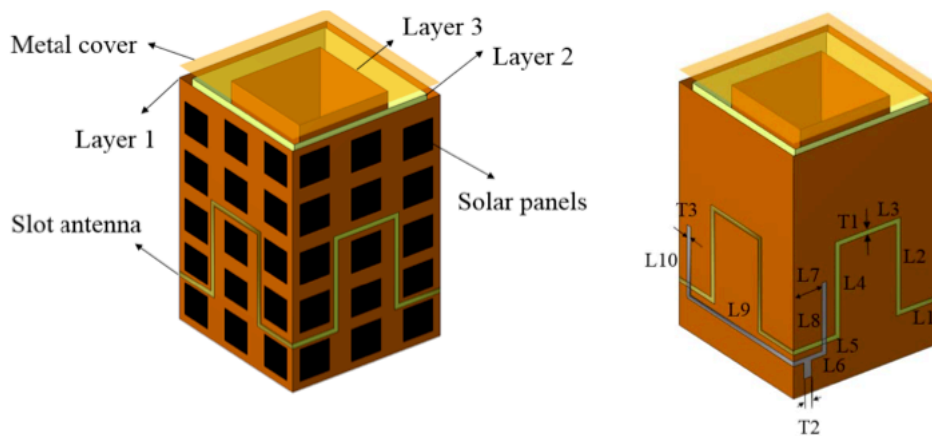


図 1-9 太陽電池パネル上の UHF スロットアンテナ [10]

1.5U の CubeSat とスロットアンテナ (左) スロットの詳細と給電回路 (右)

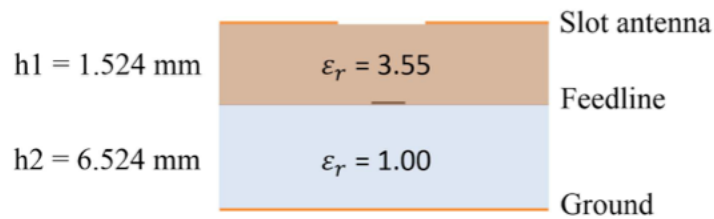


図 1-10 スロットアンテナの層構造 [10]

このアンテナでは、485MHz 帯のアップリンクと 500MHz 帯のダウンリンクで検討が行われており、この研究では電磁界シミュレーターによる設計と解析が行われている。このアンテナは小型の太陽電池セルを利用することで 1.5U の CubeSat の外面パネルとスロットアンテナを共存させることを目的としており、無展開構造が達成されている。その際のスロットアンテナのレイアウトを実際に実装するには以下の点が課題となると考えられる。

- ・小型太陽電池セルの調達（よく CubeSat に使用されるのは 4cm x 8cm のセル）
- ・1U や 1.5U でよく使われる 435MHz 帯ではない。
- ・よく使われる 1U には検討されていない。
- ・CubeSat の規格では、長手方向に並行に四隅のレールが必要とされるが、スロットを連続させるためにはレールを切る必要がある。
- ・スロットアンテナの厚さが 8mm 程度必要なため、体積を圧迫する。（単純計算で、1.5U CubeSat の 3 割弱をアンテナが占有する）

1.4. マイクロ波帯のアンテナ

3U や 6U などの比較的大型の CubeSat では UHF 帯と共にマイクロ波帯である S バンドや X バンドの周波数帯もよく使われる。

1.4.1. パッチアンテナ

パッチアンテナは、グラウンド面となる理想的には無限大導体板の上に、誘電体があり、その上に導体板のパッチ素子がある構造となっており、平面アンテナの一種に分類される。図 1-11 にその構造の一例を示す。

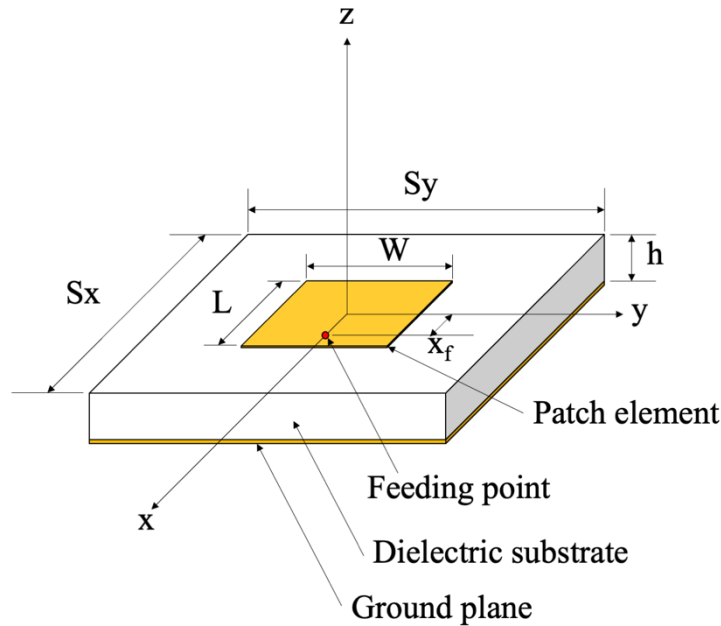


図 1-11 パッチアンテナ

パッチ素子のサイズはフリッジング電界の効果を無視すると以下の式で概算できる.

$$f_r = \frac{c_0}{2L\sqrt{\epsilon_r}}$$

ここで, f_r は共振周波数, c_0 は光速, L はパッチ長さ, ϵ_r は誘電体の非誘電率である. また, W は L と同程度のサイズとなる. また, グラウンド面は理想的には無限大だが, 現実的には有限のサイズとなる. 1 波長程度のサイズのグラウンド面を用意することが多い.

CubeSat のサイズは典型的には 10cm 程度であるため, これをグラウンド面にすることを考えると, 3GHz 以上の周波数であればパッチアンテナとして使用できると考えられ, 実際の CubeSat でも S バンド (2.2GHz~2.5GHz) 以上の周波数でよく使用される.

また, パッチアンテナはプリント基板などと同様に写真技術を利用してパッチ素子を作成するため, 高精度な加工 (μm オーダー) が可能であり, 高い再現性で製造することが可能である. さらに, 平面構造で高さが抑えられている (典型的には数ミリ程度) ため, 小さな体積でアンテナを構成することができる [11]. 九工大で開発された衛星での使用例としては, 鳳龍四号 (2.4GHz), KITSUNE (5.6GHz/5.8GHz) がある.

1.4.2. パッチアレイアンテナ

パッチアレイアンテナはパッチアンテナを複数個並べ, それぞれに分配回路を介して給電することで望みの特性を得るアンテナである [11]. 例えば, 利得を向上させたり, 任意の放射パターンを作成したりすることができる. 3U や 6U などの比較的大規模な CubeSat では能動的な姿勢制御システムを搭載することができ, 指向性のあるアンテナを使って, 相手曲にビームを向けることができる. そのため, 大面積を得やすい 6U CubeSat 以上では

特に設計の候補として挙げられる。

しかしながら、パッチアンテナを並べるため、特に面積的に大きなリソースを必要とする。CubeSat では太陽電池パネルと競合することが多い。そのため、太陽電池を展開構造にするか、発電電力を減らすかのどちらかを選ぶことになる。パッチアレイアンテナを使用するような周波数の場合、同軸ケーブルを長く引き回すことによる損失や同軸ケーブルの曲げによる損失が無視できないためか、アンテナパネル自体を展開した実例は今の所見当たらない。パッチアレイアンテナを利用した例としては FMPL-2 の 6 エLEMENTの L-band(1.4GHz)アンテナが挙げられる [12]。図 1-12 にパッチアレイアンテナの搭載面を示す。

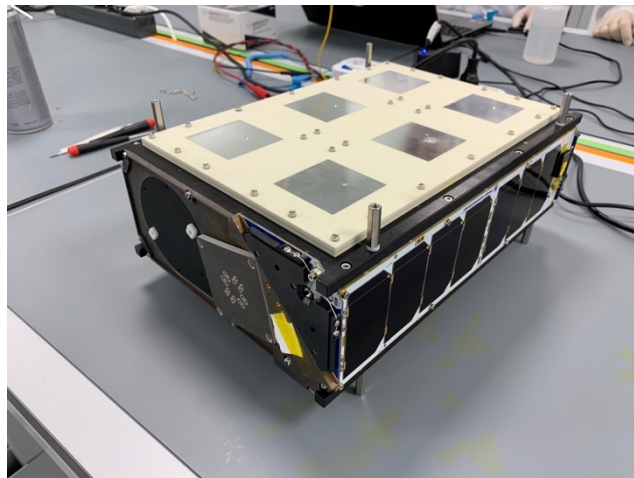


図 1-12 FMPL-2 の 6 エLEMENTパッチアレイアンテナ

1.4.3. 展開アンテナ

パラボラアンテナやホーンアンテナに代表される開口面アンテナは、開口面の大面積化によって高利得が用意に得られるため、特にレーダーや深宇宙探査では使用されることが多い。Ka バンド (35.75GHz) レーダー用としては、RainCube に使用された展開型パラボラアンテナがその代表として挙げられる [13] [14]。このアンテナは 1.5U 分の体積に直径 50cm のパラボラアンテナが格納されている。開口効率 52%で利得は 42.6dBi が得られており、素晴らしい性能を得られている。しかしながら、パラボラ面を展開するために非常に複雑な展開構造を用いている。

高利得をシンプル展開構造で実現するために、MarCO(Mars Cube One)の高利得アンテナ [15] [16]では、多数の位相パッチ素子を取り付けた約 60cm x 34cm のリフレクタアレイを用いている。このリフレクタアレイは 6U CubeSat の一面に 20cm x 34cm x 1.3cm に収まるように収納されて打ち上げられ、軌道上で展開する。このアンテナは、CubeSat 本体に取り付けられ、リフレクタアレイと同時に展開する 2 x 4 素子のパッチアレイアンテナから放射された電波をリフレクタアレイが反射することで動作する。最終的に開口効率は 41.6%であり、X バンド (8.425GHz) で 29dBi の利得が得られている。開口効率は低めで

あるが、小さい収納体積（1U 以下）で火星—地球間で必要な通信が行える利得が確保されている。しかしながら、特注のヒンジを使っている点や、展開箇所が合計で 4 箇所あり、展開不良の可能性を拭えない点で改善の余地があると考えられる。

1.5. 研究目的

本研究の目的は、大きさの制限が厳しい CubeSat に搭載可能な無展開型のアンテナを開発することである。

本研究では、2 種類の無展開型アンテナを開発した。1 つ目は 1U CubeSat において実用可能な 435MHz 帯の無展開アンテナである。これまで、1U CubeSat に使用できる無展開アンテナは限られていたが、CubeSat の構造をアンテナとして利用することによって、ほぼ追加のリソースを使用することなく 435MHz 帯のアンテナを構成するものである。このアンテナは設計、試作 [17]をし、BIRDS-4 プロジェクトの 3 機の 1U CubeSat に搭載されて実際に宇宙空間で動作実証まで行った。

2 つ目は近年利用が活発化している 6U CubeSat 以上の CubeSat に向けた S バンド高利得アンテナである。アンテナの使用用途として、月面探査 CubeSat からミッションデータを地球に送ることを仮定して設計、製造を行い、測定を行なった。また、実際の打ち上げに向けて打ち上げ環境に耐えられるかの環境試験も行なった。

本論文は次のような構成である。第 1 章では CubeSat を用いた宇宙開発の活発化と CubeSat に使用される通信周波数、アンテナについて述べてきた。第 2 章では無展開型 UHF アンテナの要求について述べる。第 3 章では提案する無展開型 UHF アンテナについて述べる。第 4 章では BIRDS-4 に搭載する軌道上実証機器の開発と実測結果について述べる。第 5 章では BIRDS-4 に搭載された無展開型 UHF アンテナの軌道実証結果について述べる。第 6 章では無展開型 S バンド高利得アンテナの要求と設計について述べる。第 7 章では無展開型 S バンド高利得アンテナの試作と性能の測定結果について述べる。第 8 章では、無展開型 S バンド高利得アンテナの環境試験についてまとめる。第 9 章で結論として 2 種類の無展開型アンテナの開発から得られた考察を述べ、将来の課題として各種損失の低減による総合的な放射効率の向上と、通信系の一部としてのアンテナだけでなく、CubeSat システムの一部としてのアンテナの開発の必要性を述べている。

第2章 無展開 UHF アンテナの要求

この章では、無展開 UHF アンテナに要求される事項について検討する。

2.1. アンテナインピーダンスとアンテナの使用できる周波数

2 つの高周波機器を接続して信号を伝達するときは、入力インピーダンスと出力インピーダンスを共役複素数の関係にしたときに電力の反射が起こらず、最も効率的に電力が受け渡せる。図 2-1 に無線機とアンテナを接続した場合のブロック図を示す。多くの無線機や

同軸ケーブルでは特性インピーダンスを 50Ω として設計しており，アンテナの特性インピーダンスも 50Ω の場合に最も効率よく電波を放射，もしくは受信できる．一般的にアンテナの特性インピーダンスは周波数に依存する．そのため，信号の反射の度合いであるリターンロス(Return Loss)を規定して，そのリターンロスを満たすような周波数範囲をアンテナの使える周波数帯域とする．

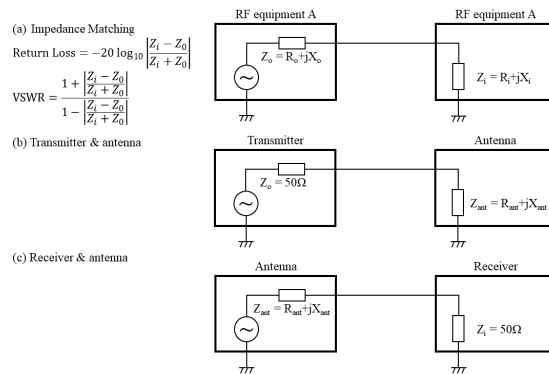


図 2-1 無線機とアンテナの接続

(a) 2つの高周波機器の接続，(b)送信機とアンテナの接続，(c)受信機とアンテナの接続

2.2. リターンロス (return loss)と電圧定在波比 (VSWR)

アンテナに入力される電力の平方根を a_1 ，アンテナから反射される電力の平方根を b_1 としたとき，リターンロスは式(2-1)で定義される．アンテナが伝送線路に完全に整合しているとリターンロスは ∞ [dB]，アンテナで完全に反射するとリターンロスは 0 [dB]となる．

$$\text{RL} = -20 \log_{10} \left| \frac{b_1}{a_1} \right| [\text{dB}] \quad (2-1)$$

また，同様の特性をあらわすものとして電圧定在波比 (VSWR)もある．VSWR は進行波の電圧振幅 V_1 と反射波の電圧振幅 V_2 の比率から式 1 のように定義される．

$$\text{VSWR} = \frac{1 + \left| \frac{V_2}{V_1} \right|}{1 - \left| \frac{V_2}{V_1} \right|} \quad (2-2)$$

リターンロスと VSWR は，アンテナのインピーダンス Z と特性インピーダンス Z_0 を使って表すこともできる．関係式を式(2-3)と式(2-4)に示す．また，リターンロス RL と VSWR は式(2-5)の関係にある．

$$\text{RL} = -20 \log_{10} \left| \frac{Z - Z_0}{Z + Z_0} \right| [\text{dB}] \quad (2-3)$$

$$\text{VSWR} = \frac{1 + \left| \frac{Z - Z_0}{Z + Z_0} \right|}{1 - \left| \frac{Z - Z_0}{Z + Z_0} \right|} \quad (2-4)$$

$$VSWR = \frac{10^{\frac{RL}{20}} + 1}{10^{\frac{RL}{20}} - 1} \quad (2-5)$$

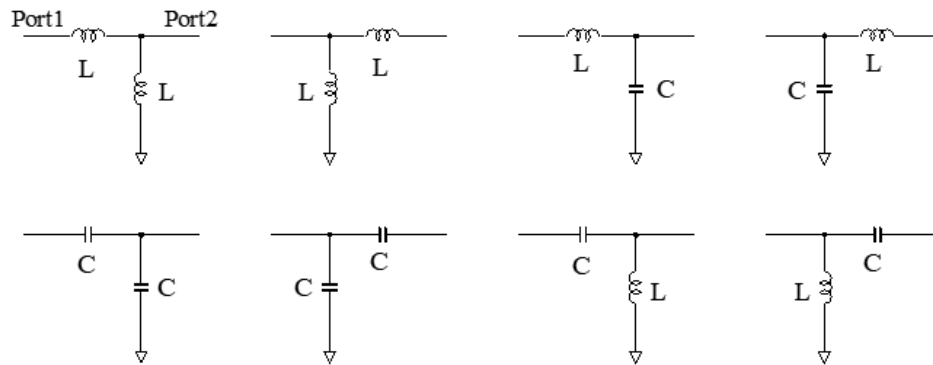
2.2.1. 整合回路

一般に、アンテナの入力インピーダンスは 50Ω に合わない。たとえば、折返しダイポールアンテナは共振時におよそ 300Ω のインピーダンスを持つ。このまま 300Ω の折返しダイポールアンテナを 50Ω の出力特性を持つ送信機に接続すると、反射損失はそれぞれ式(2-3)から以下のように計算できる。

$$RL_{300} = -20 \log_{10} \left| \frac{300 - 50}{300 + 50} \right| = 2.92 [dB] \quad (2-6)$$

反射損失が $2.92[dB]$ ということは、送信機からアンテナへ入力した電力の約半分が反射して送信機に戻っていることを意味する。送信機とアンテナの間に整合回路を挟むことで反射を防ぐことが出来る。整合回路はジュール損が発生しないようにコンデンサやコイル、トランスを使用して作られる。コンデンサやコイルで作られた最も単純な整合回路である L 型整合回路を図 2-2 に示す。また、信号の伝達形態として、1本の信号線と戻り線としてグラウンドレベルを使う非平衡型と、2本の信号線にそれぞれグラウンドに対して逆相の信号を流す平衡型がある。モノポールアンテナはグラウンドに対して給電するので非平衡給電で、それに対してダイポールアンテナは平衡給電である。伝送線路としてよく使われる同軸ケーブルは、非平衡伝送線路の代表である。平衡なダイポールアンテナと非平衡な同軸ケーブルを直接つないだ場合も反射が起きる。これを防ぐために図 2-3 のようなバラン (balun) と呼ばれるトランスを挿入することがある。特に図 2-3(b) のバランの場合、一次側の巻数が n_1 、二次側の巻数が n_2 のとき、 $Z_1:Z_2 = n_1^2:n_2^2$ のインピーダンス変換も同時に行う。

Unbalanced



Balanced

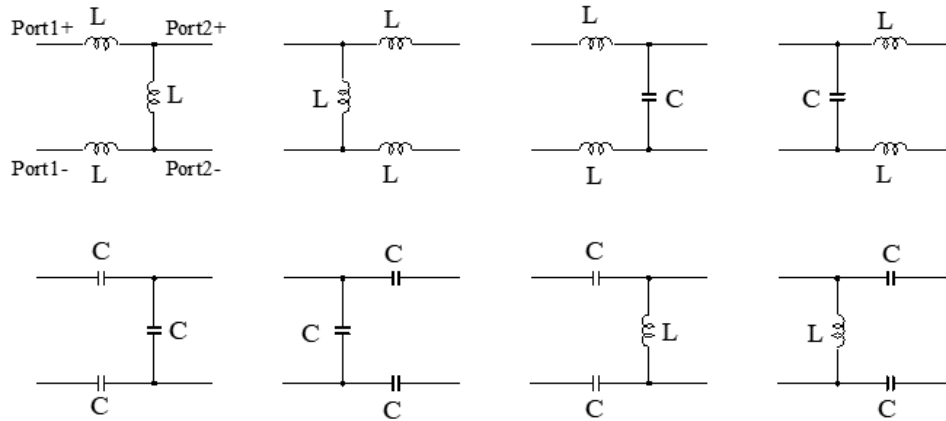


図 2-2 非平衡回路と平衡回路用の L 型整合回路

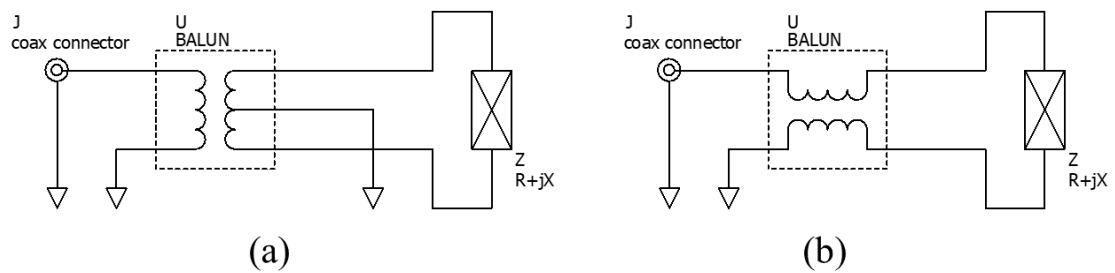


図 2-3 バラン(balun)

2.2.2. 比帯域と Q 値

アンテナの帯域幅は特定のリターンロスや VSWR 以下の周波数帯域のことで、アンテナとして使える周波数の範囲を表す。また、帯域幅を中心周波数で割ったものを比帯域幅と呼ぶ。

帯域幅や比帯域幅は基準となるリターンロスや VSWR の値で変わってしまうため、小型アンテナでは、帯域幅の代わりに Q 値で議論する事が多い。アンテナの Q 値と VSWR 値 ρ 以下の比帯域幅 B_r は式 (2-7) の関係にある [18]。アンテナの Q 値と帯域幅は反比例の関係にあることがわかる。また、この式より、設計上許容できる最大 VSWR と最小帯域幅を達成できるようなアンテナが持つ最大 Q 値を求めることが出来る。

$$Q = \frac{\rho - 1}{B_r \sqrt{\rho}} \quad (2-7)$$

今回は、アマチュア UHF 帯のうち衛星用に割り当てられた周波数帯(435-438MHz)においてリターンロスが 10dB 以上を要求値とする。このとき、入力電力の 90%が反射せずにアンテナに供給される。

リターンロスの一例を図 2-4 に示す。この図の場合、帯域幅は 447MHz-426MHz = 21MHz で、比帯域幅は 21MHz/436MHz=4.8%である。また、Q 値は式 6 より 13.8 と計算できる。

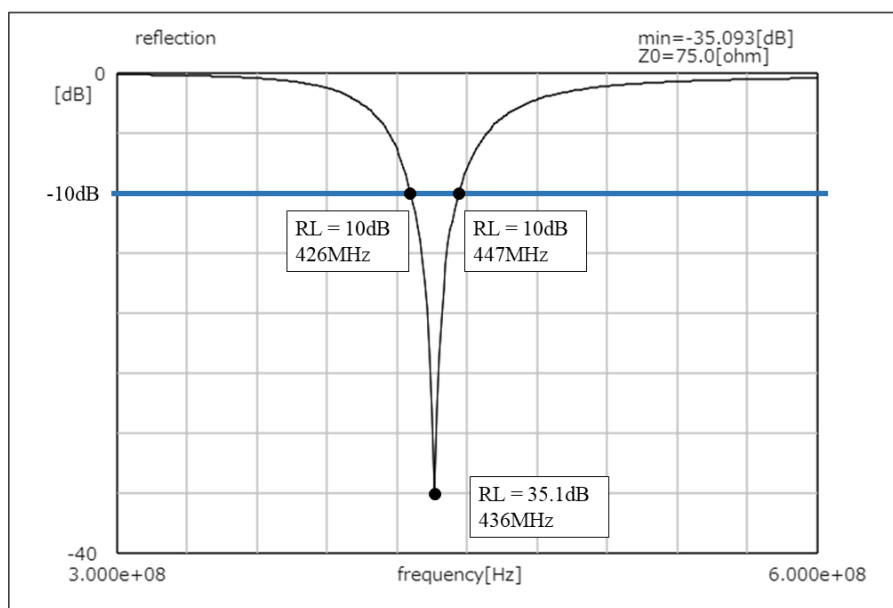


図 2-4 リターンロス特性と帯域幅の例

(L=336mm ダイポールアンテナ 75Ω給電 OpenMOM [19]によるシミュレーション)

2.3. アンテナ利得と指向特性

軌道上にいる衛星と地上局間の長距離通信のためには、高いアンテナ利得が要求される。しかし、積極的な姿勢制御を行わない事が多い 1U CubeSat では、アンテナはできる限りすべての方向に電波を出すことも求められる。この節では、無指向性の無展開アンテナに見込める最大利得について議論する。

2.3.1. アンテナの指向性

アンテナから放射される電波は、その方向によって強度が異なる。この特性をアンテナの指向特性、もしくは放射パターンと呼ばれる。放射強度は完全無指向性アンテナ(isotropic antenna)を基準(0[dBi])として測定やシミュレーションが行われる。図 2-5 にアンテナの指向特性の一例を図 2-5 に示す。ダイポールアンテナは、アンテナの軸方向には電波が出にくく、軸に垂直方向に電波が多く出る事がわかる。立体的にはドーナツ形状をしており、8の字の特性を持っている。また、完全無指向性アンテナより最大で 2.14dB 高い利得が得られる。

姿勢制御をしない 1U CubeSat でも通信が行えるように、指向性は特定の方向のみに強いパターンを持たない無指向性の放射パターンを要求値とする。

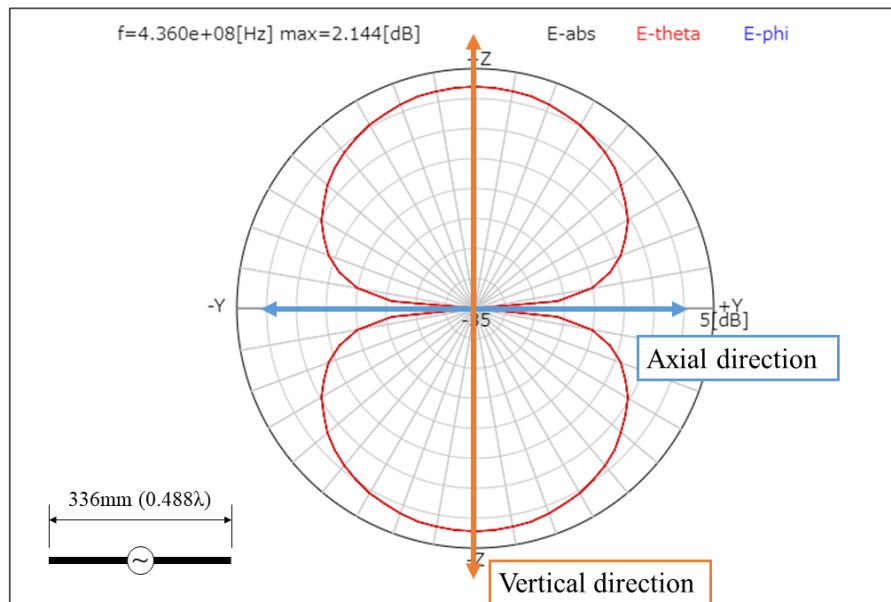


図 2-5 アンテナの指向特性例

($L=336$ mm ダイポールアンテナ $f=436$ MHz OpenMOM [19]による)

2.3.2. 無指向性アンテナの小型化の限界

1/4 波長のモノポールアンテナや半波長ダイポールアンテナがよく使われるのは、その特性がよくわかっているためである。アンテナとして使うためには必ずしも 1/4 波長や半波長である必要はない。例えばヘリカル状のエレメントを使用することで小型化することもできる [20]。しかし、無指向性アンテナは小型化するにつれて、アンテナの持つ利得が下がることがわかっている。L.J.Chu(1948)は、最大寸法が $2a$ のアンテナの利得 G が $4a/\lambda$ を超えるとアンテナの持つ Q 値が急激に増加することを理論的に示した [21]。L.J.Chu はこれ

を標準利得(Normal gain)と呼んだ。式(2-7)のように Q 値が増大すると帯域幅はそれに反比例して狭くなるため、 $4a/\lambda$ よりも大きな利得を得ることは難しいと考えられる。つまり、無展開アンテナで高い利得を得るためにはできる限りアンテナの最大寸法を大きくする必要がある。

2.3.3. 1U CubeSat の最大寸法と標準利得

1U CubeSat の構造の例を図 2-6 に示す。図 1-1 に示したように、一辺が 10cm の立方体の構造をしている。この最大寸法は点 A から点 B までの距離でその距離はおよそ

$$2a = \sqrt{3} \times 0.1[m] = 0.17[m] \quad (2-8)$$

と計算できる。

アンテナが 0.17m の最大寸法を持つときの 435MHz での標準利得は、次のように計算できる。

$$\frac{4a}{\lambda} = \frac{2 \times 0.17}{0.69} = 0.50 = -3[dBi] \quad (2-9)$$

これより、1U CubeSat の持つ大きさを最大限に使えるアンテナであれば、十分な帯域を持つアンテナでも -3[dBi] の利得が見込めることがわかる。

図 2-6 の点 A から点 B までの空間を使用したアンテナの場合、アンテナの内部に機器を搭載されることになる。それらの影響を考えると、-3[dBi] は上限であると考えられる。次章で利得の下限を回線設計により求める。

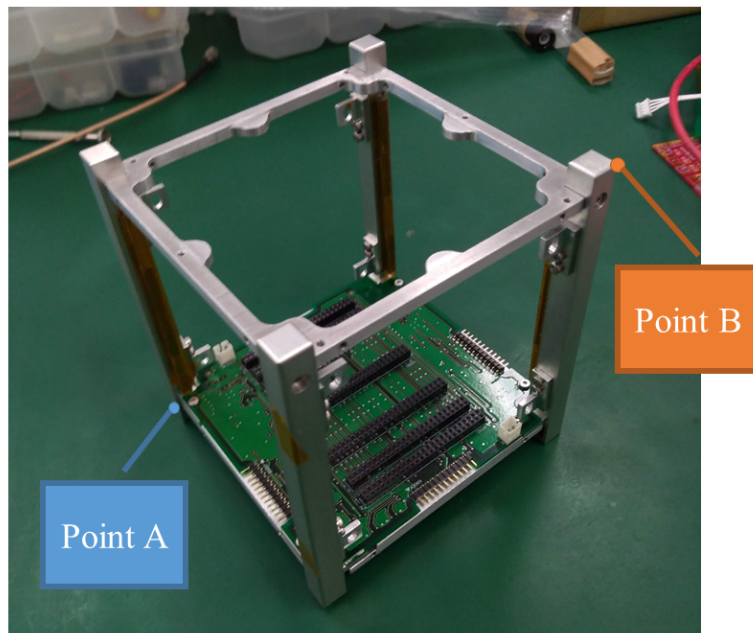


図 2-6 1U CubeSat の構造の例(BIRDS-2S)

2.4. 回線計算

アンテナを含む通信システムが、長距離の通信に耐えるかどうかを検討するための方法として回線計算がある。これは、送信電力、受信感度、衛星から地上局に至るまでの利得や損失などから無線通信の余裕がどれだけあるかを計算するものである。図 2-7 に送信機の最終増幅段のパワーアンプの出力から受信機の最初段の LNA(Low Noise Amp)までの信号の流れと回線計算のイメージを示す。

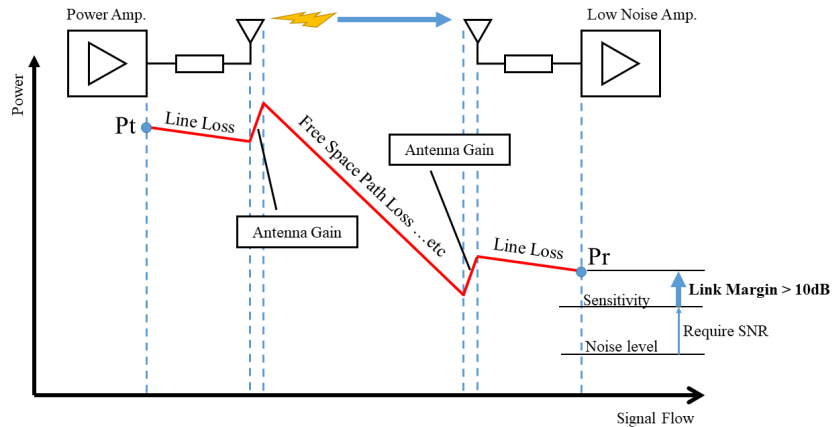


図 2-7 送信機のパワーアンプから受信機の LNA までの高周波電力の流れ

2.4.1. 伝搬損失

本計算では 1U CubeSat は国際宇宙ステーション(ISS: International Space Station)から放出され、高度 400km の低軌道を周回するものとする。高度 400km を周回する 1U CubeSat から出た電波は地上局に到達するまでに 2000km 以上の距離を伝搬することもある。地球を球体、軌道を円軌道と仮定すると、見通し距離 d は次のように計算ができる。

$$d = -R_E \sin \alpha + \sqrt{(R_E \sin \alpha)^2 + H^2 + 2 \times R_E \times H} \quad (2-10)$$

2000km 以上にも及ぶ見通し距離のため、距離の二乗に反比例して電波が減衰する自由空間損失が衛星通信における損失で支配的である。

フリスの伝達公式 [22]によると、送信アンテナに入力された電力 $P_t[\text{dBm}]$ と受信アンテナから取り出される電力 $P_r[\text{dBm}]$ は次のような関係がある。

$$P_r = P_t + G_t + G_r - 20 \log_{10} \frac{4\pi d}{\lambda} [\text{dBm}] \quad (2-11)$$

ここで、 λ は波長、 d は距離、 $G_t[\text{dBi}]$ と $G_r[\text{dBi}]$ は送信アンテナと受信アンテナの利得である。 $20 \log(4\pi d/\lambda)$ の項は自由空間損失(Free Space Path Loss, FSPL)と呼ばれる。

これらの損失 $L[\text{dB}]$ を考慮に入れると送信アンテナに入力された電力 $P_t[\text{dBm}]$ と受信アンテナから取り出される電力 $P_r[\text{dBm}]$ は次式のようになる。

$$P_r = P_t + G_t + G_r - \text{FSPL} - L[\text{dBm}] \quad (2-12)$$

$$FSPL = 20 \log_{10} \frac{4\pi d}{\lambda} [dB] \quad (2-13)$$

ただし、FSLP は自由区間損失で、L は自由空間損失以外の損失をまとめたものである。L には以下のような損失が含まれる。

- ・相手局が指向特性の最大方向にいないことによる損失
- ・偏波が合っていないことによる損失
- ・電波が電離層を通過することによる損失
- ・電波が大気圏を通過することによる損失
- ・電波が降雨区間を通過することによる損失
- ・送信機や受信機からアンテナまでの同軸ケーブルの損失

今回の回線計算では、下限値を決めるために、これらの損失は 0dB と仮に置く。

2.4.2. 受信雑音

受信側で発生する雑音は雑音強度が周波数に依存しない白色雑音を仮定する。このとき、雑音は雑音温度 T[K] で特徴づけられる。このとき、雑音強度 N_0 [W] と雑音温度の関係は式 (2-14) である。

$$N_0 = k_B B T \quad (2-14)$$

ここで、 N_0 [W] は雑音強度 B[Hz] は帯域周波数 k_B [J/K] はボルツマン定数、T[K] は雑音温度である。

地上局で使用している通信機 ICOM 製 IC-9100 の受信通過帯域幅 500Hz [23] を使い、雑音温度は 600K を仮定 [24] すると、雑音強度 N は次のように計算できる。

$$N = 1.38 \times 10^{-23} \times 500 \times 600 = 4.14 \times 10^{-18} [W] = -143.8 [dBm] \quad (2-15)$$

2.4.3. 要求 SN 比

SN 比とは、信号と雑音の比率のことである。熟練者であれば CW モールス信号は非常に小さな SN 比でも受信が可能とされている [25]。しかし、経験的に SN 比が 10dB 程度以上からモールス音が明瞭に聞こえることがわかっているため、ここでは 10dB を採用する。

2.4.4. 回線余裕 (Link margin)

受信されると予測される電力と SN 比と雑音から計算される必要な受信電力の差を回線余裕と呼ぶ。回線余裕が少しでもあれば通信は成立すると考えられるが、実際には考慮できていない損失や損失の変動、経年劣化がある。

2.4.5. 必要最低利得

ここで、仰角が 10 度以上で回線計算が 10[dB] 以上になるとして CubeSat 側に必要な最

低利得を求めると、自由空間損失は式(3-1)と(3-4)より

$$d = -R_E \sin \alpha + \sqrt{(R_E \sin \alpha)^2 + H^2 + 2 \times R_E \times H} = 1440[\text{km}] \quad (3-1')$$

$$FSLP = 20 \log_{10} \frac{4\pi d}{\lambda} [\text{dB}] = 148.4[\text{dB}] \quad (3-4')$$

ただし、地球半径 $R_E=6378[\text{km}]$ 、 $\lambda=68.73[\text{cm}](436.5\text{MHz})$ とした。

また、必要な最低受信電力は式(3-6)と要求 SN 比 10dB と回線マージン 10dB から

$$P_{r_req} = -143.8 + 10 + 10 = -123.8[\text{dBm}] \quad (3-4'')$$

と元まる。

最後に、式(3-3)を変形して、CubeSat 側のアンテナ利得を求めると

$$G_t = G_{\text{CubeSat}} = P_r - P_t - FSLP - G_r = 20 - (-123.8) - 148.4 - 22 = -26.6[\text{dBi}] \quad (3-3')$$

ただし、この計算では自由空間損失以外の損失を無視しているため、10dB のマージンを与えて、整数部分に切り上げて、-16dBi 以上を要求値とする。

2.5. まとめ

本論文で設定する 1U CubeSat 向け無展開アンテナの要求をまとめるとのようになる。

表 2-1 無展開アンテナの要求値

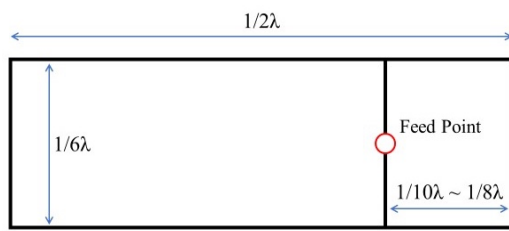
	要求	備考
動作周波数	435-438MHz	アマチュア UHF 帯
リターンロス	10dB 以上	VSWR 1.22 以下
アンテナ利得	-16dBi 以上	高度 400km の円軌道で通信が可能であること
指向性	無指向性	

第3章 ループヘンテナの提案

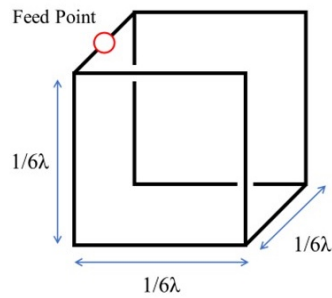
この章では、1U CubeSat の無展開アンテナに適した構造であると考えられるループヘンテナについて説明とシミュレーションによる検証を行う。

3.1. ヘンテナとループヘンテナの構造

「ヘンテナ」は、日本のアマチュア無線家(JE1DEU など)によって開発されたアンテナである [26]。このアンテナをループさせるアイデアより生まれたアンテナが「ループヘンテナ」で、ダイポールアンテナと似た 8 の字の放射パターンを持っている無指向性アンテナであるとされている [27]。図 3-1 にそれぞれの構造と波長に対する長さを示す。「ループヘンテナ」は、一辺が 1/6 波長の長さを持つ立方体形状から 2 辺の導体を取り除いた形状をしている。赤丸の給電点(Feed Point)から給電することでアンテナとして機能する。以下、提案する無展開 UHF 帯アンテナをループヘンテナと呼ぶ。



Hentenna



Loop Hentenna

図 3-1 ヘンテナとループヘンテナの構造

3.2. CubeSat への適応の検討

1U CubeSat と同様に一辺を 10cm とした場合、波長は 60cm となり、共振周波数は 500MHz 程度になると考えられる。無展開の 1U CubeSat を使って搭載できる最大寸法に近いアンテナであるため、比較的高い利得と広い帯域が期待できる。また、1U CubeSat のフレームの一部を絶縁体に変えることで実装することが出来るため、アンテナのために新たなスペースを捻出する必要もなくなり、1U CubeSat の内部を有効活用することが出来ると考えられる。

ダイポールアンテナでは、アンテナの長さを変えることで共振周波数を微調整して給電することができた [28]が、ループヘンテナを 1U CubeSat に適用した場合、大きく形状を変更することは容易ではない。そのため、整合回路によって 50Ω に整合させることで給電を行うこととする。

3.3. OpenMOM によるシミュレーション

OpenMOM [19]によってループヘンテナの一辺を 10cm としたときシミュレーションを行った。図 3-2 にリターンロス、図 3-3 に放射特性のシミュレーション結果を示す。このアンテナは 427MHz で共振しており、放射パターンはダイポールアンテナ同様の 8 の字の特性を持っている無指向性アンテナであることがわかる。Q 値は 28.5 と計算でき、2.2.2 節で計算した 29.2 を下回っていることより、整合回路によってアマチュア UHF 帯に整合することが出来ると考えられる。また、入力インピーダンスは 436.5MHz で $51.3+j58.9\Omega$ となった。

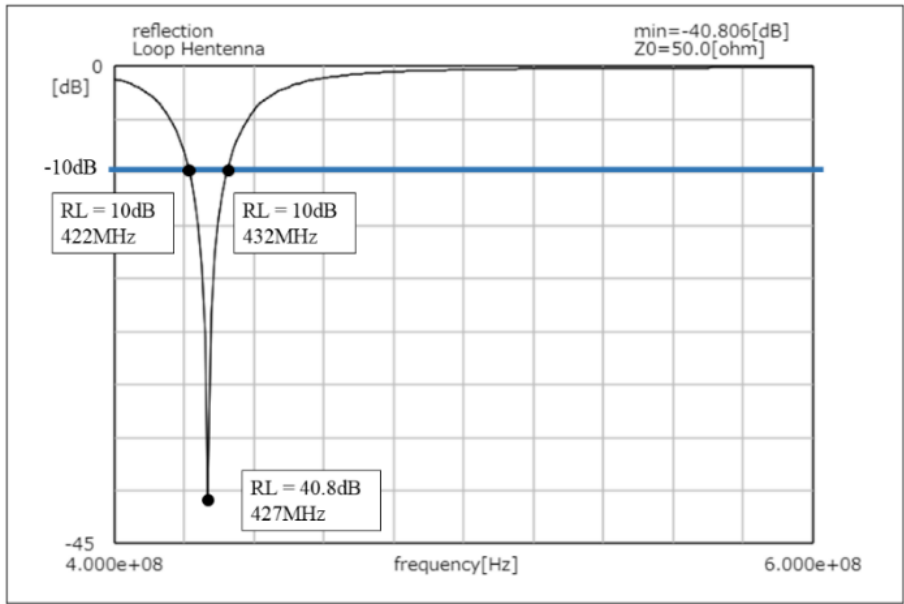


図 3-2 一辺 10cm のループヘンテナのリターンロスのシミュレーション結果

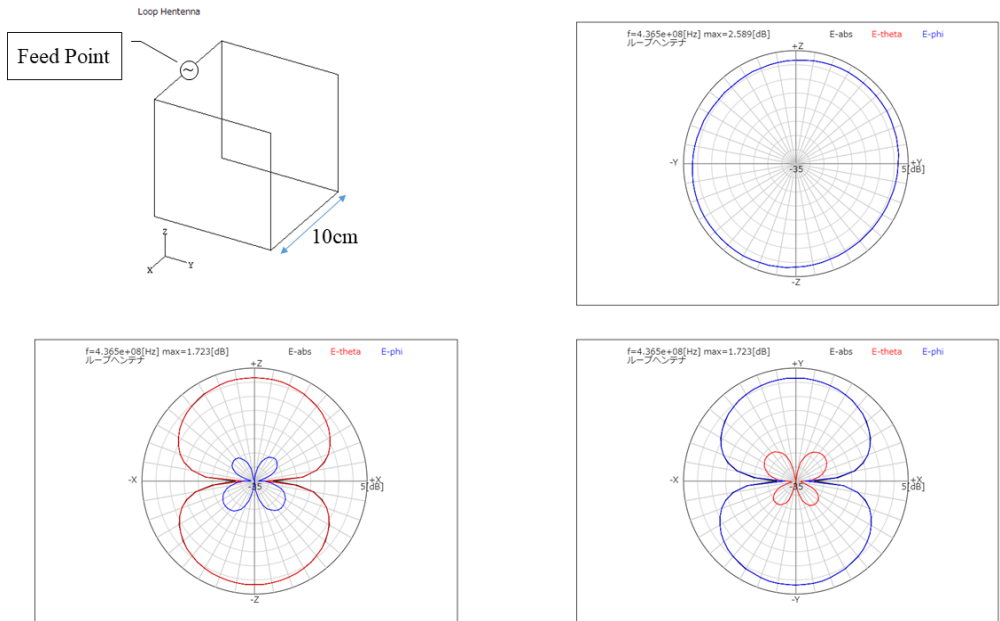


図 3-3 一辺 10cm のループヘンテナの放射特性のシミュレーション結果 ($f = 436.5\text{MHz}$)
 左上: シミュレーションモデル, 右上: YZ 平面, 左下: XZ 平面, 右下: XY 平面

第4章 BIRDS-4 に搭載された UHF アンテナ軌道上実証ミッション

4.1. BIRDS-4 プロジェクト

BIRDS プロジェクトは国境を越えた学際的なプロジェクトで、ミッションの計画からハードウェアの設計、衛星の試験、打ち上げ、軌道上運用までの衛星を宇宙に投入するための全プロセスを工学系大学院生へ教育するためのプロジェクトである。BIRDS プロジェクトの基本事項を表 4-1 に示す。BIRDS-1 から BIRDS-3 までは打ち上げと運用が行われており、11 機の 1U CubeSat がすでに軌道上に投入されている。BIRDS-4 はその 4 番目のプロジェクトである。BIRDS-4 では、8 カ国 14 人の学生が参加しており、このうち日本とフィリピン、パラグアイの衛星を 1 機ずつ、合計 3 機の 1U CubeSat を開発し打ち上げる。パラグアイの衛星はその国で最初の衛星になる予定である。図 4-1 に BIRDS-4 の外観図を示す。

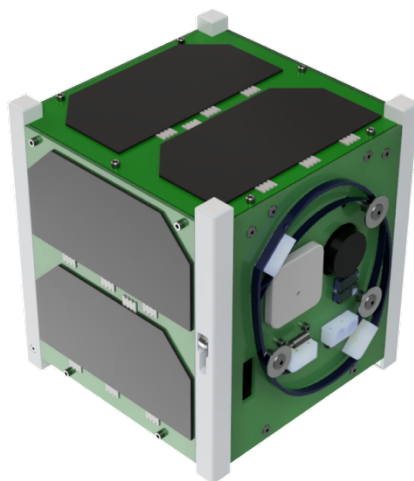


図 4-1 「BIRDS-4」外観図（アンテナ収納時）

表 4-1 BIRDS プロジェクトの基本事項

	参加学生の国籍 (太字は衛星の所有国)	放出時期	放出基数
BIRDS-1	ガーナ, モンゴル, ナイジェリア, バングラデッシュ, 日本, タイ	2017 年 7 月	5 基
BIRDS-2	ブータン, マレーシア, フィリピン, 日本	2018 年 8 月	3 基
BIRDS-3	ネパール, スリランカ, 日本, ブータン	2019 年 6 月	3 基
BIRDS-4	フィリピン, パラグアイ, 日本 ネパール, トルコ, スーダン, エジプト, フランス	2020 年夏予定	3 基

4.2. ループヘンテナ軌道上実証ミッション

BIRDS-4 のミッションの一つとして HNT ミッション(Loop Hentenna demonstration mission, 以下ヘンテナ実証ミッション)がある。ヘンテナ実証ミッションでは, CubeSat に搭載したループヘンテナが軌道上で使用できることを実証することを目的としている。そのために従来使用されてきた 1/2 波長ダイポールアンテナと比較を行う。ダイポールアンテナは BIRDS-4 の通常の通信を担うものを使用する。ヘンテナ実証ミッションのミッションシーケンスを図 4-2 に示す。地上から軌道実証ミッションのコマンドを送信すると, 衛星は時間的にずらしてダイポールアンテナとループヘンテナから交互に CW モールスピーコンを送信する。これらの信号を地上局で受信することでループヘンテナを軌道上実証が行える。また, 強度を比較することでダイポールアンテナとの相対的な利得の差を測定することが出来る。

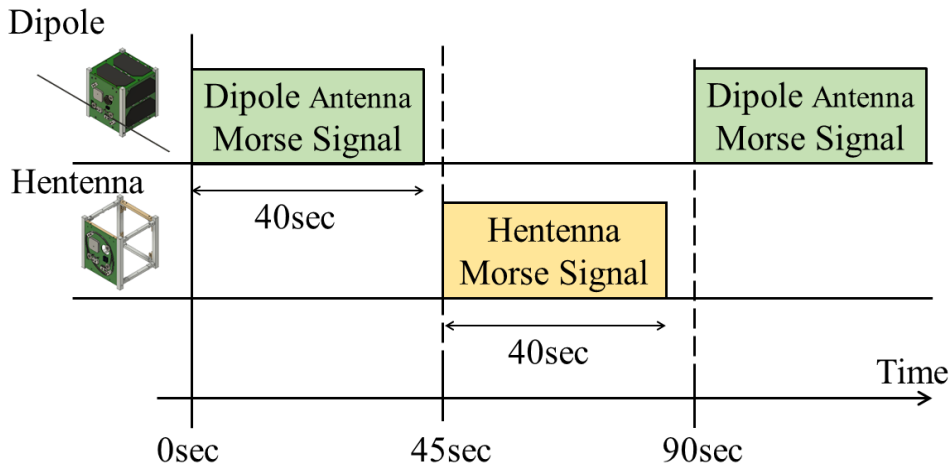


図 4-2 BIRDS-4 ヘンテナ実証ミッションシーケンス

4.3. BIRDS-4 の構造

BIRDS-3 までは, 図 2-6 で示したように主構造のすべてがアルミニウム製であった。BIRDS-4 ではループヘンテナと同様の構造にするために, 一部のアルミ部品を絶縁体 (PEEK 製: PolyEther Ether Ketone) に変更している。ループヘンテナの給電部は-X 側の外面パネルの配線として作成した。図 4-4 に-X 側の外面パネルの外観を示す。給電部につながる配線は図 4-4(a)の基板表面上部に配線されている。また, 図 4-4(c)のようにヘンテナのインピーダンスを 50Ω に変換するための整合回路と同軸ケーブルからの非平衡信号をと平衡信号に変換するためのバラン(Balun), 同軸ケーブルを接続するための uFL コネクタが裏面に配線されている。図 4-5 に基板上と対応するループヘンテナの点 ABCD を示す。バランは Mini circuits 製の TC1-1T+を使用した。

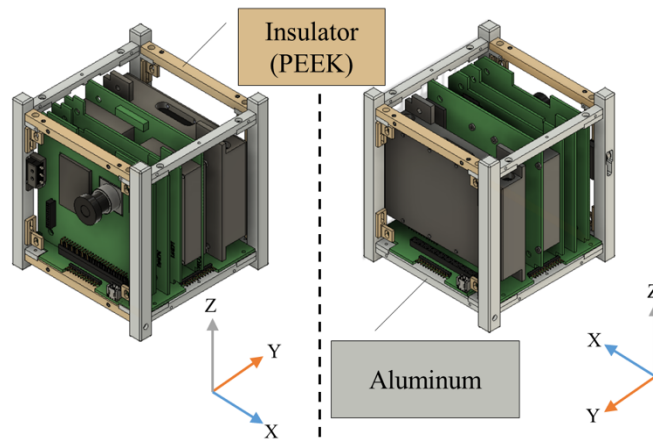


図 4-3 BIRDS-4 の主構造と内部基板

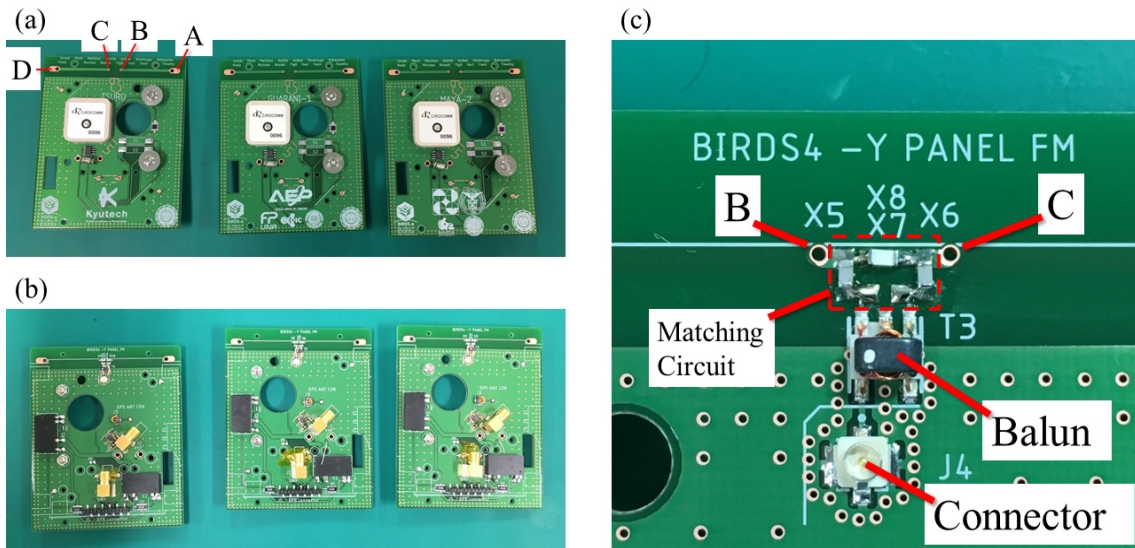


図 4-4 -X 外面パネルの外観と整合回路 (Flight Model)

(a) 表面, (b) 裏面, (c) 裏面の整合回路部

点 A,D : アルミ構体接続部, 点 B,C : ループヘンテナ給電部

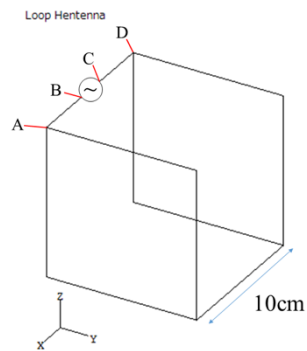


図 4-5 ループヘンテナシミュレーションモデルと基板に対応する点 ABCD

4.4. 軌道上実証用の CW ビーコン送信機

図 4-2 のようなミッションシーケンスを実行するためのミッション機器構成として、2つの構成が考えられる。1つ目は高周波スイッチを追加して、ダイポールアンテナとループアンテナに切り替える方法である。2つ目は新たにループアンテナ用の送信機を追加する方法である。今回、ダイポールアンテナとそれに接続される通信機は BIRDS-3 までで使用されてきた設計を継承し、コマンドのアップリンクとテレメトリとミッションデータのダウンリンクにも使用する。高周波スイッチを追加するほうがスペースは少なく済むが、高周波スイッチの故障は衛星との通信の喪失を意味する。BIRDS-3 で実証された通信機器を確実に継承し、信頼性を確保するために送信機を追加する機器構成とした。

図 4-6 にヘンテナ実証ミッション用の CW 送信機の外観を示す。BIRDS-3 の LoRa Demonstration Mission で使用した送受信機 [29]を元に BIRDS-3 のメンバーが設計を行った。BIRDS-3 から継承したバス構造はミッション機器を載せるためのボードが 3 枚用意されているが、BIRDS-4 では、最終的に 9 つのミッションが搭載された。そのため、ヘンテナ実証ミッション機器は ADCS(Attitude Determination and Control System, 姿勢制御ミッション)と相乗りになっている。

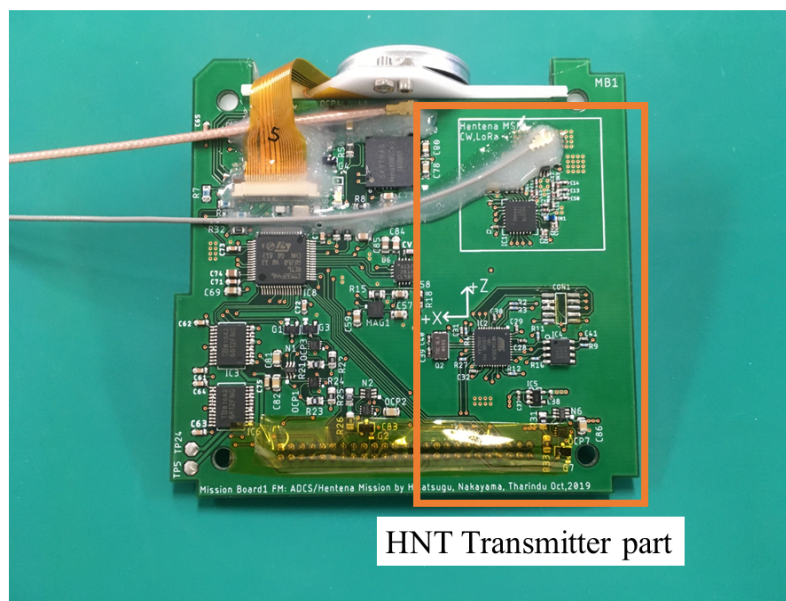
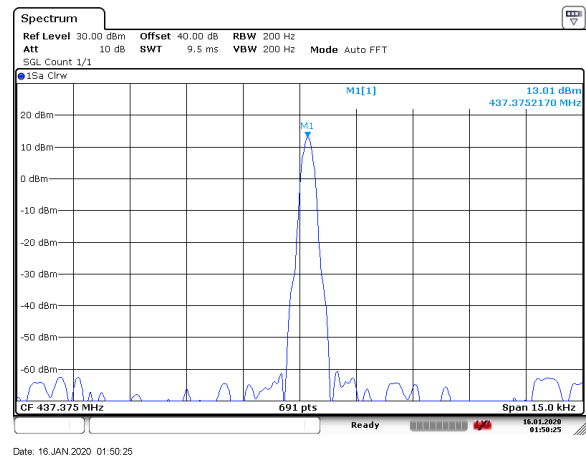
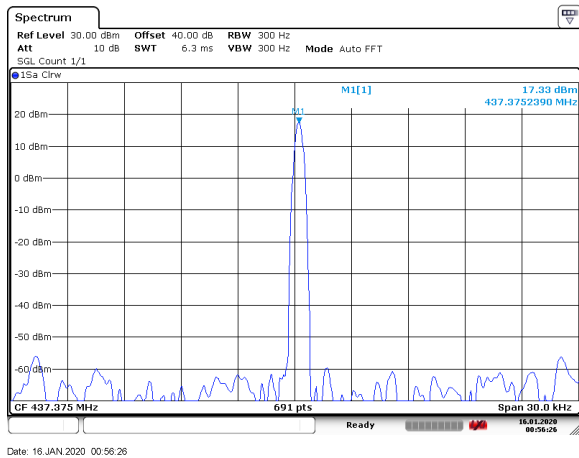


図 4-6 BIRDS-4 に搭載されたヘンテナ実証ミッション用 CW 送信機

メインバス用の CW 送信機とヘンテナ実証ミッション用の CW 送信機の出カスペクトラムの測定結果を図 4-7 に示す。この測定ではケーブル類で 2dB 程度損失があることがわかっているため、15.0dBm(32mW)の送信電力があることがわかる。これは、ダイポールアンテナに接続されているバス用の通信機の 19.3dBm と比べると 4.3dB 低い値である。437.375MHz はバス用のダウンリンク周波数と同じ周波数である。



(a)バス通信用 (ダイポールアンテナに接続)

(b)ヘンテナ軌道情報用

図 4-7 搭載した CW 送信機の送信スペクトラム

4.5. BIRDS-4 開発モデル

BIRDS-4 では BIRDS-3 で軌道実証されたバス機器や機械構造を受け継ぎつつ開発を行うが、構造系に大きな変更を加えるため、STM(Structure Thermal Model)を BBM(Bread Board Model)と並行して開発し、EM で統合試験、最後にそれぞれの 3 カ国の衛星を開発する流れで開発を行った。

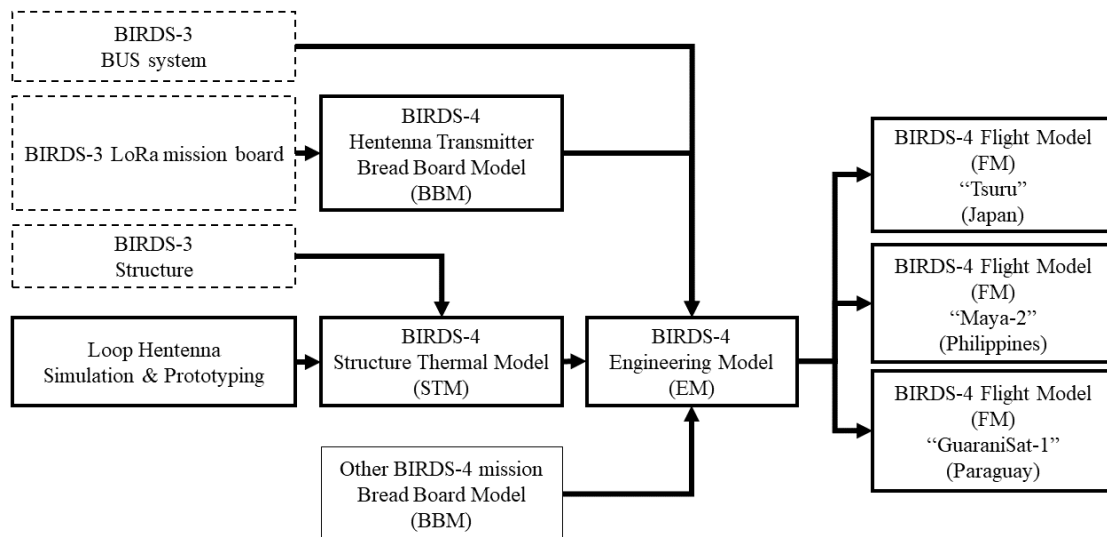


図 4-8 BIRDS-4 開発フロー

第5章 BIRDS-4 に搭載された無展開型 UHF アンテナの実測

BIRDS-4 ではループアンテナの構造を取り入れて STM(Structure Thermal Model),EM(Engineering Model),FM(Flight Model)の3つのモデルを製作し、実測を行った。

5.1. STM ループアンテナの測定

STM(Structure Thermal Model)は基本的な構造を模擬して、構造強度と温度分布の確認を行うために製作されるモデルである。今回はループアンテナのために一部のアルミ部品を樹脂製(PEEK)に変更したため、強度の確認を主目的として制作された。図 5-1 に STM の外観を図 5-1 に示す。ループアンテナの基本的特性と-Y 外面パネル上の整合回路の機能試験のため、内部の基板がない状態でループアンテナの特性を測定した。

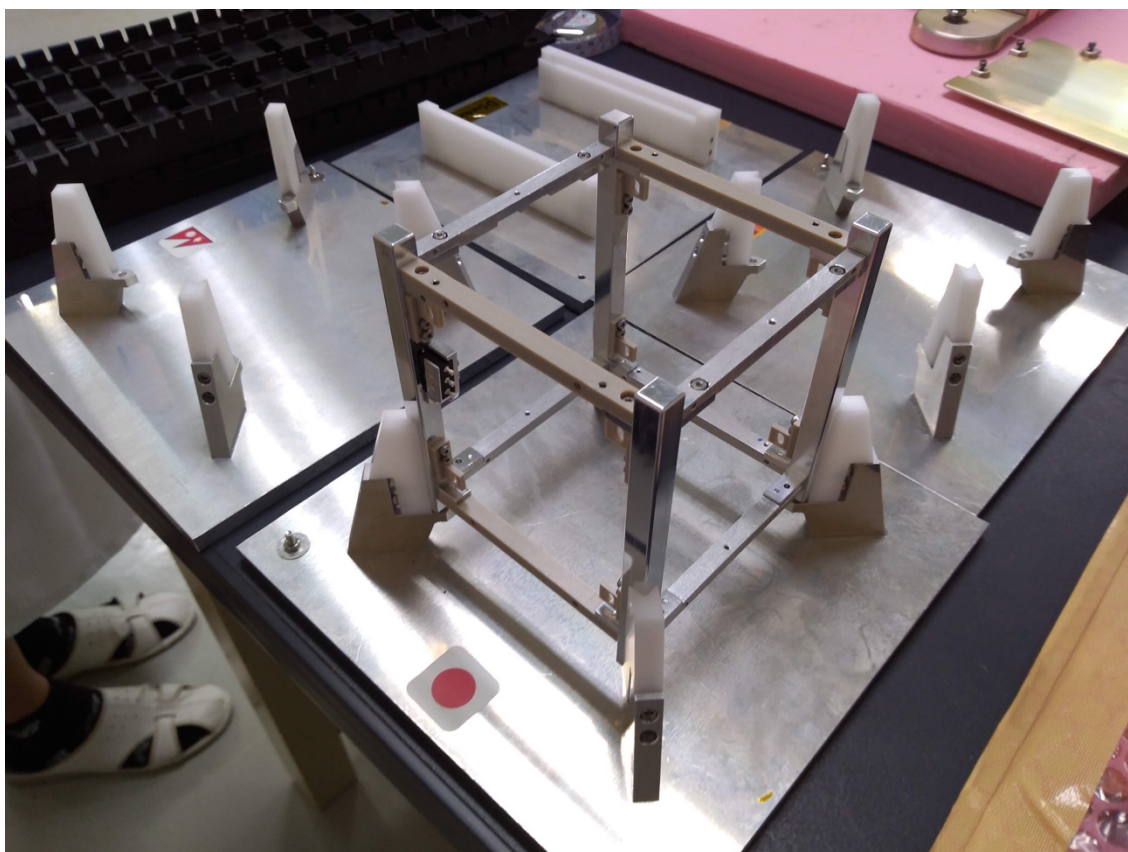


図 5-1 BIRDS-4 Structure Thermal Model (STM)

5.1.1.1. 反射損失測定

BIRDS-4 の STM にループヘンテナの給電部となる-Y 軸方向の外面パネルと底面基板を取り付けた状態で反射損失の測定を行った。また、整合回路の調整も行った。

5.1.1.1.1. 実験機器

- BIRDS-4 STM
- Y パネル BBM(Bread Board Model)
- 電波暗室
- Vector Network Analyzer (ZNB20 Rohde&Schwarz 製)
- VNA 校正キット
- 同軸ケーブル (SMA プラグ-SMA プラグ) 1 個 1.5m
- 同軸ケーブル (SMA ジャック-uFL プラグ) 1 個 15cm
- 高周波用チップインダクタンスキット
- 高周波用チップコンデンサキット
- 高周波用 50Ω 抵抗
- はんだごて
- はんだこて台
- はんだ
- ハンダ吸い取り線
- ピンヘッダ

5.1.1.1.2. 実験方法

測定のプロックダイアグラムを図 5-2 に示す。VNA はインピーダンスを測定することが出来る機器である。測定と調整方法は以下の通りである。なお、SMA コネクタ接続時はトルクレンチを使用する。

① VNA の設定と校正

- (ア) VNA の電源を投入し、測定周波数レンジをあわせる。
- (イ) VNA の校正ボタンを押す。
- (ウ) -Y パネルに uFL コネクタとバランのみをはんだ付けする。
- (エ) -Y パネルと VNA を同軸ケーブルで接続し、STM 構体にネジ止めする。
- (オ) オープン校正を行う。
- (カ) -Y パネルから同軸ケーブルを取り外し、バランの先にスズメッキ線をはんだ付けし、ショートさせる。
- (キ) -Y パネルと VNA を同軸ケーブルで接続し、STM 構体にネジ止めする。
- (ク) ショート校正を行う。
- (ケ) -Y パネルから同軸ケーブルを取り外し、スズメッキ線を取り除き、50Ω 抵抗を

はんだ付けする。

(コ) -Y パネルと VNA を同軸ケーブルで接続し，STM 構体にネジ止めする。

(サ) マッチ校正を行う。

② ループヘンテナの測定

(ア) -Y パネルから同軸ケーブルを取り外し，50Ω 抵抗を取り外す。

(イ) スズメッキ線でバランとループヘンテナ給電部を直接はんだ付けする。

(ウ) -Y パネルと VNA を同軸ケーブルで接続し，STM 構体にネジ止めする。

(エ) VNA で測定を行う。

③ 整合回路の調整

(ア) VNA の測定結果より，整合回路に使用する素子の値を計算する。

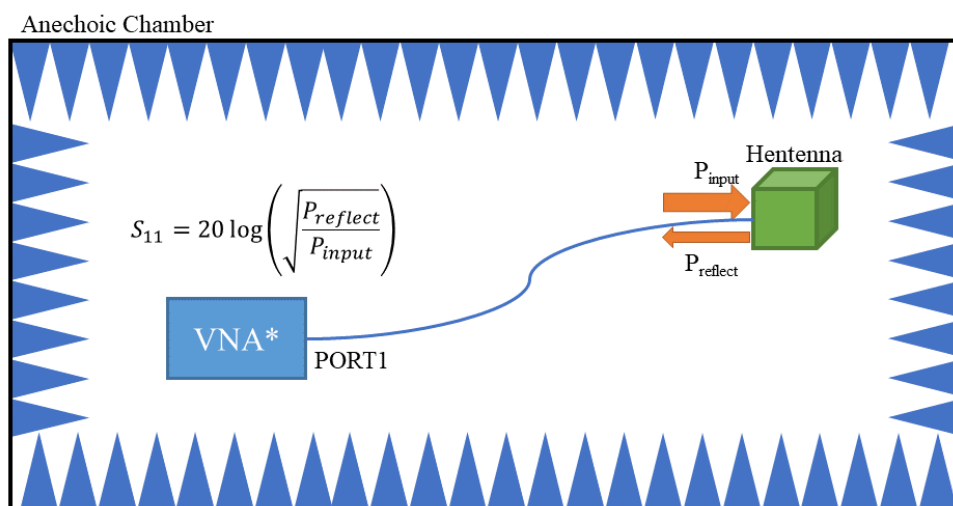
(イ) 計算値に最も近いコンデンサやインダクタを選び，はんだ付けする。

(ウ) -Y パネルと VNA を同軸ケーブルで接続し，STM 構体にネジ止めする。

(エ) VNA で測定を行う。

(オ) 十分に整合しなければ，測定結果を元にコンデンサやインダクタの値を微調整してはんだ付けし直す。(ウ)から繰り返す。

図 5-3 と図 5-5 に測定結果を示す。調整後の整合回路の回路図を図 5-4 に示す。整合回路を調整後，437.375MHz でのインピーダンスがおよそ 50Ω に変化しており，S11 の最小値がダウンリンク周波数である 437.375MHz 付近に移動していることがわかる。また，反射損失が 20dB 以上の帯域は 434.8MHz-438.8MHz の 4.0MHz であった。



*VNA : Vector Network Analyzer

図 5-2 反射損失測定の機器接続図

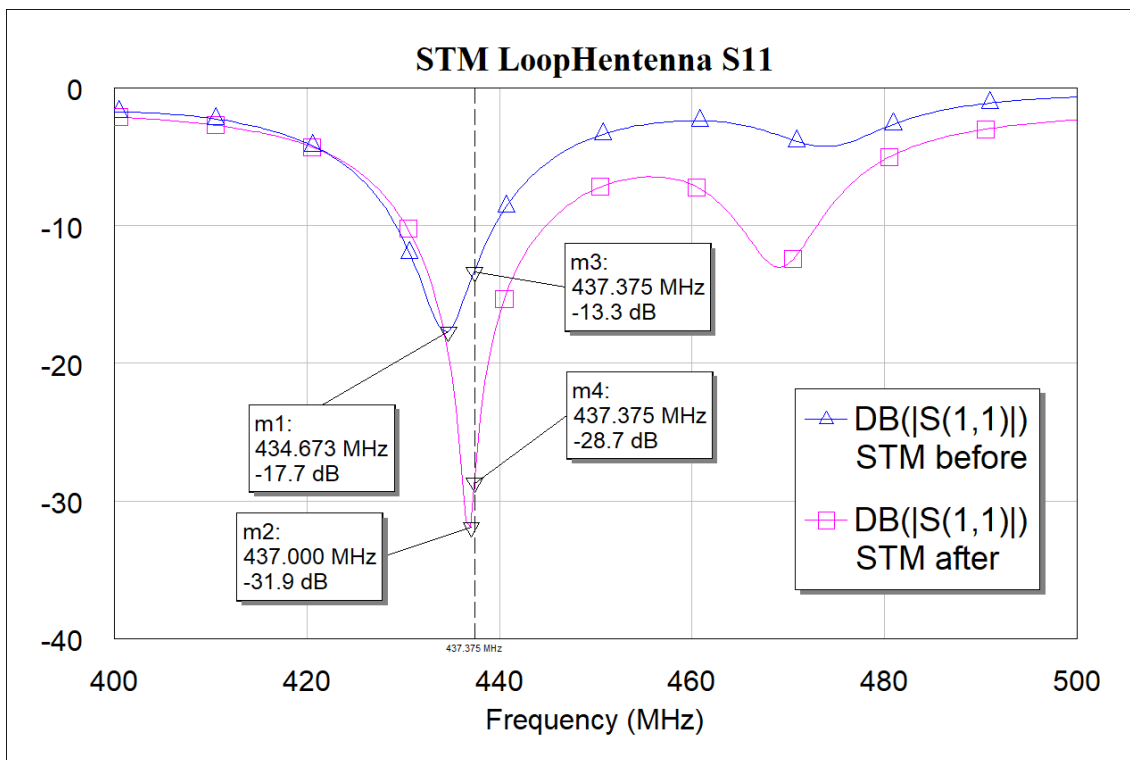


図 5-3 BIRDS-4 STM の反射損失
 STM before : 整合回路なし STM after : 整合回路調整後

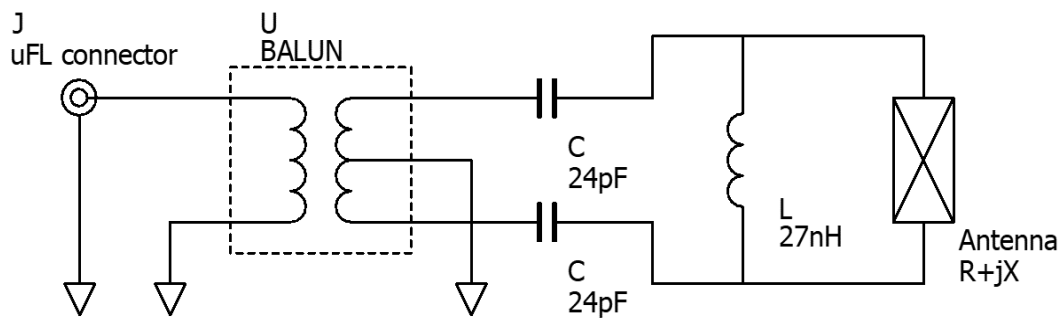


図 5-4 BIRDS-4 STM ループヘンテナ整合回路

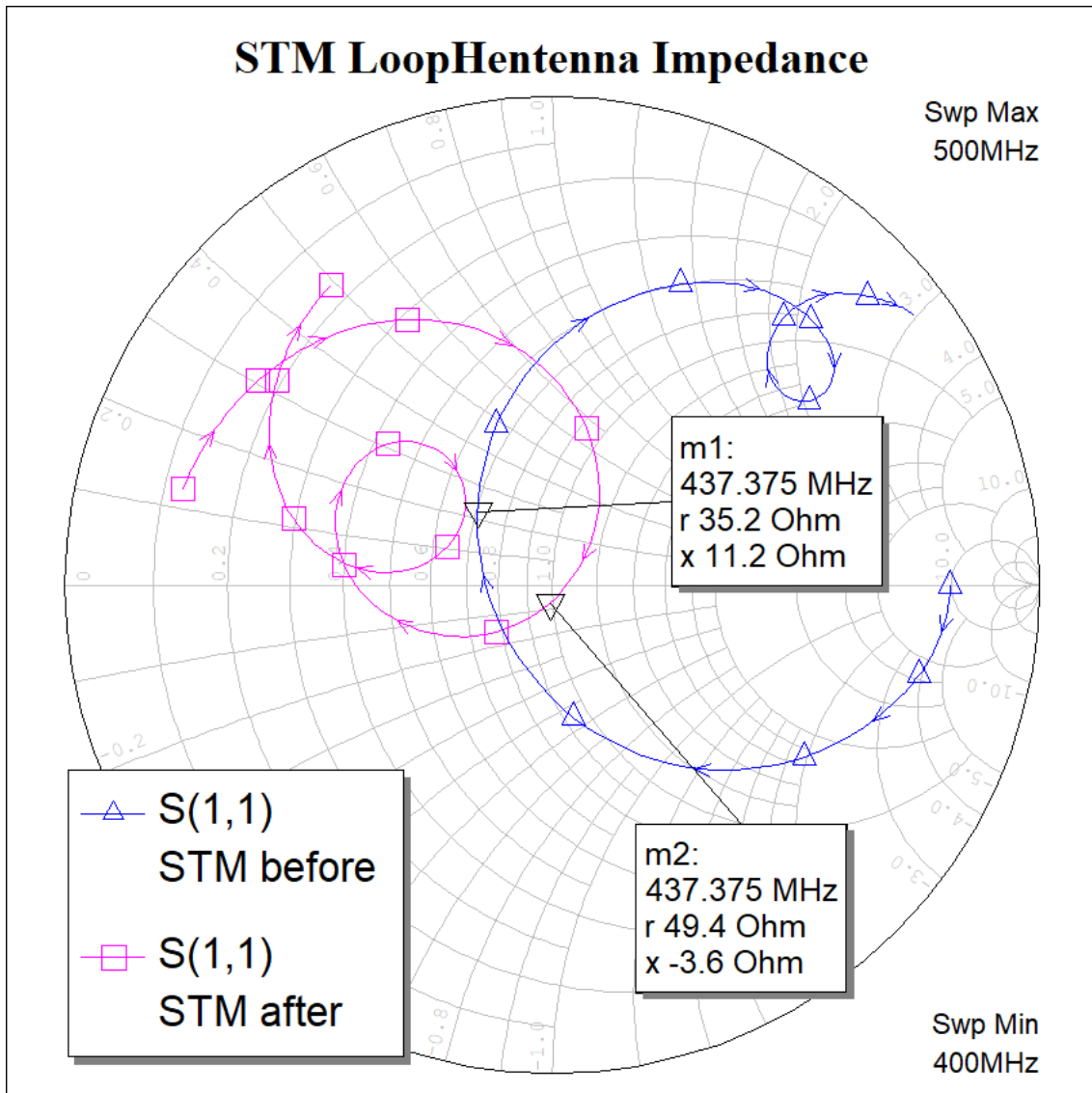


図 5-5 BIRDS-4 STM のループヘンテナのインピーダンス
 STM before : 整合回路なし STM after : 整合回路調整後

5.1.2. アンテナパターン測定

整合回路を調整後にループアンテナの持つアンテナパターンを XY,YZ,XZ 平面の 3 面で測定を行った。また、水平偏波と垂直偏波もそれぞれ測定を行った。

5.1.2.1. 実験機器

- BIRDS-4 STM
- Y パネル BBM(Bread Board Model) 整合回路調整済み
- 電波暗室
- ターンテーブル
- アンテナタワー
- シグナルジェネレータ (Rohde&Schwarz SMR 20)
- スペクトラムアナライザ (ADVANTEST R3172)
- 基準ダイポールアンテナ (Schwarzbeck UHAP)
- 同軸ケーブル (SMA プラグ-SMA プラグ) 2本 30m 程度
- 同軸ケーブル (N プラグ-N プラグ) 2本 2m 程度
- 同軸アダプタ (N プラグ-SMA ジャック) 3個
- 同軸ケーブル (SMA ジャック-uFL プラグ) 1個 15cm
- 同軸中継アダプタ (SMA ジャック-SMA ジャック) 1個
- メジャー(3m 以上)

5.1.2.2. 実験方法

測定のプロックダイアグラムを図 5-6 に示す。測定と調整方法は以下の通りである。なお、SMA コネクタ接続時はトルクレンチを使用する。

- ① 測定機器の設定とケーブルロス測定
 - (ア) 測定室にあるシグナルジェネレータと電波暗室へのフィードスルーを同軸ケーブル(N プラグ-N プラグ)で接続する。
 - (イ) つないだフィードスルーの電波暗室側に同軸アダプタ(N プラグ-SMA ジャック)を接続する。
 - (ウ) 同軸アダプタに同軸ケーブル(SMA プラグ-SMA プラグ)を接続する。
 - (エ) 同軸ケーブル(SMA プラグ-SMA プラグ)ともう一本の同軸ケーブル(SMA プラグ-SMA プラグ)を同軸中継アダプタ(SMA ジャック-SMA ジャック)で接続する。
 - (オ) 電波暗室の別のフィードスルーに同軸アダプタ(N プラグ-SMA ジャック)を接続する。
 - (カ) フィードスルーの同軸アダプタに同軸ケーブル(SMA プラグ-SMA プラグ)を接続する。

- (キ) フィードスルーとスペクトラムアナライザを同軸ケーブル(N プラグ-N プラグ)で接続する。
 - (ク) シグナルジェネレータとスペクトラムアナライザの電源を入れる。
 - (ケ) シグナルジェネレータを 437.375MHz 0dBm 無変調に設定する。
 - (コ) スペクトラムアナライザを中心周波数 437.375MHz, 最大レンジ 0dBm, スパン 10kHz に設定する。その他は自動設定にする。
 - (サ) シグナルジェネレータから信号を出力する。
 - (シ) スペクトラムアナライザでマーカーを出し, 最大点に移動する。
 - (ス) 受信電力 P[dBm]を測定する。
 - (セ) 出力が 0[dBm]であるため, ケーブルロス $L_{\text{cable}}=P[\text{dB}]$ である。
 - (ソ) シグナルジェネレータの出力を止める。
- ② 基準ダイポールアンテナの設置
- (ア) 発泡スチロールをターンテーブルの上に置き, BIRDS-4 STM をその上に置く。
 - (イ) -Y パネルに同軸ケーブル(SMA ジャック-uFL プラグ)を接続する。
 - (ウ) 同軸中継コネクタ(SMA ジャック-SMA ジャック)から同軸ケーブル(SMA プラグ-SMA プラグ)を取り外し, シグナルジェネレータに接続されたほうを-Y パネルに接続したケーブルと接続する。
 - (エ) 基準ダイポールアンテナの長さを付属のゲージで 435MHz に合わせる。
 - (オ) 基準ダイポールアンテナに同軸アダプタ (N プラグ-SMA ジャック) を接続する。
 - (カ) スペクトラムアナライザに接続された同軸ケーブル(SMA プラグ-SMA プラグ)をアンテナタワーのパイプに通す。
 - (キ) スペクトラムアナライザに接続された同軸ケーブル(SMA プラグ-SMA プラグ)を基準ダイポールに接続された同軸アダプタに接続する。
 - (ク) アンテナタワーに基準ダイポールアンテナを固定する。このとき, エレメントは水平になるようにする。
 - (ケ) メジャーで床から BIRDS-4 STM の中心までの高さを測定する。
 - (コ) ダイポールアンテナの高さを調整して, BIRDS-4 STM と同じ高さになるようにする。
 - (サ) ダイポールアンテナから BIRDS-4 STM までの距離を測定する。
- ③ アンテナパターンの測定
- (ア) ターンテーブルを 0 度に設定する。
 - (イ) BIRDS-4 STM を回転軸が上になるように設置する。
 - (ウ) アンテナパターンの 0 度の方向が基準ダイポール側をむくように目視で調整する。
 - (エ) テープで軽く固定する。

- (オ) 電波暗室の扉を閉める.
- (カ) シグナルジェネレータから信号を出力する.
- (キ) 0 度から 360 度回るまでターンテーブルを 10 度ごとに回し, それぞれの信号強度をスペクトラムアナライザで測定する.
- (ク) シグナルジェネレータからの信号を止める.
- (ケ) 電波暗室の扉を開ける.
- (コ) 基準ダイポールアンテナの向きを垂直に変更して, (オ)から繰り返す.
- (サ) 回転軸を変更して(ア)から繰り返す.

④ 計算

(ア) 式(2-14)より自由空間損失 FSPL を計算する.

$$FSPL = 20 \log_{10} \frac{4\pi d}{\lambda} [dB] \quad (2-14)$$

- ⑤ ある角度での受信電力が $P_{r\theta}$ [dBm] とすると, その角度でのアンテナ利得 G_{θ} [dBi] は次式で計算できる.

$$G = P_r - P_t - G_t + FSPL + L_{catbe} + L_{dipole} \quad (5-1)$$

ここで, $P_r=0$ [dBm], $G_t=2.15$ [dBi](ダイポールアンテナ) $L_{dipole}=9.9$ [dB](使用している Schwazbeck UHAP の整合回路が持つ損失)である.

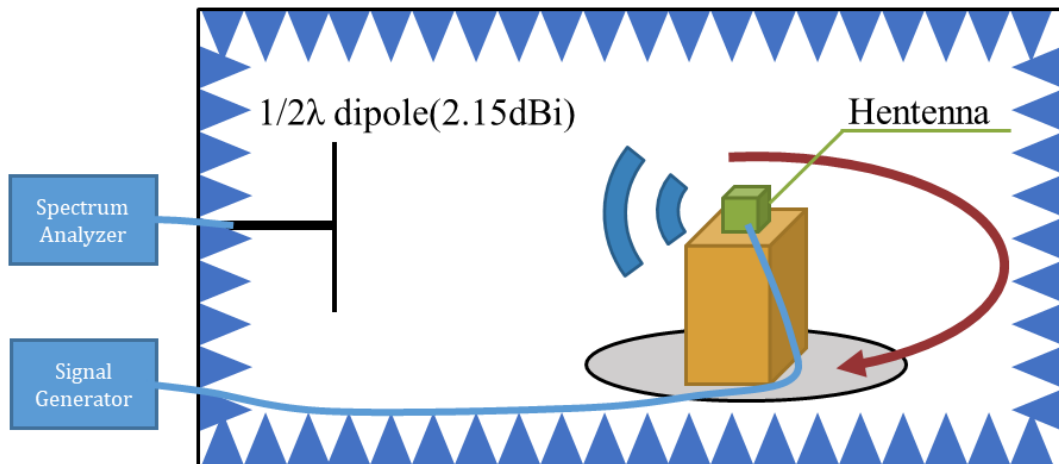


図 5-6 アンテナパターン測定 of 機器接続図

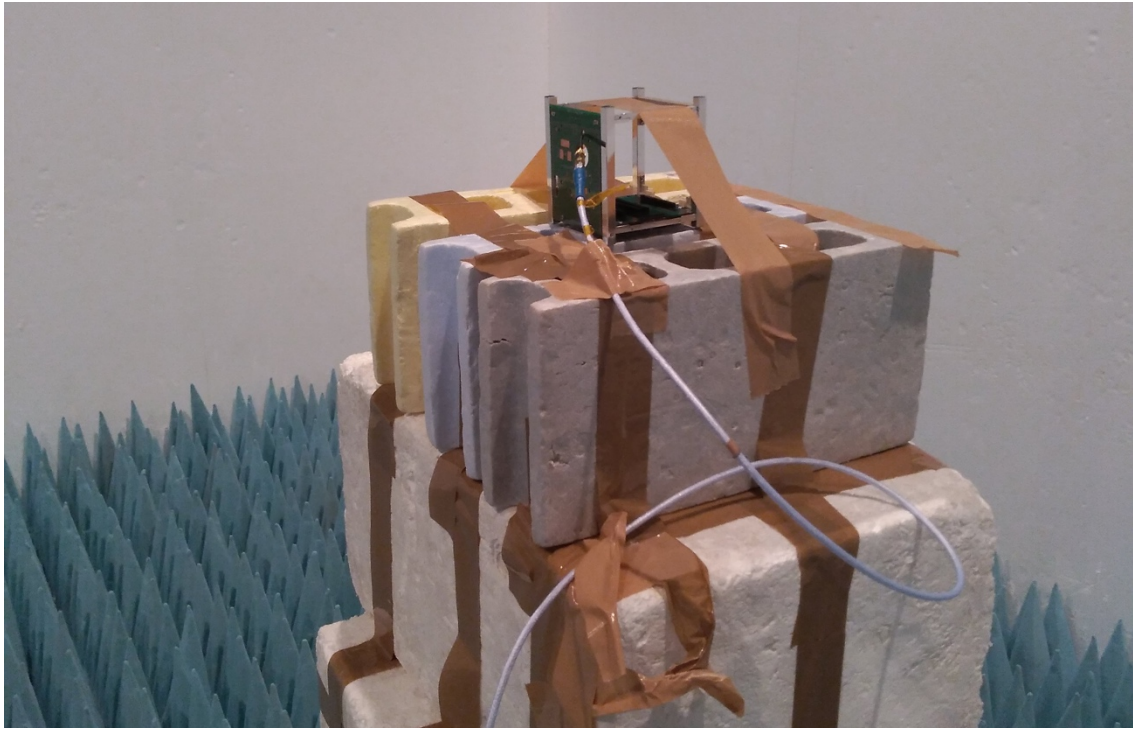


図 5-7 BIRDS-4 STM ループヘンテナの測定の様子

測定結果を図 5-8, 図 5-9, 図 5-10 に示す. 全体的なアンテナパターンはシミュレーションと同様であることがわかるが, 最大利得は $-0.4[\text{dBi}]$ とシミュレーションより低めである事がわかる.

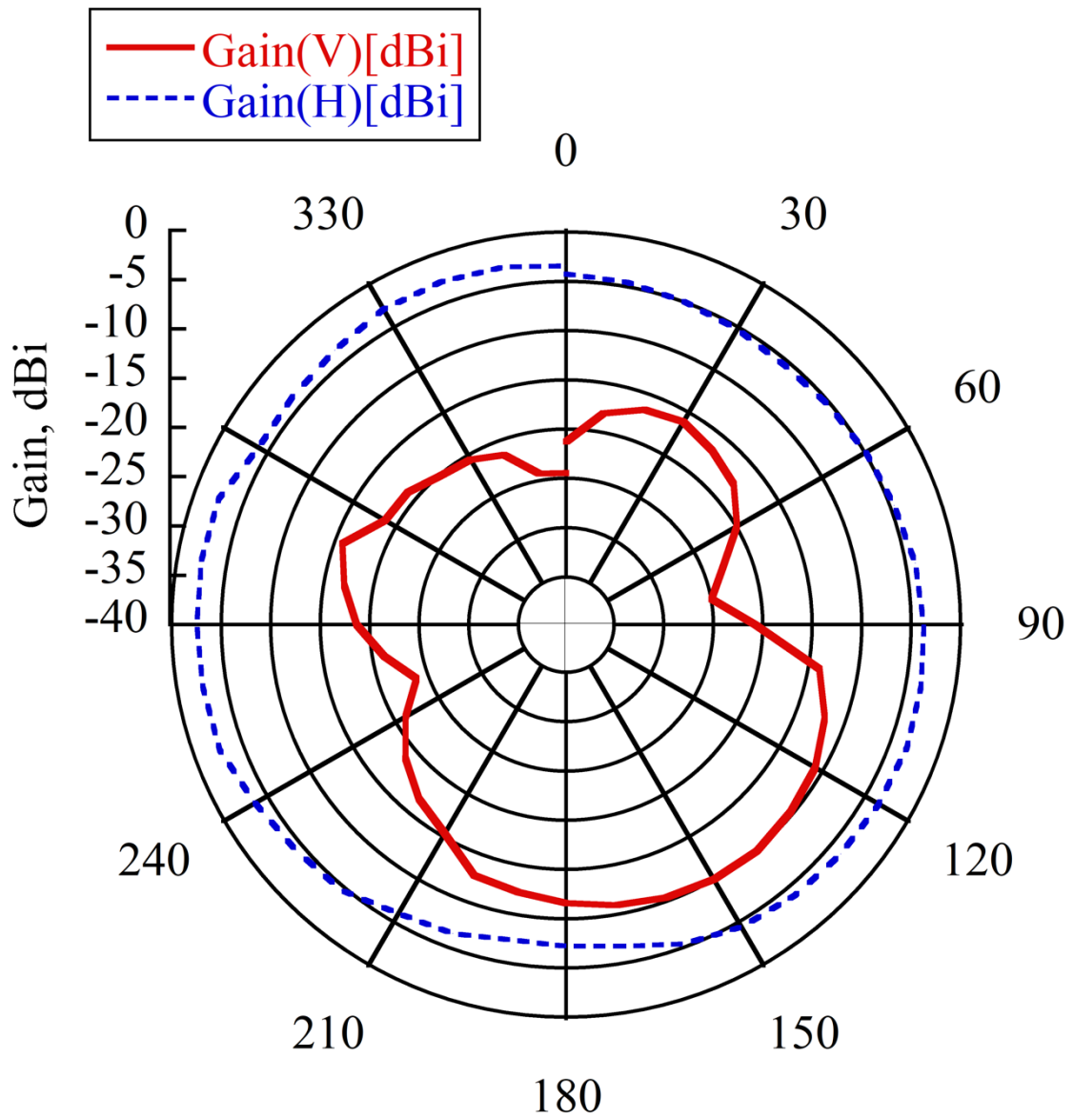


図 5-8 BIRDS-4 STM ループヘンテナのアンテナパターン (YZ 平面)

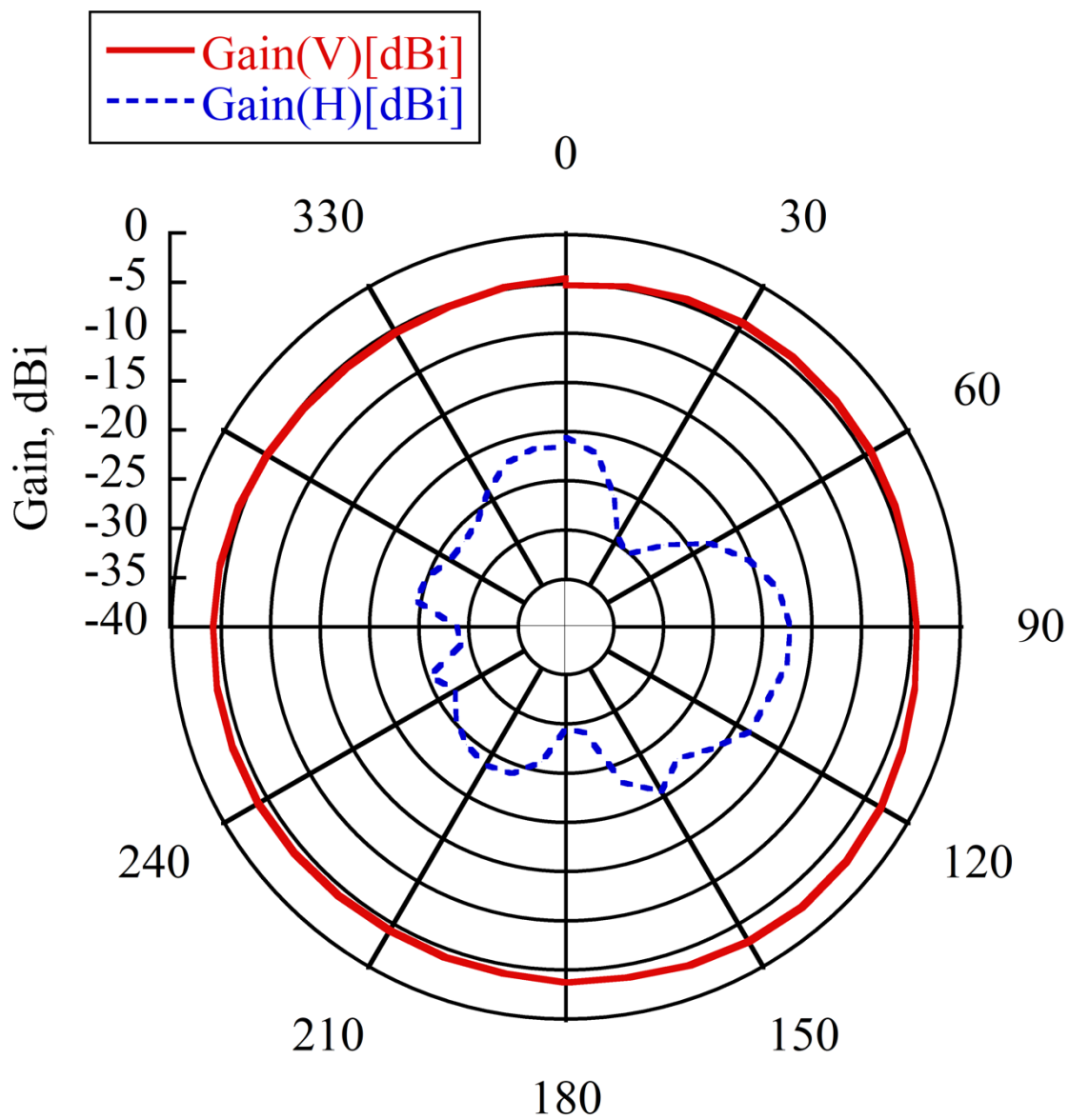


図 5-9 BIRDS-4 STM ループヘンテナのアンテナパターン(ZX 平面)

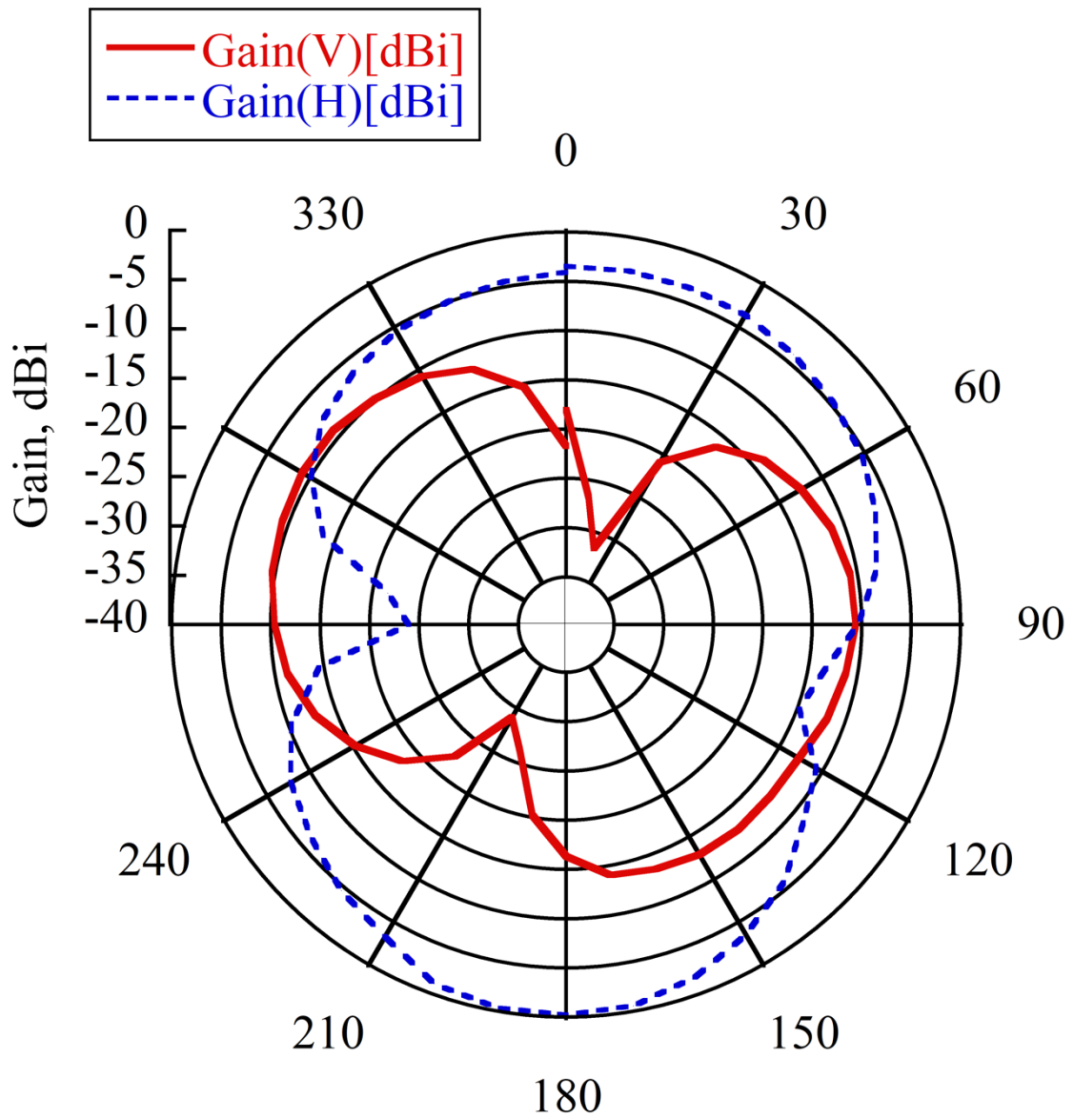


図 5-10 BIRDS-4 STM ループヘンテナのアンテナパターン (XY 平面)

5.2. EM ループヘンテナの測定

EM は BIRDS-4 に搭載するミッション機器を 1U CubeSat の構体に統合し、機能試験を行うためのモデルである。図 5-11 に測定に使用した EM の外観を示す。EM 用に開発されたすべての部品を内部に搭載してアンテナの特性を測定した。FM との違いは太陽電池セルの有無、ダイポールアンテナと磁気トルカの有無である。

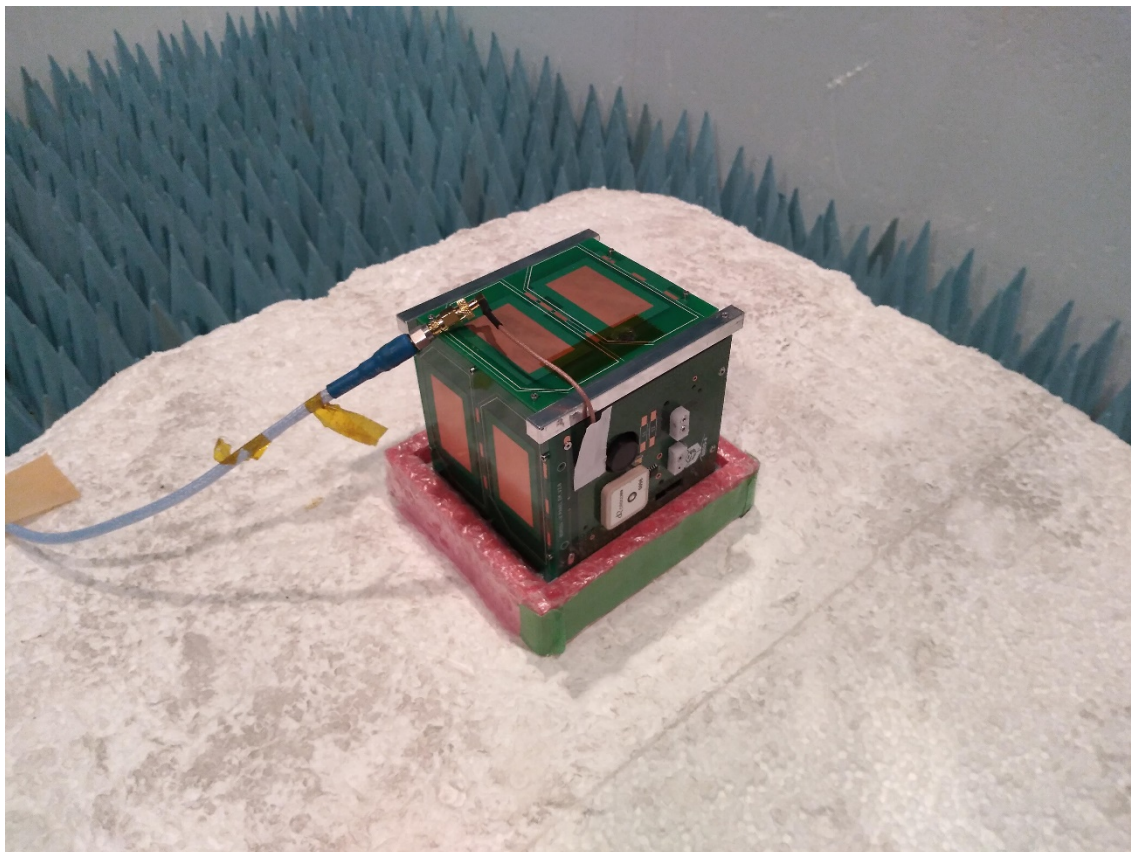


図 5-11 BIRDS-4 EM のアンテナ特性測定

5.2.1. 反射損失測定

EM の反射損失の測定に使用した実験機器と方法は STM と同様である。測定結果を図 5-12 と図 5-14 に示す。調整後の整合回路の回路図を図 5-13 に示す。STM よりもループヘンテナ自身の入力インピーダンスは 50Ω から大きく離れたが、整合回路によって 50Ω に整合させることができていることがわかる。また、反射損失は送信周波数の 437.375MHz では 20dB 以上を達成できなかったが、 17.8dB の反射損失は実用上十分であると考えられる。 20dB 以上の帯域は 429.0MHz - 436.2MHz の 7.2MHz であった。

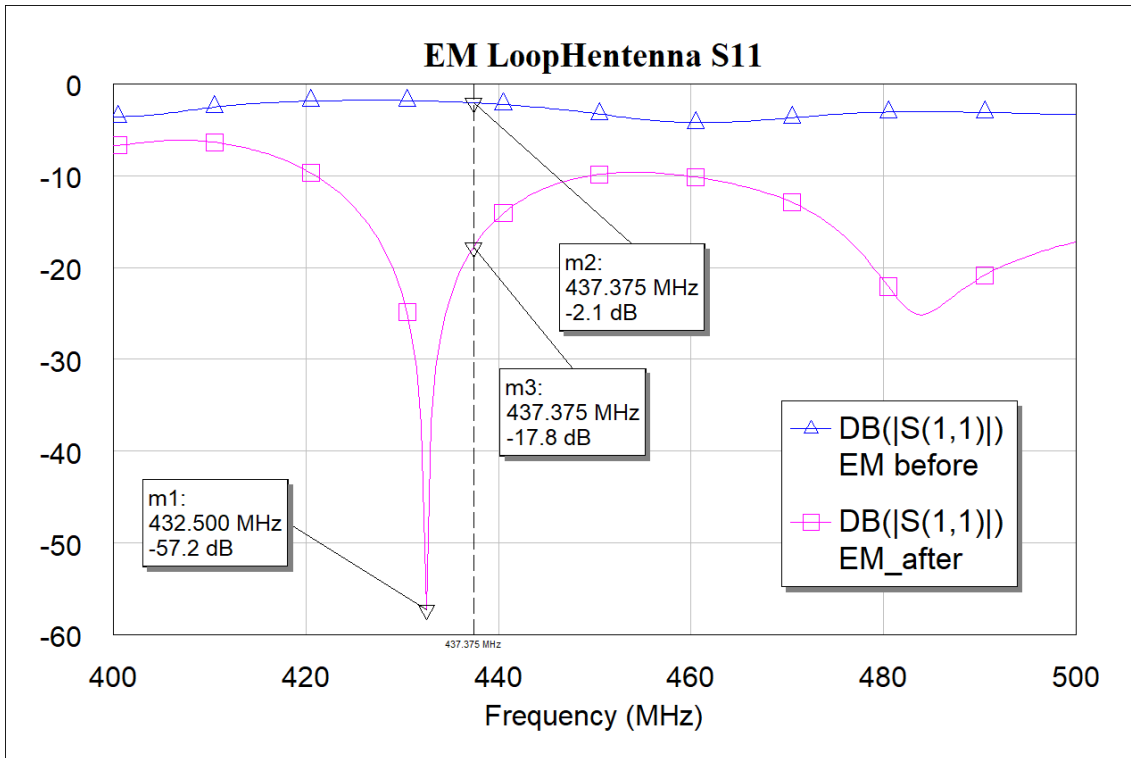


図 5-12 BIRDS-4 EM の反射損失
EM before : 整合回路なし EM after : 整合回路調整後

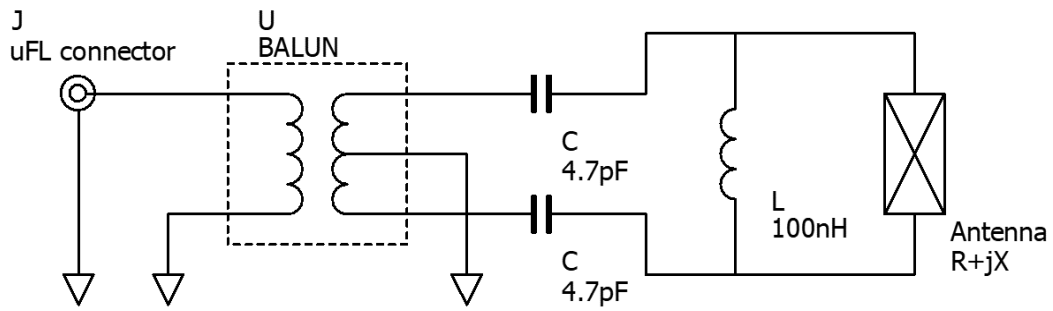


図 5-13 BIRDS-4 EM ループヘンテナ整合回路

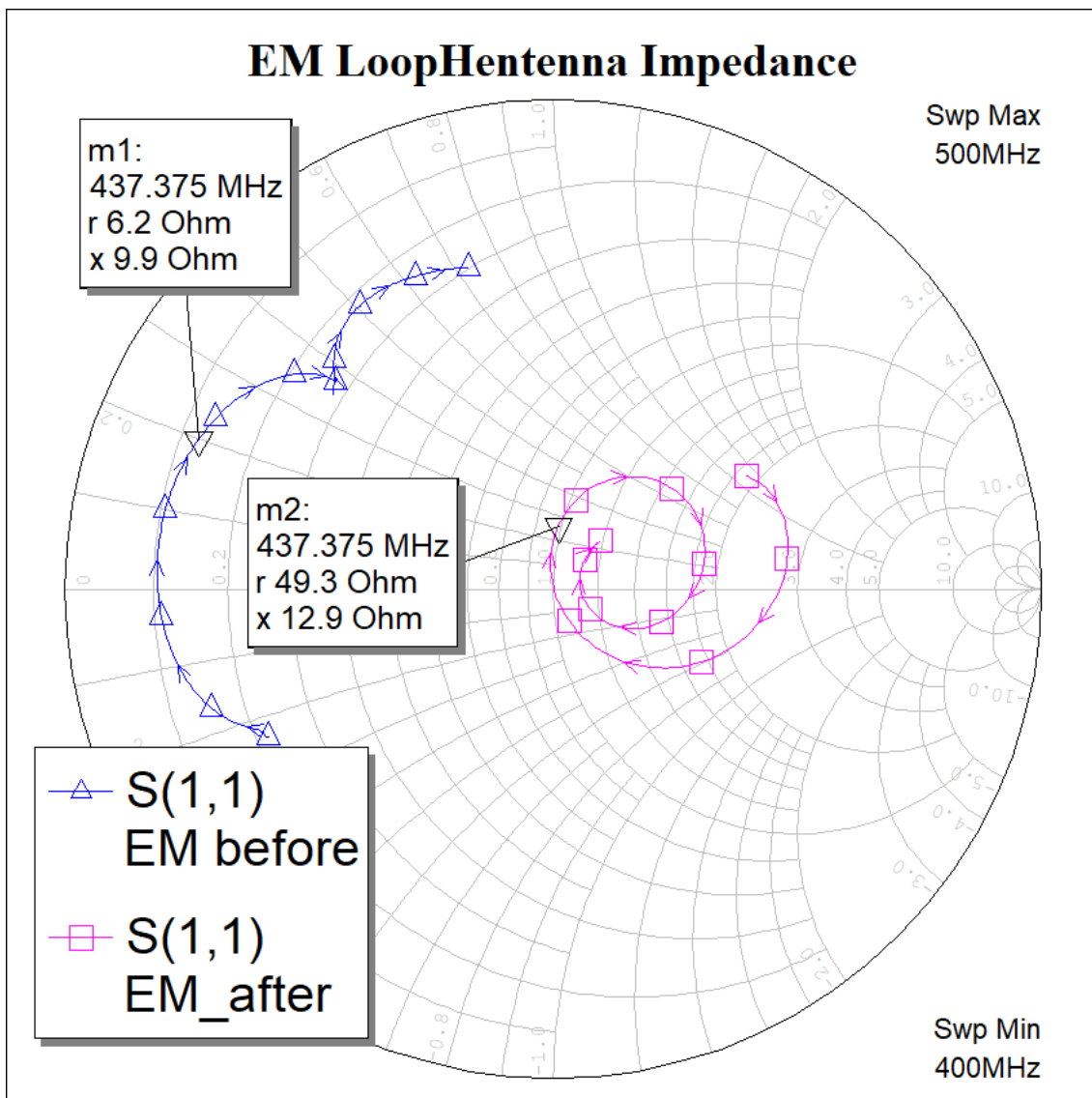


図 5-14 BIRDS-4 EM のループヘンテナのインピーダンス
EM before : 整合回路なし EM after : 整合回路調整後

5.2.2. アンテナパターン測定

アンテナパターンの測定に使用した実験機器と方法は STM と同様である。図 5-15, 図 5-16, 図 5-17 に測定結果を示す。STM と比べてアンテナパターンが歪み、最大利得も下がっていることがわかる。最大利得は-3.5[dBi]であった。

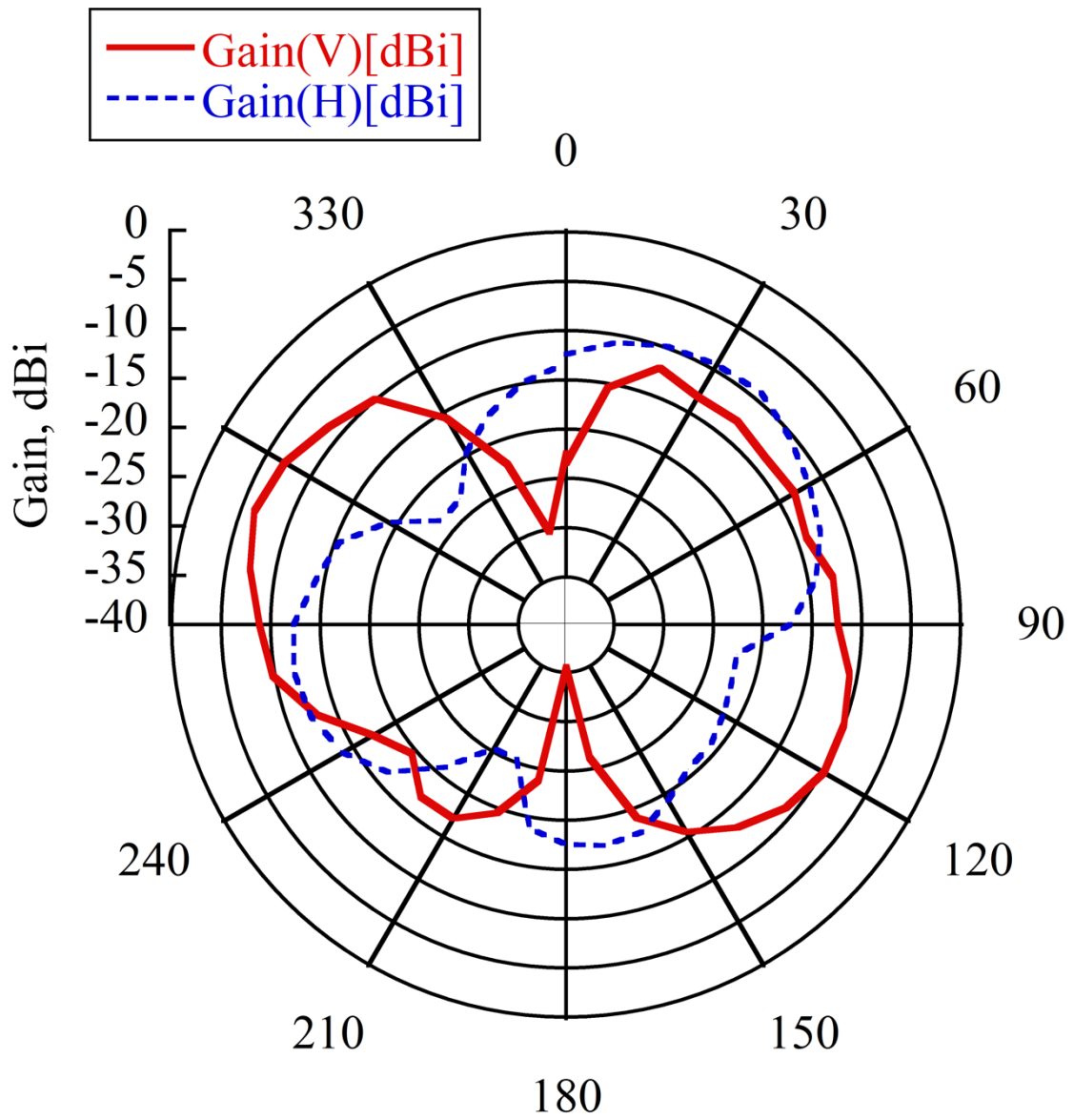


図 5-15 BIRDS-4 EM ループヘンテナのアンテナパターン (YZ 平面)

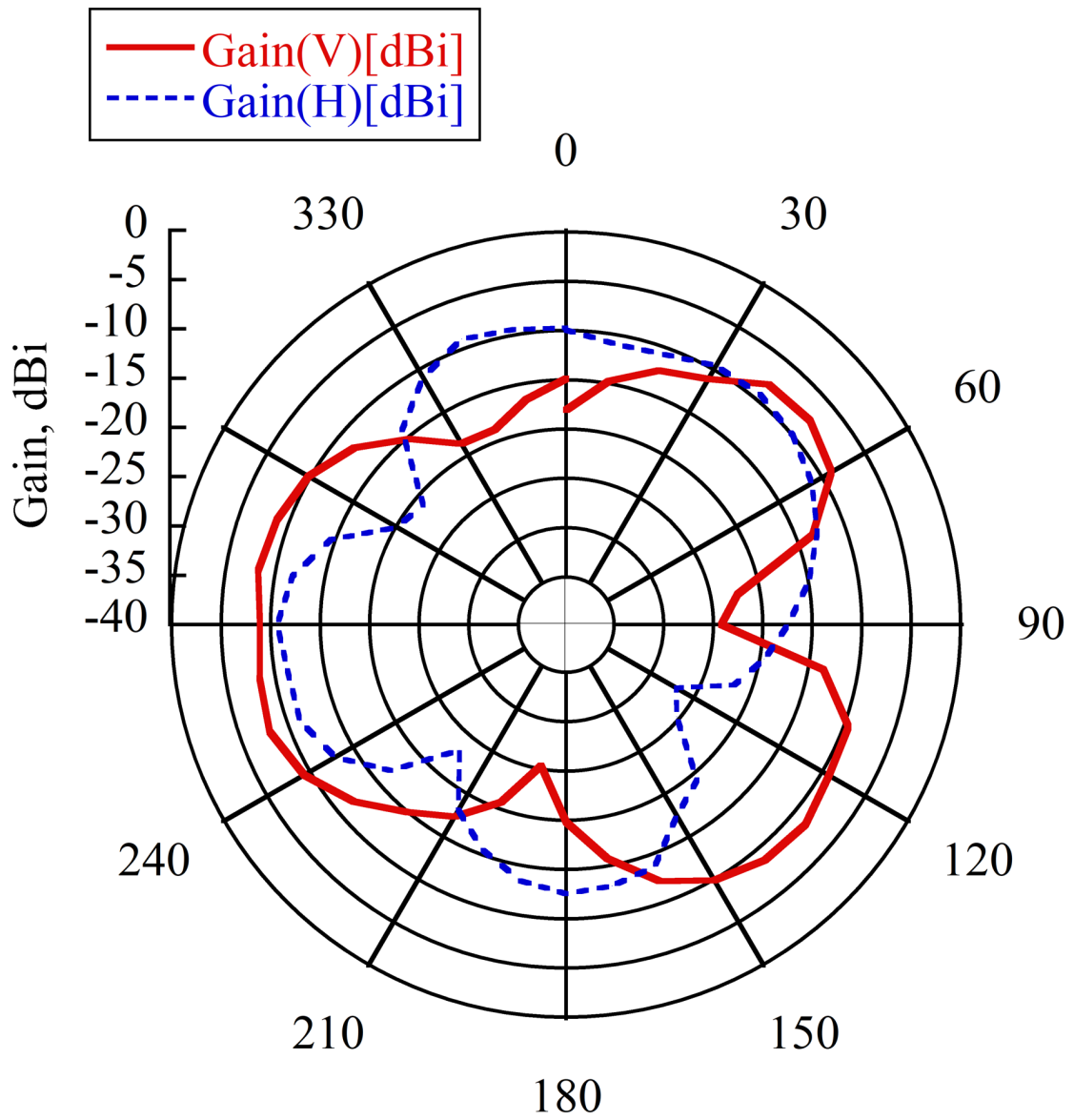


図 5-16 BIRDS-4 EM ループヘンテナのアンテナパターン(ZX 平面)

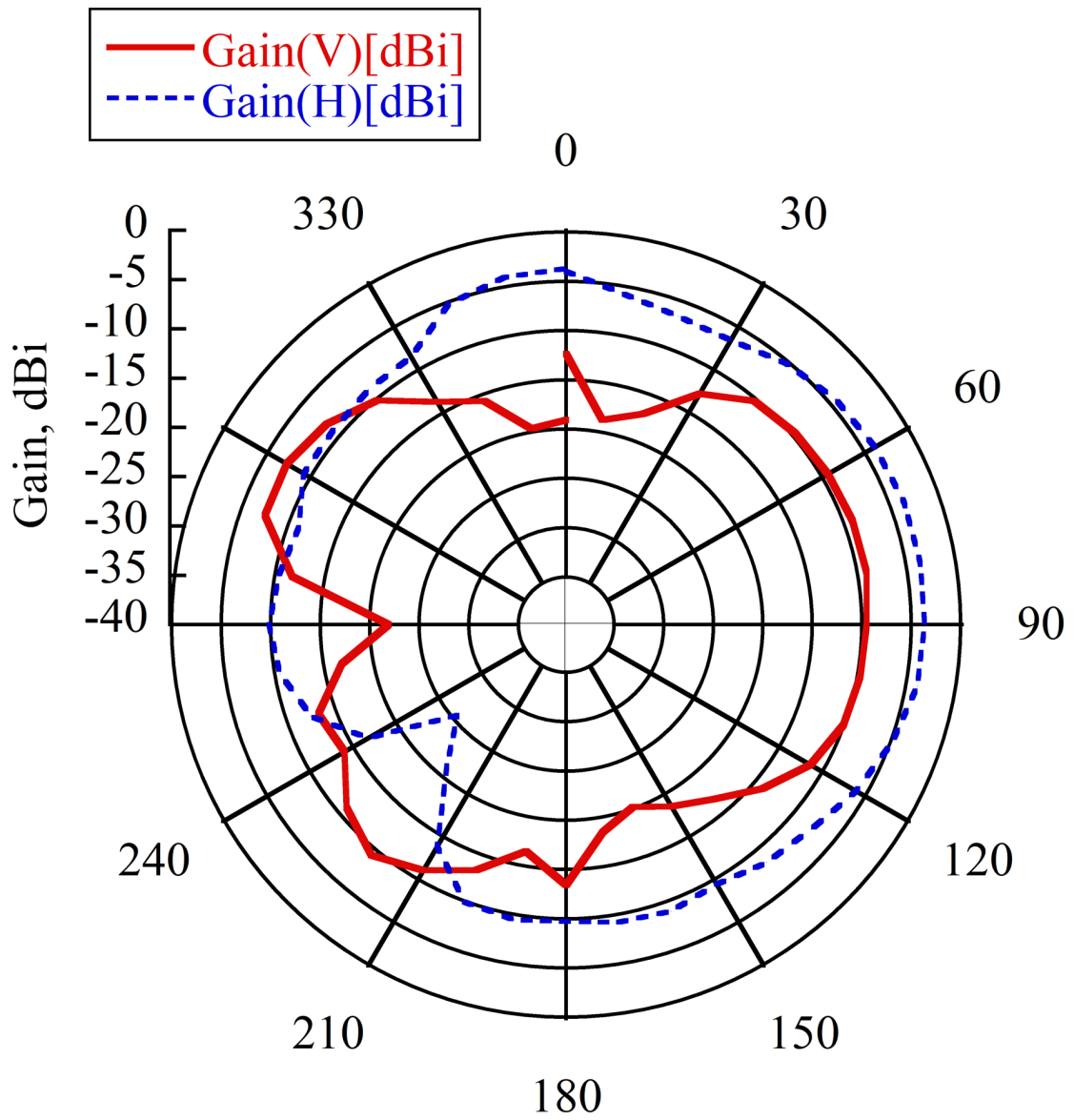


図 5-17 BIRDS-4 EM ループヘンテナのアンテナパターン (XY 平面)

5.3. FM ループヘンテナの測定

FMは実際にロケットに搭載され打ち上げられる衛星モデルである。BIRDS-4ではTsuru（日本）、Maya-2（フィリピン）、GuaraniSat-1（パラグアイ）の3機があるが、開発時間の都合上、Tsuruのみ実測による整合回路の調整と測定を行い、他の2機の整合回路はTsuruと同じ値のものを搭載した。測定に使用したTsuruの外観を図5-18に示す。

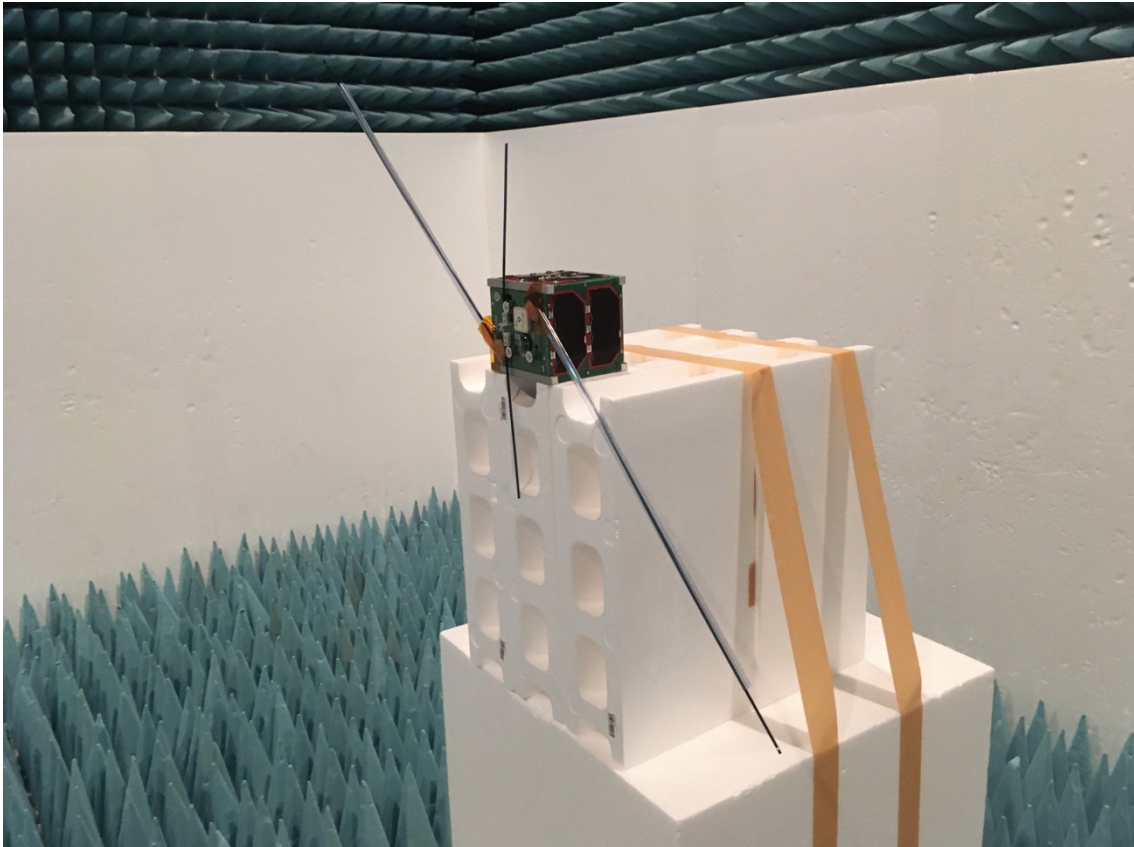


図 5-18 BIRDS-4 FM(Tsuru)のアンテナ特性測定

5.3.1. 反射損失測定

EMの反射損失の測定に使用した実験機器と方法はSTMやEMとほぼ同様である。測定結果を図5-21とエラー! 参照元が見つかりません。に示す。調整後の整合回路の回路図を図5-20に示す。周波数レンジをSTM, EMと変えてしまったため、400MHzから500MHzまでの全周波数で測定は行っていない。ループヘンテナ自体では反射損失は非常に悪かったが、整合回路によって50Ωに整合していることがわかる。20dB以上の帯域は429.1MHz-445.7MHzの16.6MHzであった。

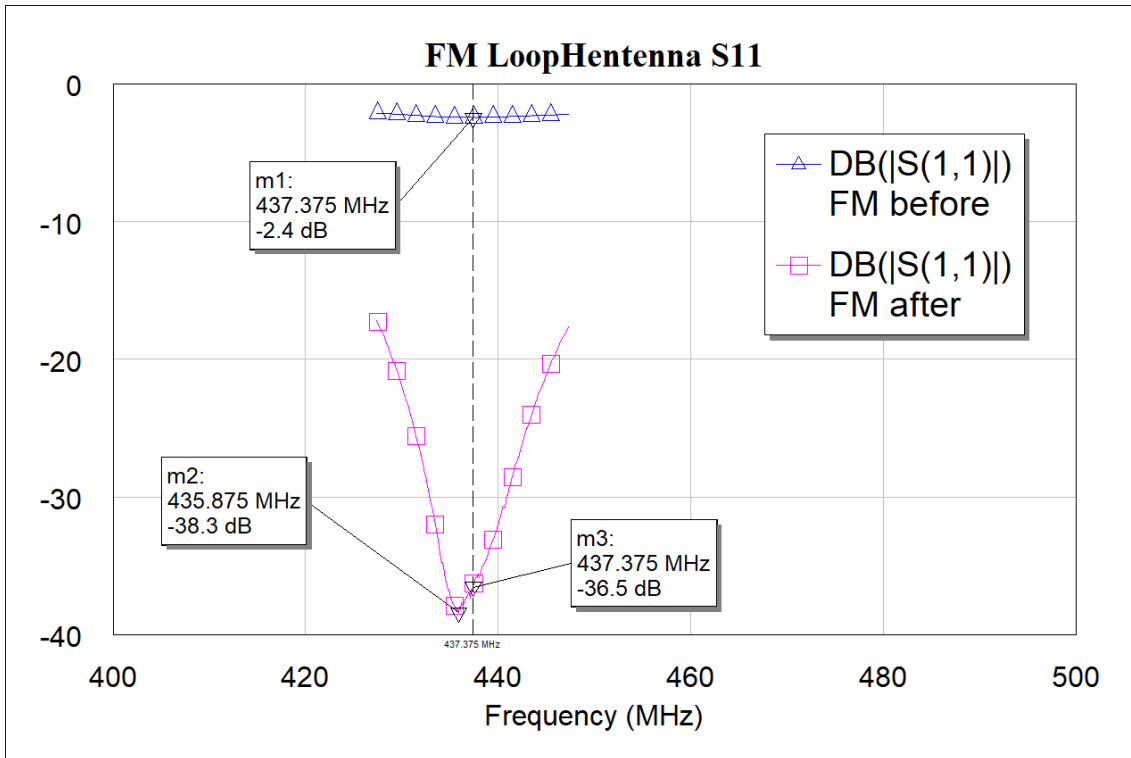


図 5-19 BIRDS-4 FM (Tsuru)の反射損失
 FM before : 整合回路なし FM after : 整合回路調整後

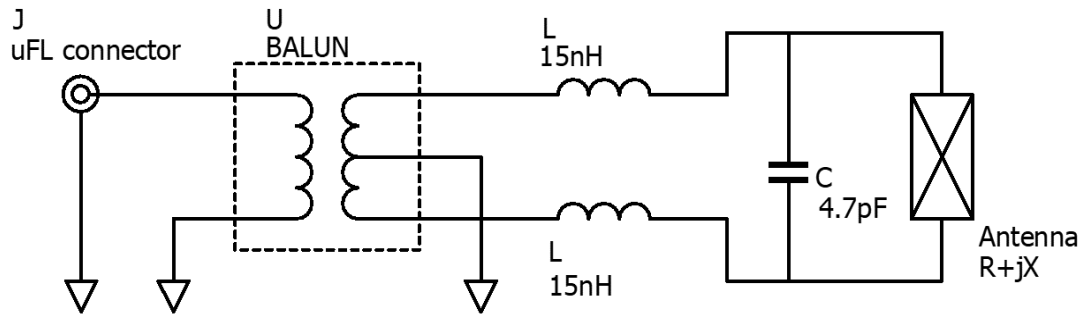


図 5-20 BIRDS-4 FM ループヘンテナ整合回路

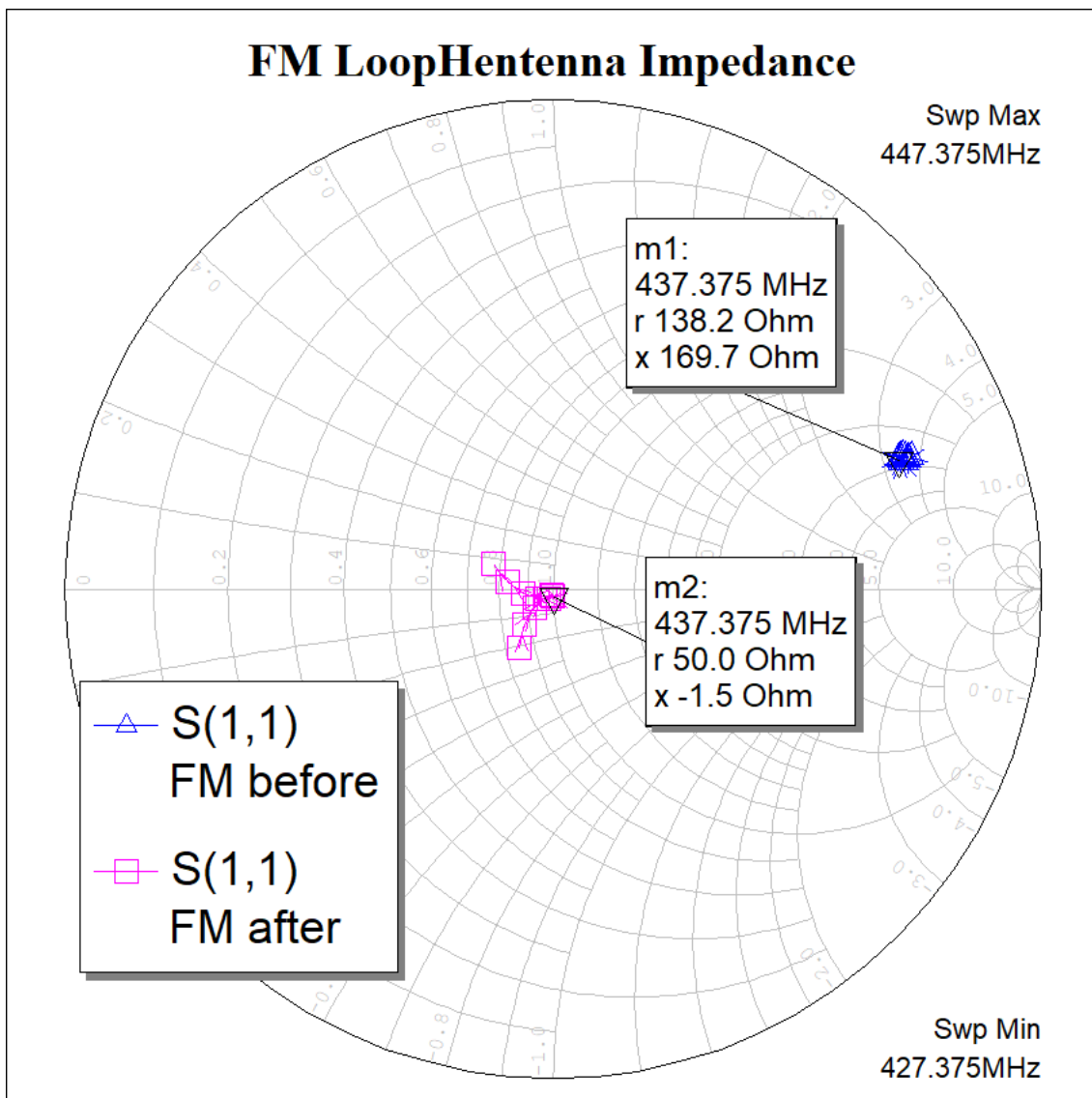


図 5-21 BIRDS-4 FM (Tsuru)のループヘンテナのインピーダンス
 FM before : 整合回路なし FM after : 整合回路調整後

5.3.2. アンテナパターン測定

FM のアンテナパターンの測定ではシグナルジェネレータの代わりにバス機器の CW 送信機を使用した。衛星は CW 送信機が常に送信状態になるようにプログラムしてある。これによって、衛星の電源を入れることが出来るため、より軌道上の動作を模擬することが出来る。Tsuru に搭載した CW 送信機は 17.33[dBm]であったため、Pt=17.33[dBm]として計算を行った。アンテナパターンの測定結果を図 5-22, 図 5-23, 図 5-24 に示す。EM と同様にアンテナパターンが歪んでいることがわかる。最大利得は-5.7[dBi]であった。また、ダイポールアンテナの放射パターンも測定しており、典型的な 8 の字特性であり、最大利得 3.2dBi であった。

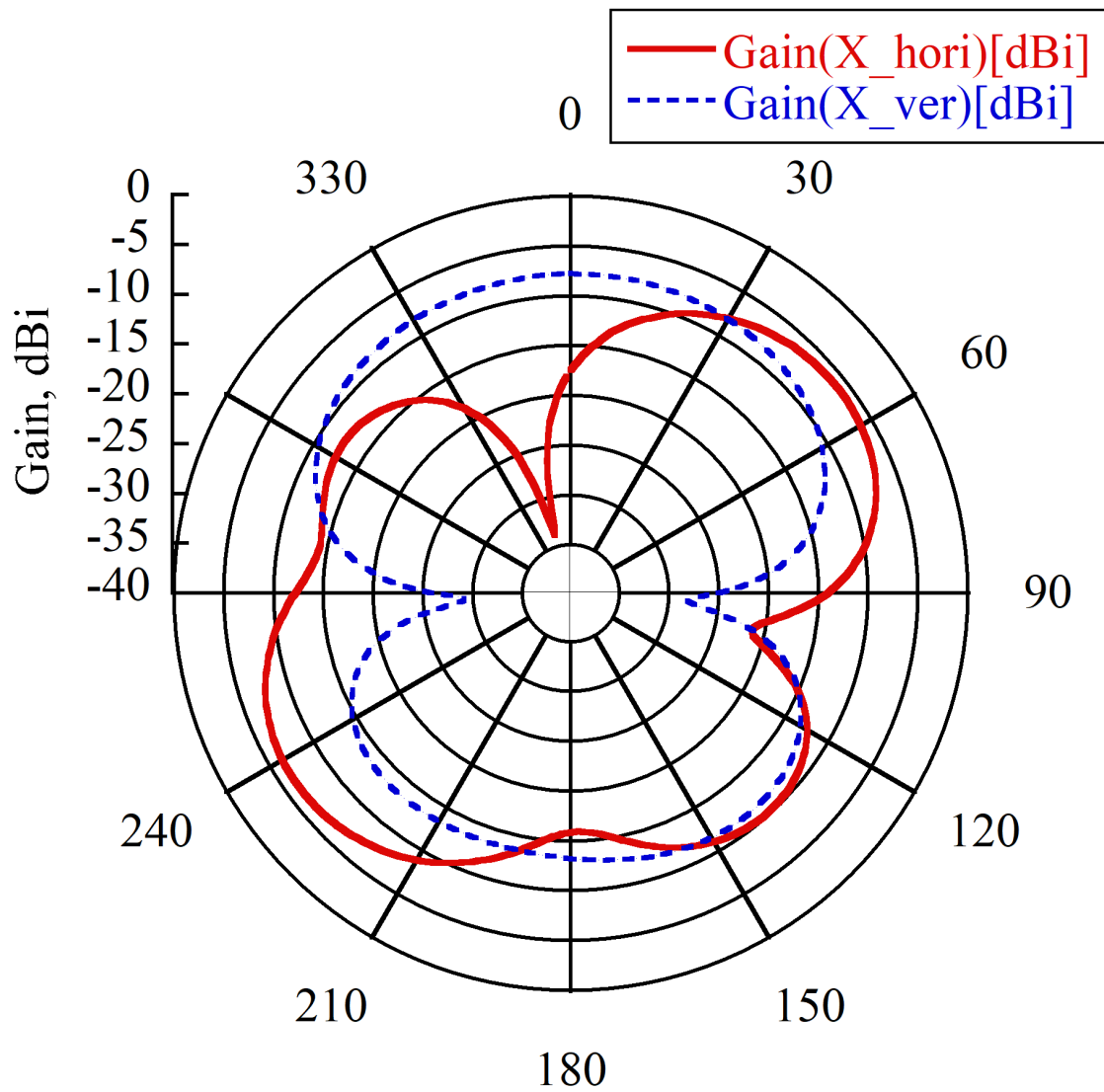


図 5-22 BIRDS-4 FM (Tsuru)ループヘンテナのアンテナパターン (YZ平面)

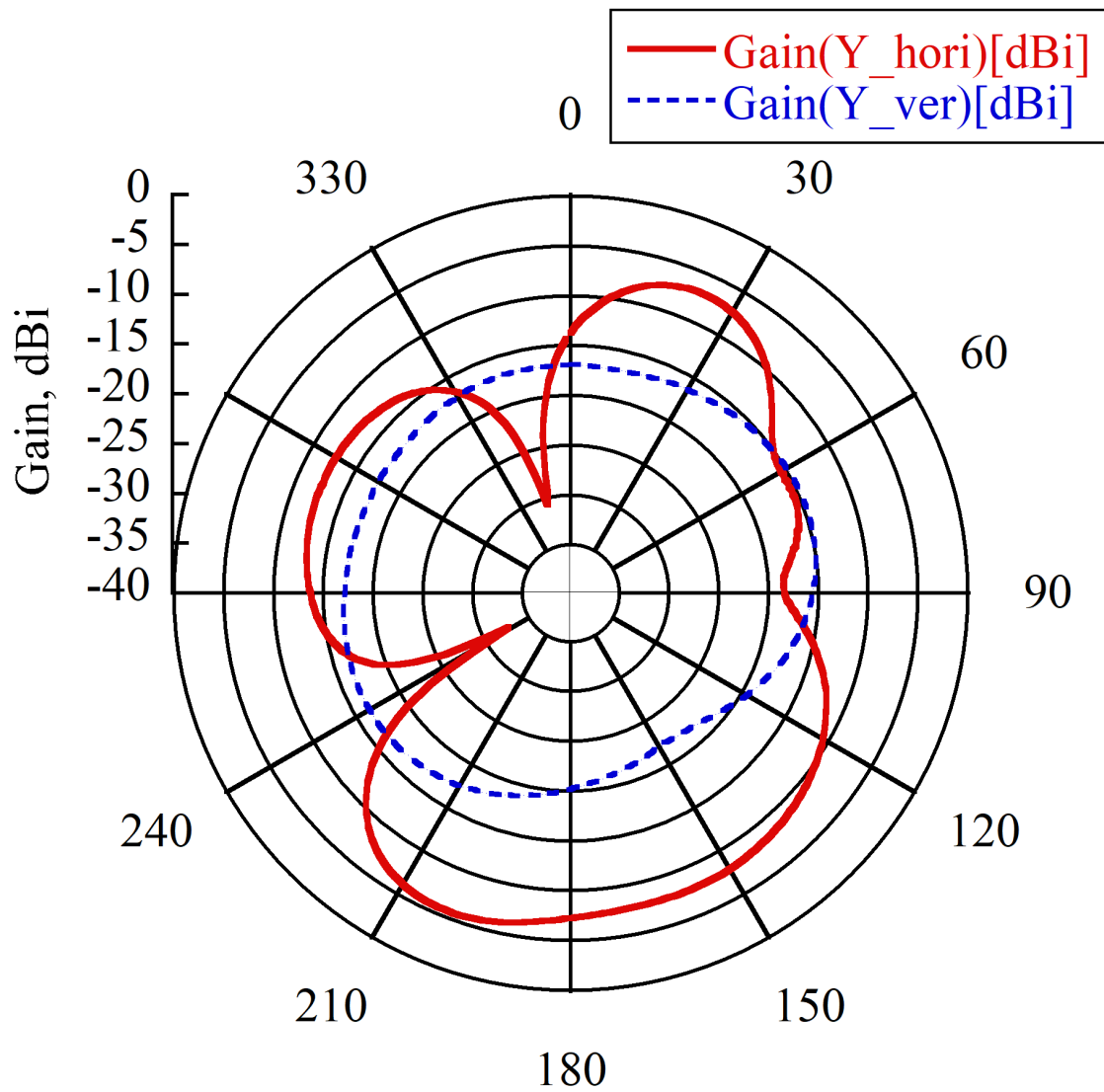


図 5-23 BIRDS-4 FM (Tsuru)ループヘンテナのアンテナパターン(ZX 平面)

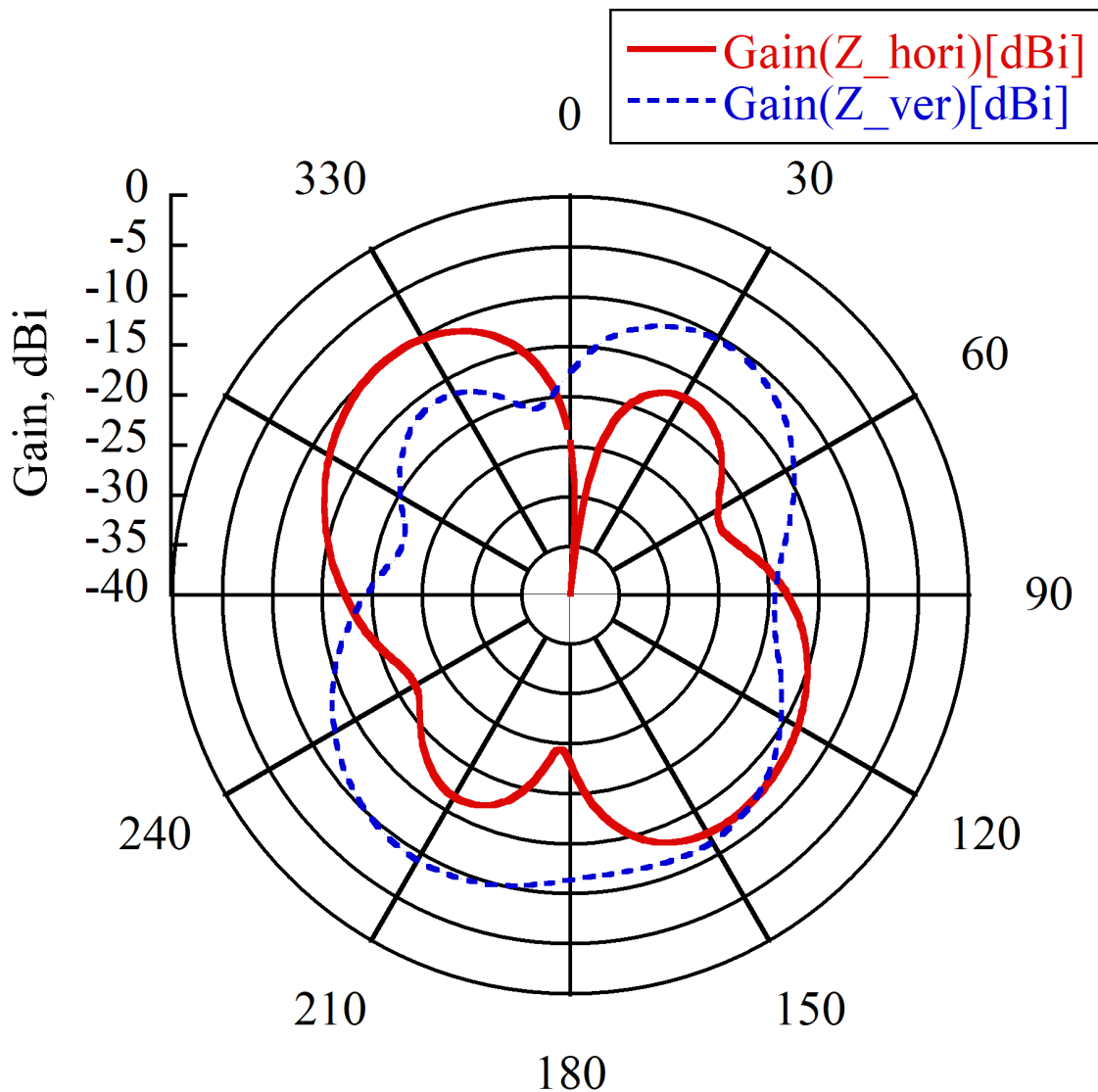


図 5-24 BIRDS-4 FM (Tsuru)ループヘンテナのアンテナパターン (XY 平面)

5.4. 実測結果まとめ

STM,EM,FM の測定結果を表 5-1 にまとめた.

表 5-1 BIRDS-4 ループヘンテナの各モデルの測定結果

モデル	最大利得	帯域 (20dB)	Q 値	備考
STM	-0.4dBi	434.8-438.8MHz (4.0MHz 幅)	22.0	内部機器なし
EM	-3.5dBi	429.0-436.2MHz (7.2MHz 幅)	12.1	ダイポールアンテナ なし
FM	-5.7dBi	429.1-445.7MHz (16.6MHz 幅)	5.3	

5.5. 利得の減少についての考察

BIRDS-4 の各モデルのアンテナパターンの測定の結果, STM, EM, FM の順にアンテナパターンが歪み, 最大アンテナ利得が減少している. この章では, これについて考察を行う.

5.5.1. 原因の候補

STM では内部機器なしで, -Y パネルと底面基板, STM 構体のみを使って測定を行った. EM では内部機器を追加し, アンテナと太陽電池セル, 磁気トルカ以外は FM と同様であった. これらのことを踏まえて, 考えられる原因は以下のとおりである.

1. EM から追加されたアルマイト処理による影響
2. FM でアンテナパターン測定時に信号源を変更したことによる影響
3. FM から追加された機器の影響
 - (ア) 磁気トルカ用コイル
 - (イ) リアクションホイール
 - (ウ) 太陽電池パネル
 - (エ) ダイポールアンテナ
4. 測定平面以外への放射
5. 整合回路の損失

5.5.1.1. アルマイト処理による影響

ISS のきぼうモジュールから放出される CubeSat のレールの接触面にはハードアノダイズ処理(硬質アルマイト処理)を施工するように要求され, BIRDS-4 でも EM より導入した. このアルマイトは絶縁体であるため, ループヘンテナとしての電流経路が作られていない可能性が考えられた. しかし, 後の組み立て中にテスターで導通を確認したため, これは原因ではないと考えられる.

5.5.1.2. アンテナパターン測定時の信号源

FM では衛星内部に搭載した CW 送信機のキーイングを ON にしたままにプログラムし, これを信号源として, アンテナパターンの測定を行った. しかし, 測定にあたっては, 送信電力を事前に測定し, 結果に影響を与えないようにした. また, ダイポールアンテナも同様の方法で測定を行っているが, ループヘンテナの EM から FM に変わったときのように -3dB もの変化は起きていない.

また, 測定系を半自動化する改修を行っているが, 使用機器は特に変更していない. 基準ダイポール自身の測定を行ったが, 利得が減少するような事は起きておらず, 測定結果に大きな影響は出ていないと考えられる.

5.5.1.3. FM から追加された機器の影響

FM から追加された機器は以下の 4 つがある.

- (ア) 磁気トルカ用コイル
- (イ) リアクションホイール
- (ウ) 太陽電池パネル
- (エ) ダイポールアンテナ

このうち、ダイポールアンテナ以外はリアクションホイールと太陽電池パネルは波長に対して物理的大きさが十分小さいので影響は少ないと思われる。ダイポールアンテナは全長が大きいため、影響が大きいと考えられる。

BIRDS-4 に搭載した 2 本のダイポールアンテナの影響を見るために、1/2 波長ダイポールアンテナを BIRDS-4 の構造と同様になるようにシミュレーションモデルに組み込んだ結果を図 5-25 と図 5-26 に示す。UHF のみを追加すると、アンテナパターンの形は大きく変わらないが、利得が下がることがわかる。特に-Y 側は 5dB 下がっていることがわかる。また、VHF アンテナも追加するとループアンテナ単体のシミュレーションと比べて、パターンに歪みが見られることがわかる。特に XZ 平面で見た時に、アンテナ単体では 1.7dBi あった最大利得がどちらのダイポールも追加すると-0.3dBi に減っており、ダイポールアンテナによる影響が大きいことがわかる。この結果より、2 つのダイポールアンテナによる影響は比較的大きいと考えられる。

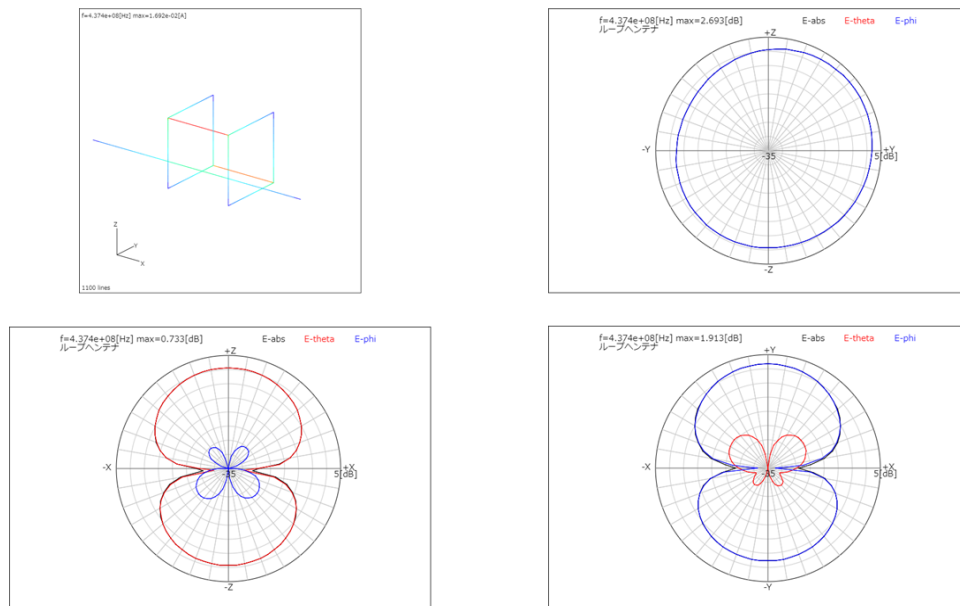


図 5-25 ダイポールアンテナとループアンテナの放射特性のシミュレーション(UHF のみ)

($f = 437.4\text{MHz}$)

左上：シミュレーションモデル，右上：YZ 平面，左下：XZ 平面，右下：XY 平面

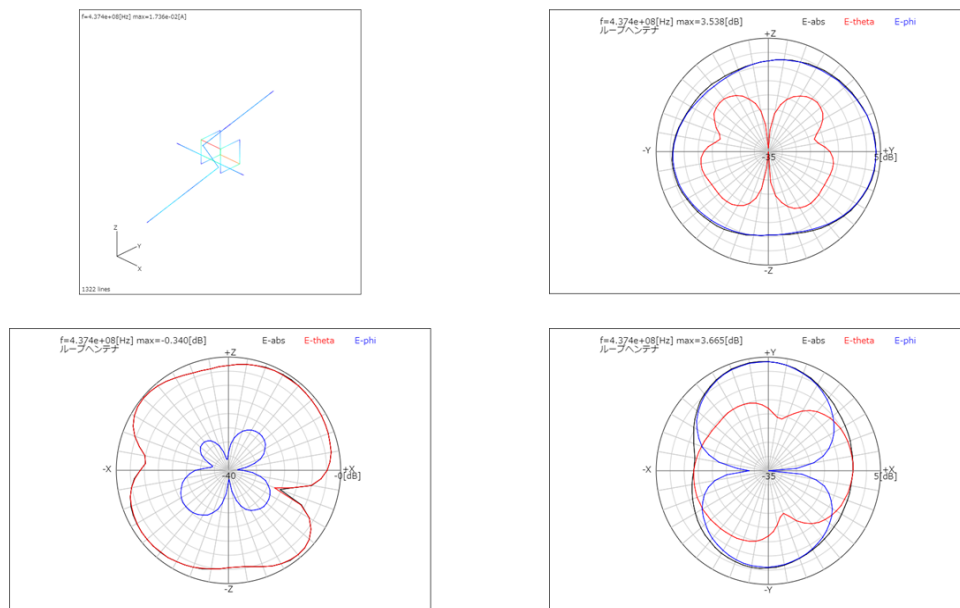


図 5-26 ダイポールアンテナとループヘンテナの放射特性のシミュレーション
(UHF と VHF のダイポール両方を追加, $f = 437.4\text{MHz}$)

左上 : シミュレーションモデル, 右上 : YZ 平面, 左下 : XZ 平面, 右下 : XY 平面

5.5.1.4. 測定平面以外への放射

今回の測定では、2次元のアンテナパターンを3平面で測定を行った。しかし、内部機器やダイポールアンテナの影響で他の方向へ電波が強く放射されている可能性がある。これを検証するためにはアンテナパターンを3次元で測定する必要がある。しかし、この測定は不可能ではないが、現在の設備では困難である。3次元で測定できれば放射効率も測定が可能となるため、今後の課題としたい。

5.5.1.5. 整合回路の損失

一般にインダクタのインダクタンスが高くなるほど巻線抵抗が大きくなり、コンデンサの容量が大きくなるほど等価直列抵抗が大きくなると言われている。FMで調整する際、STMやEMと同様の整合回路で値を調整していくと、 $C=4.7\text{pF}$, $L=220\text{nH}$ となった。そのため、回路構成を変更して、 $L=27\text{nH}$, $C=4.7\text{pF}$ の値に調整を行った。特に220nHのインダクタは、キットに含まれる最大の値であり、メーカー(Johanson Technology <https://www.johansontechnology.com/>)の情報では450MHzが共振周波数となっている。メーカーで実測したSパラメータから4.7pF, 220nH, 27nHのインピーダンスをプロットしたものを図5-27と図5-28, 図5-29に示す。また、それぞれのインピーダンスの偏角を図5-30に示す。220nHは使用周波数(437.375MHz)では、共振周波数以上となっており、容量性の特徴を持っていることがわかる。しかし、実際にFMに採用した4.7pFと27nHは

抵抗成分をほぼ持っておらず、500MHz までの特性はリアクタンス成分もほぼ周波数にそれぞれ反比例と比例している事がわかる。よって、整合回路による損失は少ないものと考えられる。

なお、使用しているバラン(TC-1T+ Minicircuits 製)は 435MHz で約 1.5dB の挿入損失があることがわかっている。これを挿入損失が 1.0dB の ADTL1-12+ Minicircuits 製に変えると、0.5dB の特性改善が見込めることがわかっている。

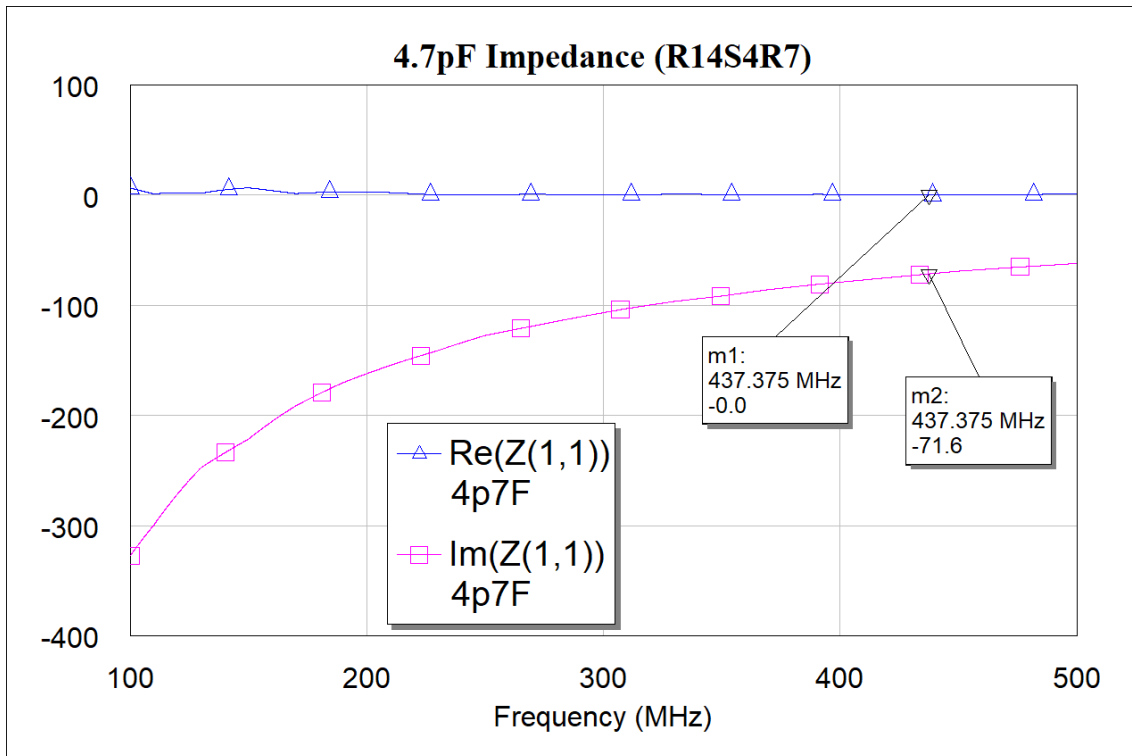


図 5-27 整合回路に使用した 4.7pF の特性

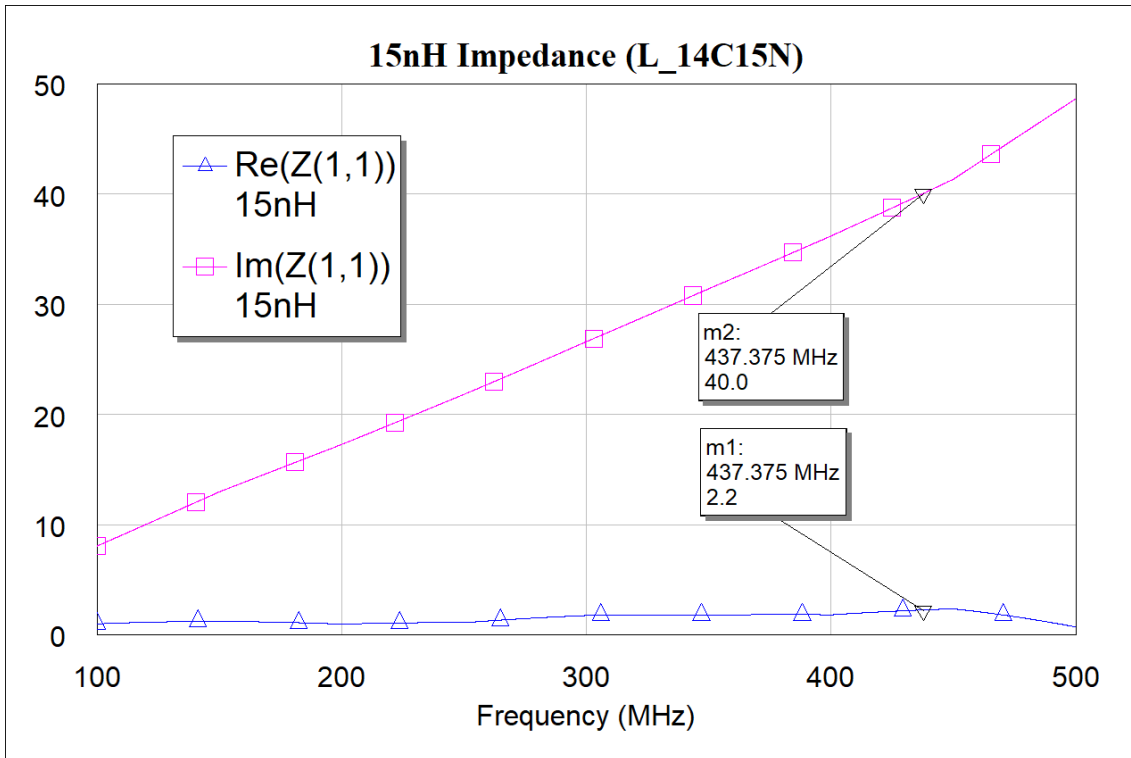


図 5-28 整合回路に使用した 15nH の特性

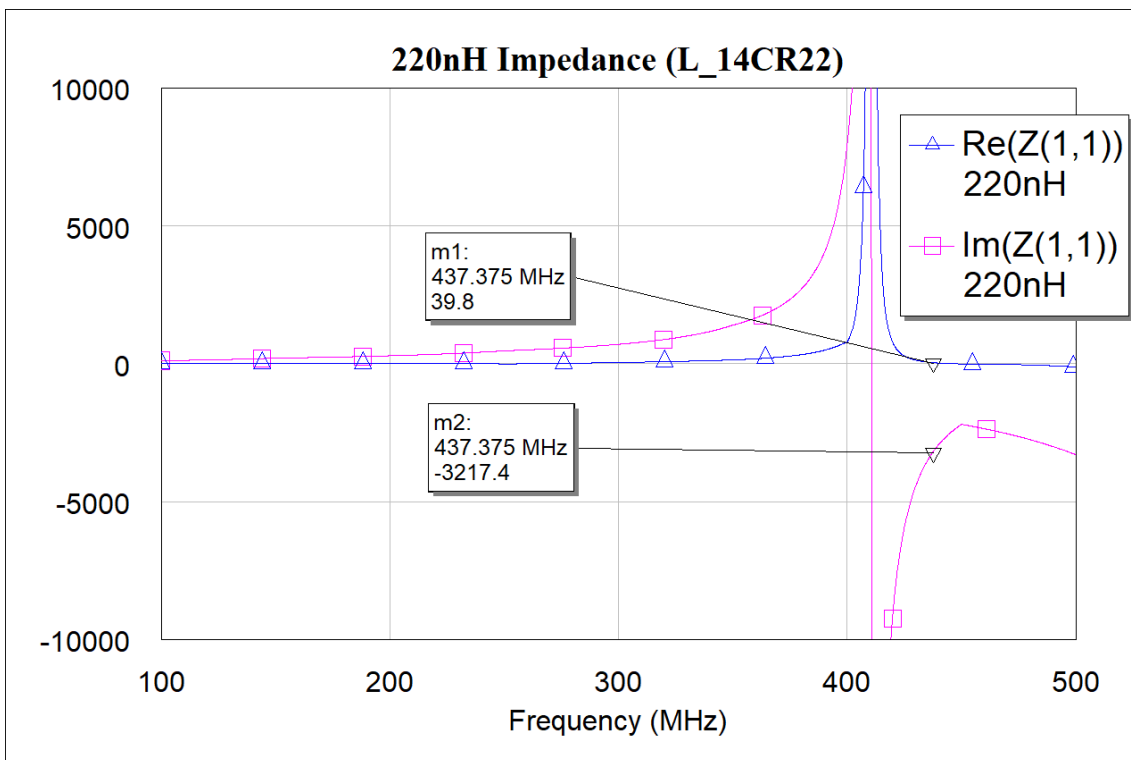


図 5-29 整合回路に使用した 220nH の特性

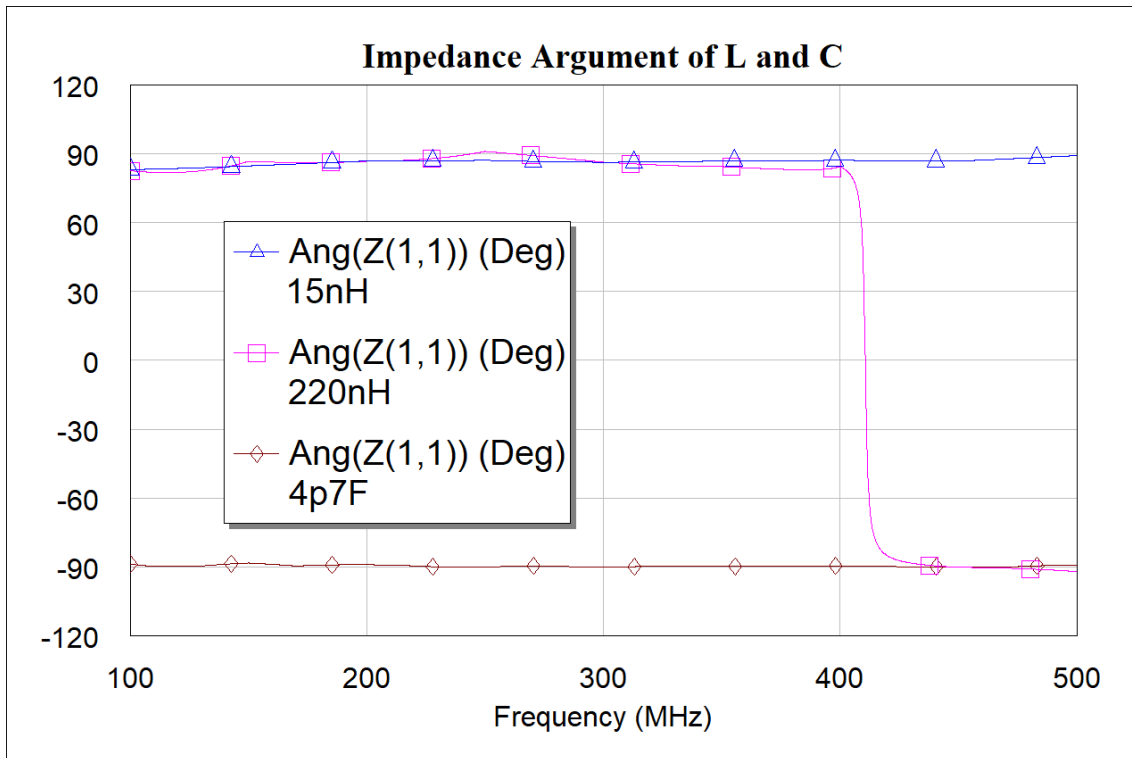


図 5-30 整合回路に使用した各種素子のインピーダンス偏角特性

5.5.2. Q 値の検討

式 (2-7) を使って、各シミュレーションモデルと STM,EM,FM の Q 値を比較した。表 5-2 に比較結果を示す。シミュレーション STM は同程度の Q 値を持っている。STM が若干低いのは、整合回路などが持っている抵抗損失の影響と思われる。STM から EM,FM にかけて、開発が進むにつれて Q 値 が下がっている。これは内部に搭載した機器や他のアンテナの影響であると考えられる。つまり内部機器の配置やシールドの最適化によって Q 値の低下を抑えることができる可能性がある。L.J.Chu(1948)によって、アンテナの持つ Q 値の低さと利得の高さはトレードオフの関係にあると示されており、この Q 値の低下を抑えることができれば、利得の減少も抑えることができる可能性がある。

表 5-2 ループヘンテナの Q 値比較

各アンテナの帯域幅とQ	RL_ref	VSWR	下限	上限	比帯域	Q
シミュレーション	10	1.92	422	432	2.3%	28.5
STM	20	1.22	434.8	438.8	0.9%	22.0
EM	20	1.22	429	436.2	1.7%	12.1
FM	20	1.22	429.1	445.7	3.8%	5.3

第6章 BIRDS-4 に搭載された無展開型 UHF アンテナの軌道上実証

BIRDS-4 は 2021 年 2 月 21 日にシグナス補給船に搭載され打ち上げられ、2021 年 3 月 14 日に ISS(International Space Station, 国際宇宙ステーション)から放出された [30]. この章では、打ち上げ後の軌道上実証結果について説明する.

6.1. BIRDS-4 ヘンテナミッションの回線計算

ヘンテナミッション用の通信機は 4.4 「軌道上実証用の CW ビーコン送信機」で測定したように、送信出力が 15dBm であった. また、打ち上げ前の実測値では、フライトモデルで最大利得が-5.7dBi であった. これらをもとにより詳細な回線計算を行なった. 回線計算の諸元を表 6-1 に示す. また、これらの諸元を用いた際の、仰角に対する回線マージンを表 6-2 に示す. 仰角 10 度以上で回線マージンが正となっており、仰角 60 度以上で 10dB 以上のマージンが確保されているため、軌道実証ができると見込まれる.

表 6-1 CW ビーコンの回線計算の諸元

	単位	値	備考
送信機 送信電力 Pt	dBm	15	CW ビーコン
周波数 f	MHz	437.375	アマチュア UHF 帯
高度 H	km	400	ISS
衛星アンテナ利得 Gt	dBi	-5.7	無展開アンテナ(1U CubeSat)
地上局アンテナ利得 Gr	dBi	22	円偏波クロス八木アンテナ 20 エレメント 2 スタック BIRDS プロジェクトの運用で使用
自由空間損失以外の損失 L	dB	22	距離由来の自由空間損失以外 ・ポインティングロス (衛星局 10dB, 地上局 3dB) ・偏波損失 (3dB) ・電離層損失 (1dB) ・大気損失 (1dB) ・降雨区間損失 (0dB) ・同軸ケーブル損失 (衛星局 1dB, 地上局 3dB)
要求 SN 比(E_b/N_0)	dB	10	CW ビーコン キーイング速度 20wps
雑音温度 T	K	600	
受信帯域 B	Hz	500	IC9100 CW Filter2 [23]

表 6-2 BIRDS-4 ヘンテナミッションの回線計算

Elevation α [deg]	range d[km]	FSLP*[dB]	Pr[dBm]	Link margin[dB]
0	2298	146.4	-139.1	-3.3
10	1441	142.4	-135.1	0.7
20	985	139.1	-131.8	4.0
30	740	136.6	-129.3	6.5
60	457	132.4	-125.1	10.7
90	400	131.2	-123.9	11.9

*自由空間損失

6.2. 軌道上実証結果

本章では、2021年12月15日に行われたループヘンテナの軌道実証結果について説明する [31].

6.2.1. 受信設備

ヘンテナの軌道実証のための電波の受信は九州工業大学に設置された八木アンテナを用いて行われた。受信設備の詳細を表 6-3 に示す。

表 6-3 ループヘンテナ軌道実証受信設備

パラメータ	値
アンテナ位置	九州工業大学 戸畑キャンパス 総合研究1号棟 屋上
緯度	北緯 33.8925 度
経度	東経 130.8401 度
標高	50m
アンテナ	22 エレメント クロス八木アンテナ 2 スタック (右旋回円偏波)
アンテナ利得	22dBic
ローテーター	Pro-Sis-Tel PST2501
受信機	RTL-SDR
受信ソフト	AIRSPY SDR# v1.0.0.1831
追加プラグイン	Baseband Recorder

6.2.2. ミッションの実行

地上局で八木アンテナの向きを衛星に向けるためのローテーターは、方位角 0 度付近の追跡が不連続であり、方位角 360 度から 0 度に横切る際に、逆向きにほぼ一回転する必要がある。この不連続を避けるために、ミッションの実行は衛星が方位角 360 度を通過せず、できる限り仰角が高いパスを選んだ。また、可視開始より前にミッションを開始するために、予約コマンドで地上からコマンドを送信するが、予約の時刻がバス系のプログラミングの都合上、255 分後までしか開始時刻を指定できない。そのため、直前のパスも十分コマンドが通る程度に高い仰角である必要がある。

日本の衛星である「Tsuru」の軌道要素からこれらの条件のもと実行パスを検討した。軌道要素を表 6-5 に示す。この軌道要素は SpaceTrack の Web サイトで配布されているものである [32]。検討の結果、2021 年 12 月 15 日にミッションの実行を決定した。タイムスケジュールを表 6-4 に示す。

ミッションを実行した結果、ヘンテナからとダイポールアンテナから交互に信号を受信することができた。ヘンテナからとダイポールアンテナからの最も強力な信号を受信したタイミングの受信画面をそれぞれ図 6-1 と図 6-2 に示す。またこれらの信号は受信と同時に Baseband Recorder プラグインによってサンプリングレート 250kHz、ビット深度 8bit の WAV フォーマットの IQ 信号として記録されている。

表 6-4 タイムスケジュール

時刻 (JST)	イベント
2021 年 12 月 15 日 13 時 38 分 40 秒	可視開始 (AOS)
13 時 43 分 23 秒	最大仰角 (13.0 度)
13 時 46 分 41 秒	コマンド送信 (確認応答あり)
13 時 48 分 06 秒	可視終了 (LOS)
15 時 13 分 00 秒	記録開始
15 時 14 分 34 秒	可視開始 (AOS)
15 時 19 分 40 秒	ヘンテナからの最も強力な信号受信開始
15 時 20 分 00 秒	最大仰角 (68.5 度) 方位角 225.0 度
15 時 21 分 10 秒	ダイポールアンテナからの最も強力な信号受信開始
15 時 25 分 23 秒	可視終了 (LOS)
15 時 26 分 00 秒	記録終了

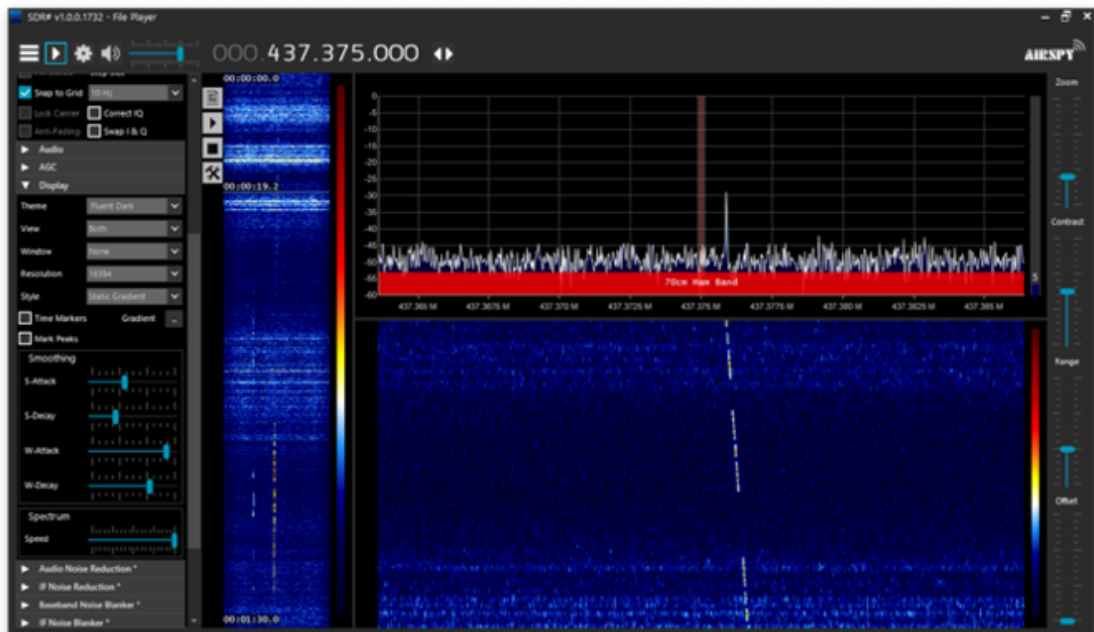


図 6-1 ループアンテナからの信号を受信中の様子

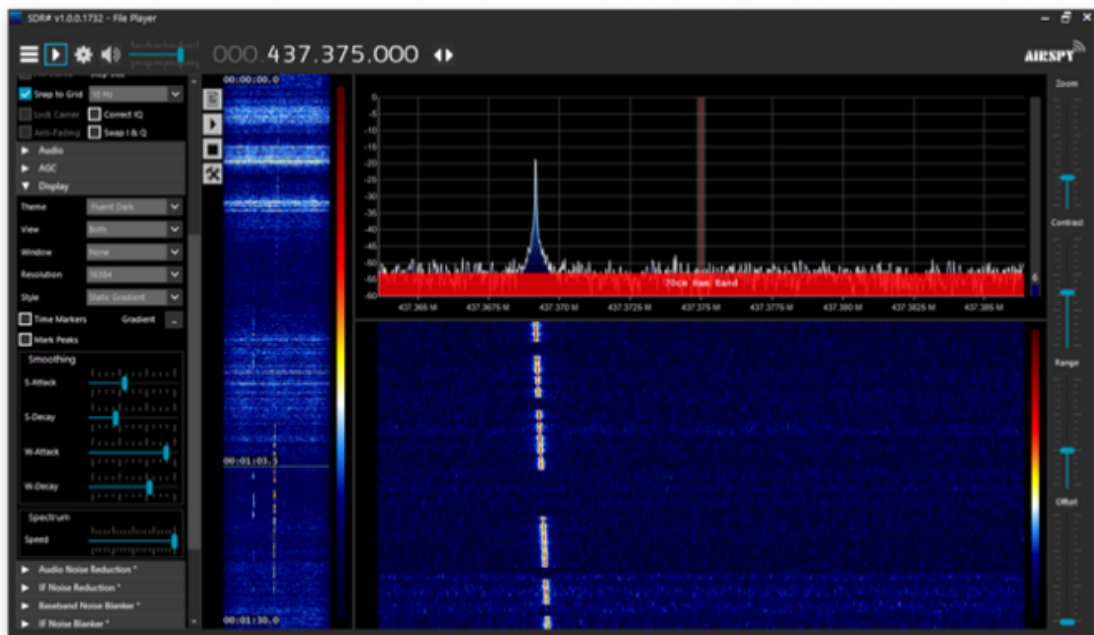


図 6-2 ダイポールアンテナからの信号を受信中の様子

表 6-5 可視パスの計算のを使用した軌道要素

要素	値
名前	TSURU
NORAD ID	47927
原期(UTC)	2021/12/14 14:20:47
軌道傾斜角	51.639 度
昇交点赤経	162.871 度
離心率	0.0000359
近地点離角	276.418 度
平均運動	15.56956963 回/日
平均近点角	83.677 度

6.2.3. 受信信号の FFT 解析

受信時に記録した IQ 信号を MATLAB で高速フーリエ変換(FFT)することで、各時刻のスペクトラムを得た。受信信号は連続的に周波数が変化するため、窓関数としてフラットトップ関数 [33]を使用した。

ループアンテナからの信号を受信中のスペクトラムとダイポールアンテナからの信号を受信中のスペクトラムをそれぞれ図 9 と図 10 に示す。これらのグラフはドップラーシフトで変化する周波数範囲の $\pm 15\text{kHz}$ に注目して描画しており、横軸は送信周波数 (437.375MHz)からの差を示す。

ループアンテナからの信号はおよそ最大仰角の時刻であるため、ほぼ周波数のオフセットがない。ダイポールアンテナは衛星が遠ざかりつつあるため、受信周波数が低くなっている。また、受信強度は 15.6dB の差があることがわかる。

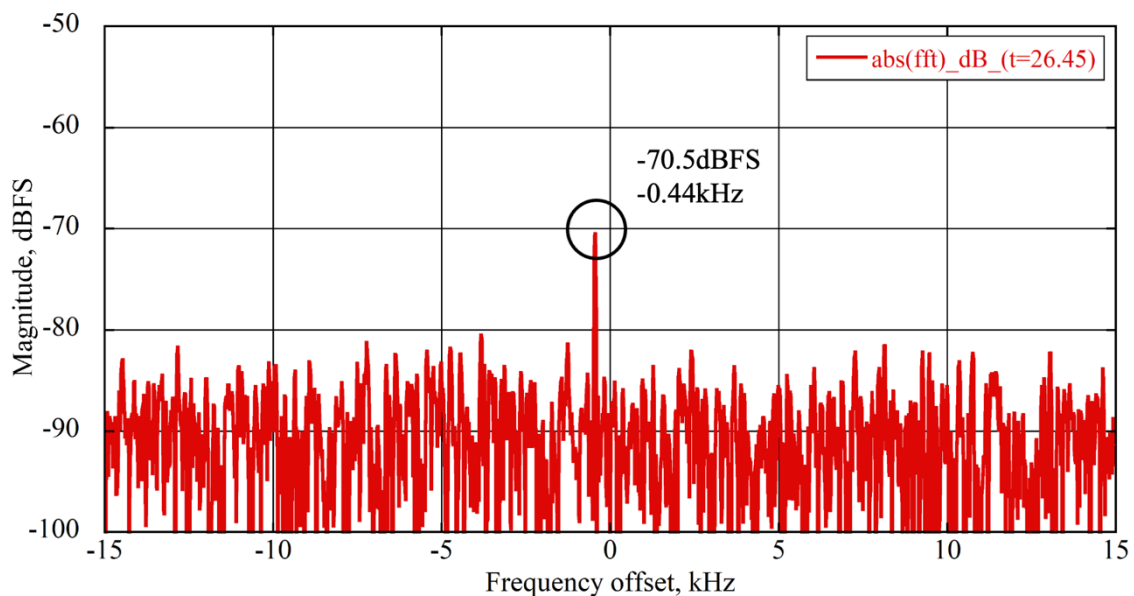


図 6-3 ループアンテナからの受信信号スペクトラム

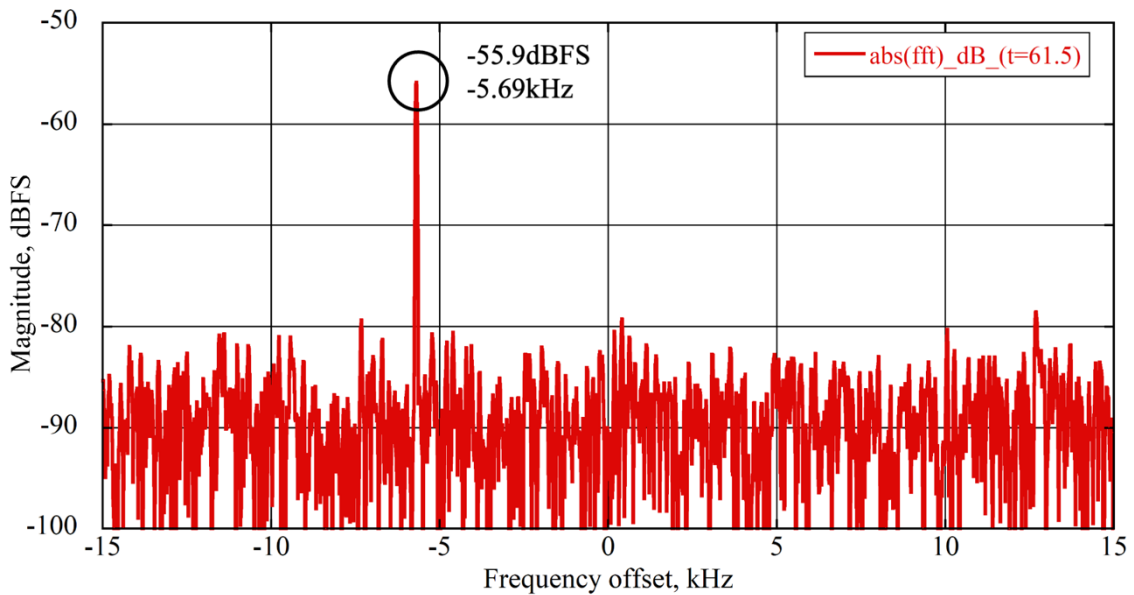


図 6-4 ダイポールアンテナからの受信信号スペクトラム

これらのスペクトラムから各時刻におけるピーク強度を算出することができる。また、それぞれの時刻における衛星と地上局間の距離は軌道要素から計算することができるため、自由空間損失の変動分も補正することができる。自由空間損失の変動を補正したピークを時間軸でプロットしたものを図 6-5 に示す。このグラフの縦軸は最大受信電力で正規化している。横軸の時刻は 2021 年 12 月 15 日 6:19:40(UTC)からの経過時刻である。このグラフからそれぞれの信号は時間的に 10dB 程度の変動を持っていることが分かる。

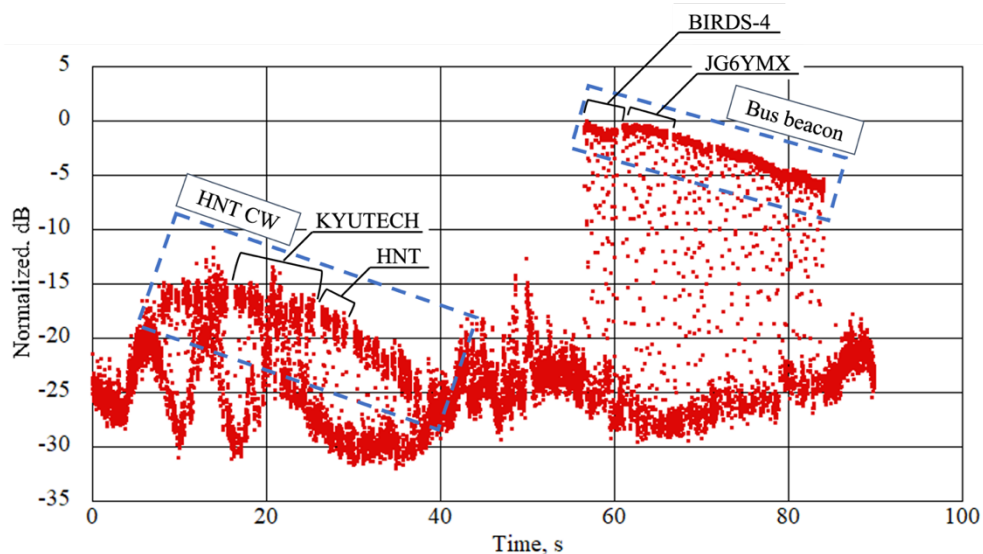


図 6-5 各時刻における自由空間損失補正後の受信電力（最大受信電力で正規化）

のループアンテナからの信号の受信電力の最大点付近と、ダイポールアンテナからの信号の受信電力の最大点付近を拡大したものをそれぞれ図 6-6 と図 6-7 に示す。それぞれの英文モールス符号の上には符号が意味するアルファベットを付している。「KYUTECH」と「BIRDS4」はそれぞれの送信機から送信されるべきメッセージに含まれており、これ以外の前後のメッセージも、あらかじめプログラムされたメッセージと一致している。これらのモールス符号からのメッセージの一致から、ループアンテナからとダイポールアンテナからの信号であることが確認できる。それぞれ、ループアンテナの「K」符号付近とダイポールアンテナからの「B」符号付近の信号に着目すると、それぞれ-15.9dB、-0.3dBの強度を持っていることが読み取れる。これより 15.6dB の受信強度の差があることがわかる。

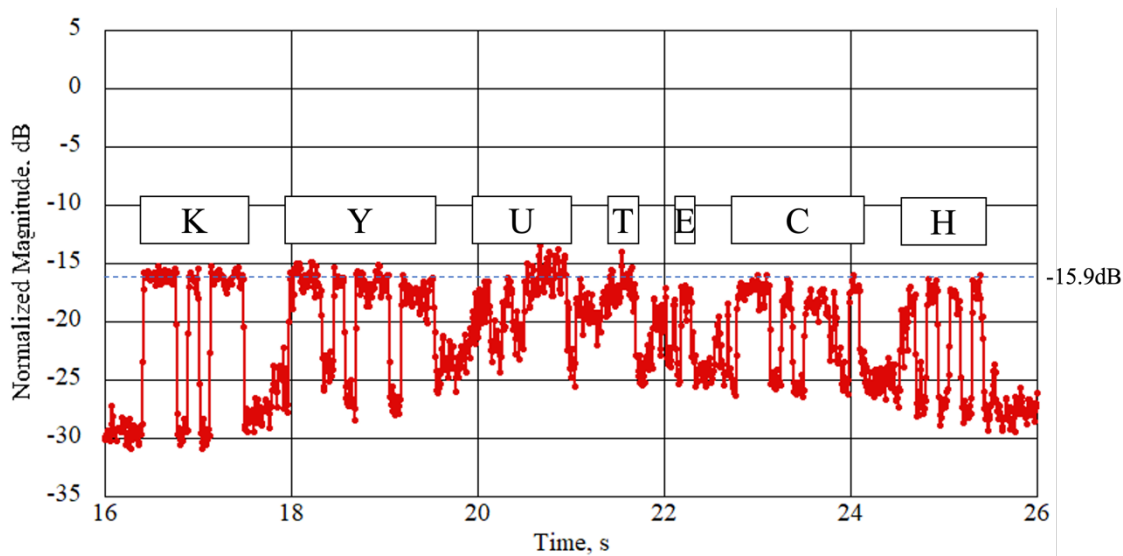


図 6-6 ループアンテナからの信号の最大点周辺

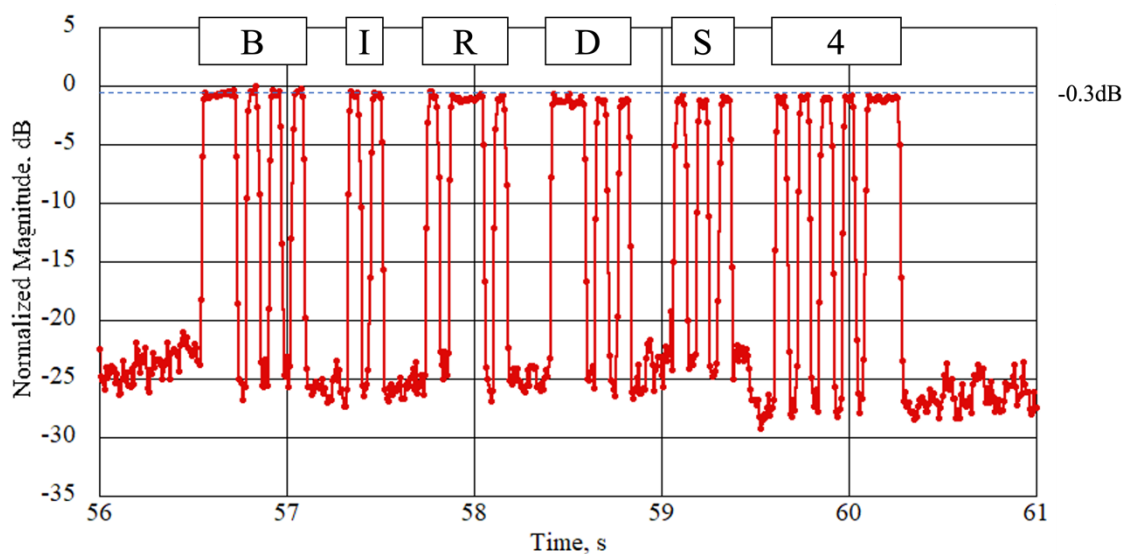


図 6-7 ダイポールアンテナからの信号の最大点周辺

第 5 章で説明した通り，ダイポールアンテナは 3.2dBi の最大利得を持っていた．この値を基準とすると，送信機の送信電力の差（19.3dBm と 15.0dBm）も考慮に入れると，この実験では 8.1dBi 相当の利得を発揮したと考えられる．これによって 1U CubeSat 構造を利用したループアンテナが展開なしで宇宙空間においてアンテナとして機能したことを実証した．

第7章 無展開型 S バンド高利得アンテナの要求と設計

本章から第9章までは、透明パッチアレイアンテナによる無展開型 S バンドアンテナについて述べる。

7.1. 無展開型 S バンドアンテナの要求設定

すでに述べたとおり、近年、CubeSat による深宇宙探査が現実に行われ始めている [13, 34, 35]。特に月探査 [34] [35]は注目を浴びており、これに使うアンテナについても必要性が高まっている。

現在、CubeSat が多く飛んでいる地球低軌道 (Low Earth Orbit, LEO) では、高度は 1000km 以下であり、通信距離は 4000km を越えることはない。しかしながら、月面探査となると、その通信距離は 40 万 km 程度まで伸びる。距離にして 100 倍以上が要求されるため、月周回 CubeSat から地球局までの距離の二乗に比例する自由空間損失は地球低軌道の CubeSat と比べて電力換算で 10,000 倍以上となる。この損失は送信電力の向上、地球局アンテナの利得向上、各種損失の低減、通信速度の低減、CubeSat 搭載アンテナの利得向上などによって補う必要がある。

従来の CubeSat では、地球表面における電界密度制限 (Power Flux Density, PFD) [36]により送信電力や CubeSat 側のアンテナ利得が制限されていた。特に S バンドはその伝搬損失の低さからアンテナ利得に対する制限が厳しかった。使用する帯域幅にもよるが、単一のパッチアンテナであれば 1W 以下の電力で制限を超える可能性があった。しかし、深宇宙であればこれらの制限は緩和されるため、高利得アンテナを使うメリットが出てくる。さらに、周波数が低く伝搬損失が低いことはむしろメリットとなる上に、直流から高周波への変換効率も周波数が低い方が良いため、全体的には低消費電力となる可能性がある。

以上より、本章では月面探査のための月周回 CubeSat を考え、S バンドを使用したミッション通信系に使用するアンテナの設計を行う。

7.1.1. ミッション設定

S 帯を使用した月周回 CubeSat に搭載されるミッションとして以下の条件を設定した。この条件で必要とされる通信速度を見積もる。

- ・月面高度 100km を周回する CubeSat を考える。
- ・毎周期ごとに RGB の 640 x 480 の解像度の JPEG 写真をダウンリンクする。
- ・JPEG 圧縮率は 10%とする。
- ・どの軌道を選んでも、軌道周期の半分は最低でも CubeSat が地球から見える位置にいる。
- ・可視時間の 8 割をミッションダウンリンクに割り当てられる。

まずは、月面高度から軌道周期を計算する。ケプラーの法則より軌道周期 T と軌道長半径 a は次の関係がある。

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi}{GM} \quad (7-1)$$

ここで、 G は万有引力定数で、 M は主星の質量である。ここでは月の質量 M_E となる。これから月面高度 100km の軌道周期を求めると $T=120$ 分となる。軌道周期の半分は最低でも表側におり通信ができること。また、その可視時間のうち、8割はミッションダウンリンクに割り当てられると仮定すると、通信時間は最低でも 2900 秒程度となった。ここで、簡単のために地球局が月を可視できるかのタイミング、通信エラー時のパケット再送信などについては考慮に入れていない。

また、ダウンリンクする写真のデータ量を見積もると、640 x 480 の 8bit フルカラーの写真は $640 \times 480 \times 8\text{bit} \times 3 \text{色} = 7.37 [\text{Mbit}]$ である。JPEG 圧縮によって 10%までファイルサイズを小さくできるとして、データ量は 737[Kbit]となる。これらを 2900 秒でダウンリンクするために必要なデータレートは

$$\text{DataRate} = \frac{737 \times 10^3}{2900} = 254 [\text{bit/sec}] \quad (7-2)$$

となる。ここで今後の回線計算を簡単にするために、300bit/sec を要求仕様として定義する。

7.1.2. 通信諸元設定と利得要求設定

300bit/sec を月面からダウンリンクする回線計算を行った。表 7-1 に計算結果を示す。

表 7-1 月周回軌道から地球局へのダウンリンク回線計算

Item	Value	Unit	Remark
Frequency	2275	MHz	Center of Space Operation and Space Research band
bandwidth	6.00E-01	kHz	2 times of bitrate, B
Modulation	BPSK		
Protocol	Reed Solomon (Interleave L = 5) CCSDS compliant		
Data Rate	300	bps	from mission requirement
Transmission side	Output power	1	W Considering CubeSat power generation, P
	Line Loss	0.0	dBW Ptx=10log(P)
	Antenna gain	11.3	dBi Ltx
	EIRP	11.3	dBi Gtx
	Antenna pointing loss	10.3	dBW EIRP = Ptx-Ltx+Gtx
	range	1.0	dB Lpt
Path loss	3.80E+08	m	Moon to Earth, r FSPL=20log(4πr/λ)
Receive side	Istropic signal level at Receive side with 0dBi antenna	211.2	dBW Pri = EIRP-Lpt-FSPL
	Antenna pointing loss	-201.9	dB Lpr
	Antenna gain	1.0	dB 2.4m dish with η=50% as aperture efficiency Grx=10log((πD/λ) ² η)
	Line loss	32.1	dBi Lrx
	Receive Power at LNA Input	1.0	dB Prx=Pr-Lpr+Grx-Lrx
	Effective Noise Temperature	-171.8	dBW T
	Thearmal Noise	100	K N = 10log(kT)
	Signal-Noise ratio(Eb/N0 or S/N)	-208.6	dBW/Hz SN=Prx-N+10log(B)
	BER	12.1	dB
Required SNR	1.00E-05		from AOS datalink protcol standard SN_req
Link margin	2.1	dB	SN-SN_req

この結果より、CubeSat アンテナに必要とされる利得の目安として 11.3dBi が得られた。

7.1.3. その他考慮事項

11.3dBi の利得を持つアンテナは指向性を持つアンテナとなる。姿勢制御系への要求を試算するために、放射効率が 100%の持つアンテナを考える。この時、指向性 D は G と同じ

になるので、 $D=11.3\text{dBi}$ となる。この指向性 D とビームの立体角 Ω の関係は [37]

$$D = 10 \log\left(\frac{4\pi}{\Omega}\right) [\text{dBi}] \quad (7-3)$$

である。これから立体角 Ω を計算すると、 $0.932[\text{sr}]$ となる。ここで、放射パターンが軸対称なペンシルビームとすると、立体角 Ω はビーム幅（半幅全幅） θ から求めることができ、

$$\Omega = 2\pi\left(1 - \cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\right) [\text{sr}] \quad (7-4)$$

の関係がある。計算するとビーム幅 θ は 63 度となる。これよりこのアンテナは指向性アンテナではあるが、非常に正確な姿勢制御は必要としないことがわかる。しかし、実際に CubeSat に組み込んで開発する際は、姿勢制御則の一部として考慮に入れる必要がある。

また、単体のパッチアンテナの典型的な利得は 6dBi 程度 [38] [39] [40] であり、 11.3dBi を実現するためには、パッチアンテナを並べたパッチアレイアンテナ構造が必要であると考えられる。この時、S 帯で 2×2 の基本的なパッチアンテナを作ると、一辺が 20cm 程度の平面アンテナになる。深宇宙探査のプラットフォームとしては機器類のサイズの都合上、 6U 以上の CubeSat を使うことが考えられるため、このサイズでも搭載は可能である。しかしながら、ほぼ一面を占有することとなり、 6U であれば全体のおよそ 2 割の面積をダウンリンク用アンテナとして使うことになる。外面パネルは CubeSat の限られた資源であるため、この設計は受け入れられにくい。

そこで、パッチアンテナをガラス材料で作ることを提案する。先行研究として、Nicole Neveu 他[41]の比較的小型のガラス製パッチアンテナの試作 [41] や、Liton Chandra 他による K band の高利得高帯域ガラスパッチアンテナ [42] がある。しかしながら、まだ、 6U CubeSat の一面を埋めるような大型のパッチアレイアンテナは開発されていない。S バンドであれば比較的周波数が低いため、距離による損失が少ない。また、 2×2 のパッチアレイアンテナで 10dBi 以上を見込むことができる。また、これによってパッチアンテナの裏に太陽電池を貼ることができるため、発電もできることとなり、限られた外面パネルを有効活用することができる。また、太陽電池が貼られない面を無くすことによって、異常発生時などの冗長性の確保も行うことができる。図 7-1 にアンテナの構想図を示す。

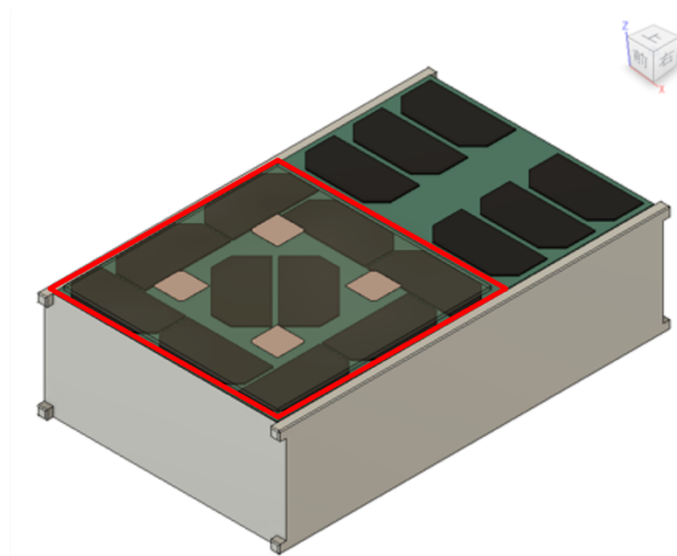


図 7-1 S バンド透明パッチアレイアンテナを搭載した時の構想図

赤枠で透明パッチアレイアンテナの位置を示す。

7.2. 無展開型 S バンドアンテナの設計と試作

2x2 のパッチアンテナでどれだけの利得が得られるかを試算するために、電磁界シミュレーター OpenFDTD [43] を使用して解析を行った。使用周波数は宇宙運用、宇宙研究に使用できる S バンドの中央の 2275MHz を選択した。誘電体材料はソーダ石灰ガラスを使用し、サイズは 6U CubeSat に載せることを考慮して 20cm x 20cm を仮定した。また、厚さについては、CubeSat 規格に規定されている、レール端面から 6.5mm 以内であれば飛び出して良いという規定に、太陽電池セルを貼り付けた外面パネルも含めて収まりかつ、入手性を考慮して 3mm 厚を仮定した。また、ガラスの誘電率は測定結果 [44] より $\epsilon_r=6.45$ を用いた。右旋回の円偏波を発生させるために、4つのパッチは正方形を基本として、1つの対角線上の角を切り欠くことによって、それぞれのパッチ素子が円偏波を発生できるようにした [40] [45]。さらに、軸比の改善、整合帯域の拡大を目指して、それぞれのパッチ素子は物理的に 90 度ずつ位相を変えて配置し、位相差給電を行うシーケンシャル給電を実装した [40] [45]。これらの設計は 10cm x 10cm のパッチアンテナを先に試作し、各種寸法や透明電極、銅箔など寸法を調整しながら設計したが、ここでは最終的なパッチアレイアンテナの構造を示す。図 7-2 にパッチアレイの寸法を示す。これらのパッチはガラス表面に銅テープを使って形作られている。また、それぞれのパッチ素子の給電点からマイクロストリップラインを使った 1/4 波長整合回路を使って 50Ω に整合させたのち、ガラスの端まで引き延ばしている [40] [46]。なお、1/4 波長整合回路は幅 0.8mm 長さ 18.4mm、50Ω マイクロストリップラインは幅 4.2mm となった。パッチアレイアンテナの図 7-3 に断面構造を示す。背面は透明導電膜の ITO (Indium Tin Oxide) でコーティングされており、電流の集中するパッチ素子やマイクロストリップライン背面はパッチ素子より 5mm ずつ大きい銅テープで補強されている。試作と各種寸法の調整をしたパッチアレイアンテナを図 7-4 に示す。シミュ

レーションでは最大利得は 13.0dBic であり，要求を満たす．なお，今後円偏波のアンテナ利得については区別するために dBic [45]と記載する．

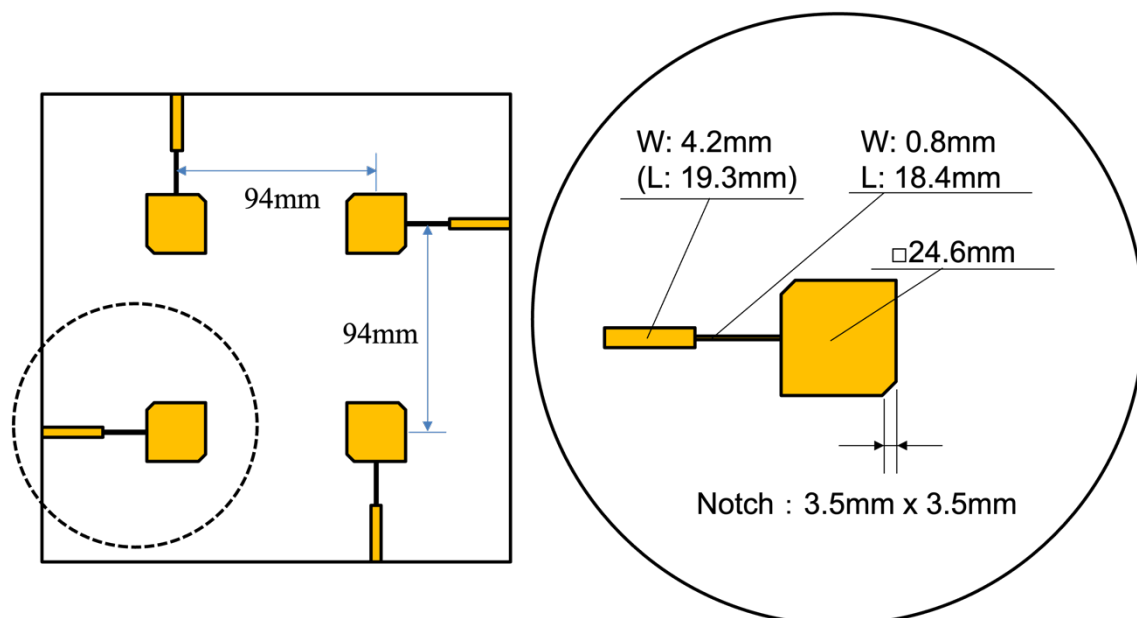


図 7-2 S バンド透明パッチアレイアンテナの寸法

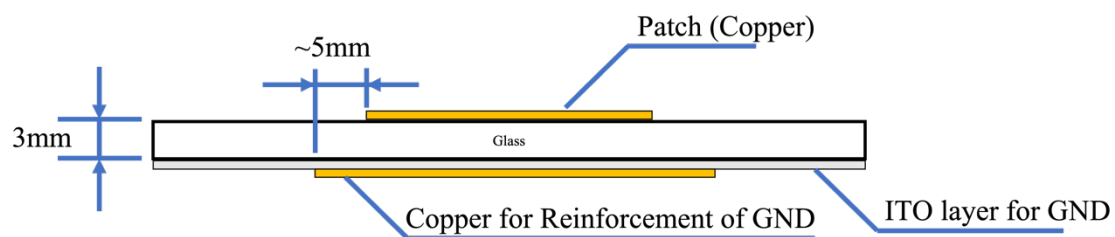


図 7-3 S バンド透明パッチアレイアンテナの断面構造

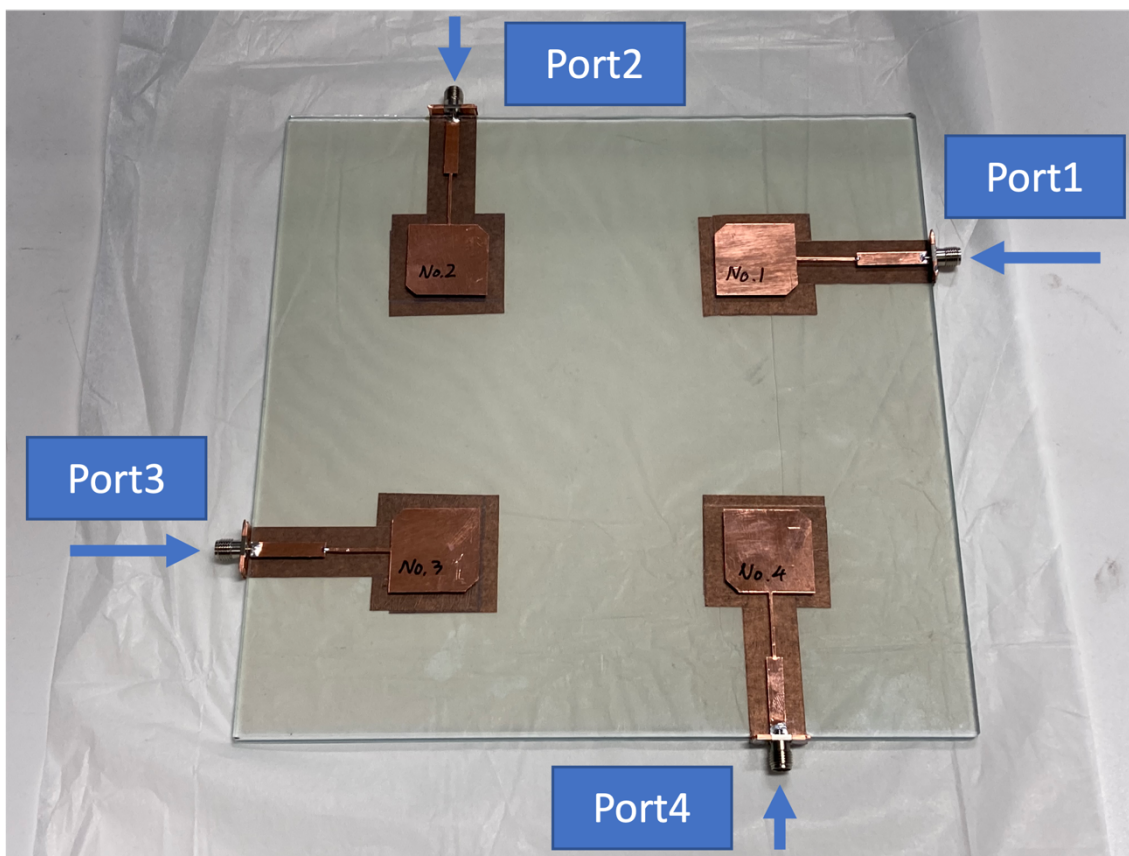


図 7-4 S バンド透明パッチアレイアンテナの試作品

第8章 無展開型 S バンド高利得アンテナの測定

8.1. 反射損失の測定

パッチアレイアンテナは、それぞれのパッチアンテナからの電波を合成する構造のため、それぞれのパッチ素子の反射損失を見ながら、各寸法を微調整し、最終的に分配回路で合成して一つのアンテナとして測定する手法を使用した。

8.1.1. 各エレメントの反射損失測定

各エレメントに SMA コネクタを半田付けし、VNA (ZNB20 Rohde&Schwarz 製) によって反射損失を測定した。測定方法は 5.1.1 章と同様である。それぞれの素子は同一の構造をしており、結果はほぼ同じであるため、図 7-4 の右上の素子 (No.1 の素子) の測定結果を図 8-1 と図 8-2 に示す。単体のパッチ素子は十分低い反射損失 ($S_{11} < -10\text{dB}$) を持っており、入力インピーダンスはスミスチャート上で使用周波数にノッチが見られるため、複共振を起こしており、単体のパッチ素子自身から円偏波の電波が出ると考えられる。

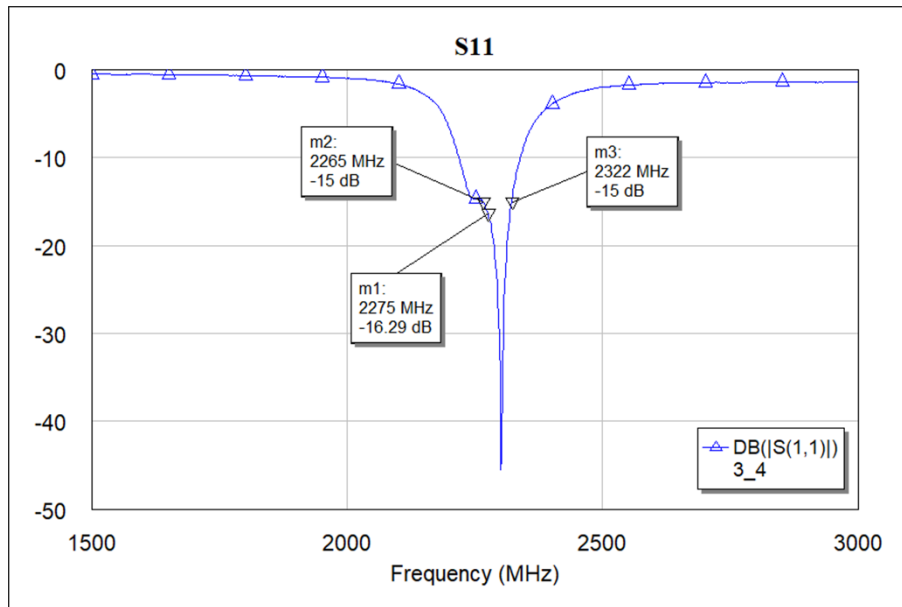


図 8-1 透明パッチアレイアンテナの素子 1 の反射損失

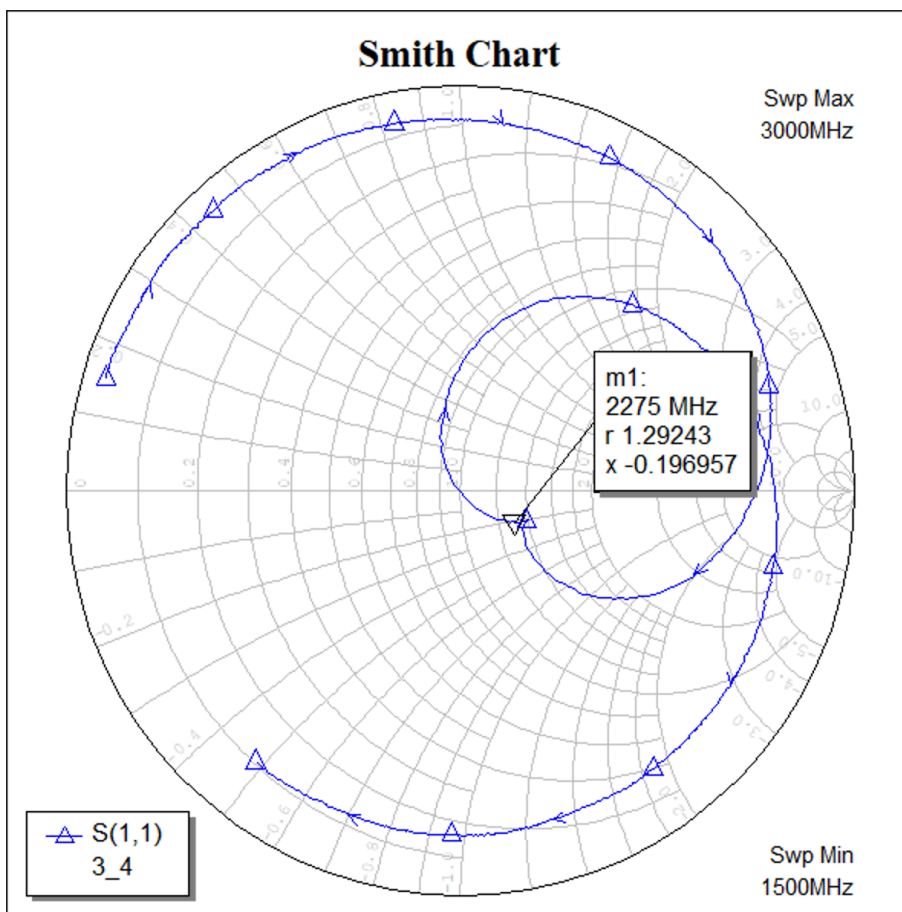


図 8-2 透明パッチアレイアンテナの素子 1 の入力インピーダンス

8.1.2. パッチアレイアンテナの反射損失測定

各パッチ素子の調整後、分配回路で 4 つのエレメントを接続し、一つのアンテナとして機能するようにした。図 8-3 に配線後のパッチアレイアンテナを示す。それぞれのエレメントには SMA コネクタ付きの同軸ケーブル (RG-315) が接続され、その長さは物理的位相に合わせて電氣的位相が使用周波数 (2275MHz) において、0, 90, 180, 270 度差になるように調整されている。長さの調整は、誘電体による短縮効果を考慮に入れた理論値で作成したのち、VNA に繋いで、反射電力の位相が 0, 180, 360, 540 度となるように調整した。分配は MiniCircuit 社の ZN4PD1-63LW-S+ を使用した。反射損失の測定結果を図 8-4 に示す。図 8-1 と比べると 2275MHz での反射損失が 16dB から 23dB に改善されており、帯域幅が反射損失 15dB を基準に見ると 57MHz (2265~2322MHz) から 596MHz (1951~2547MHz) と 10 倍以上広がっていることがわかる。これは、分配回路で分配されてそれぞれの素子に向かった信号の反射電力が位相を変えて分配回路で合成されるため、それぞれの反射電力が打ち消し合うためである。これは、つまりシーケンシャル給電が正常に動作していることも示す。

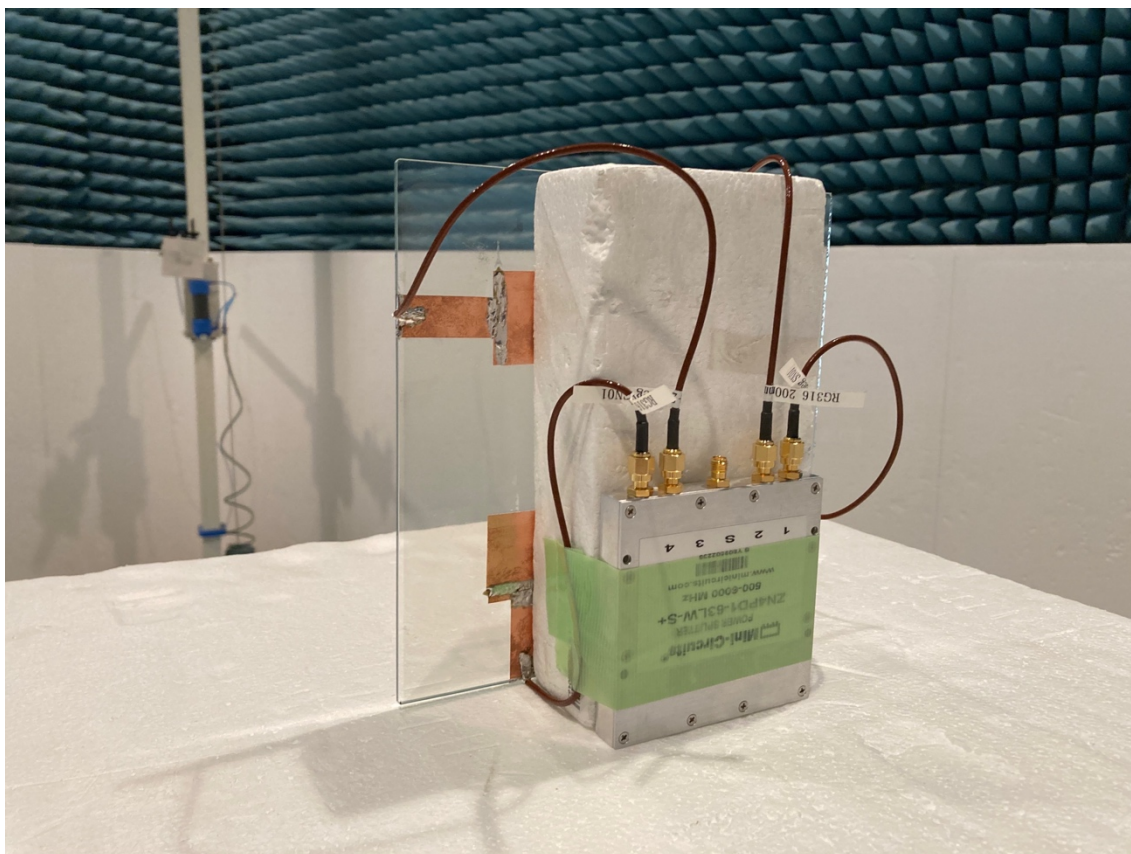


図 8-3 透明パッチアレイアンテナと分配回路

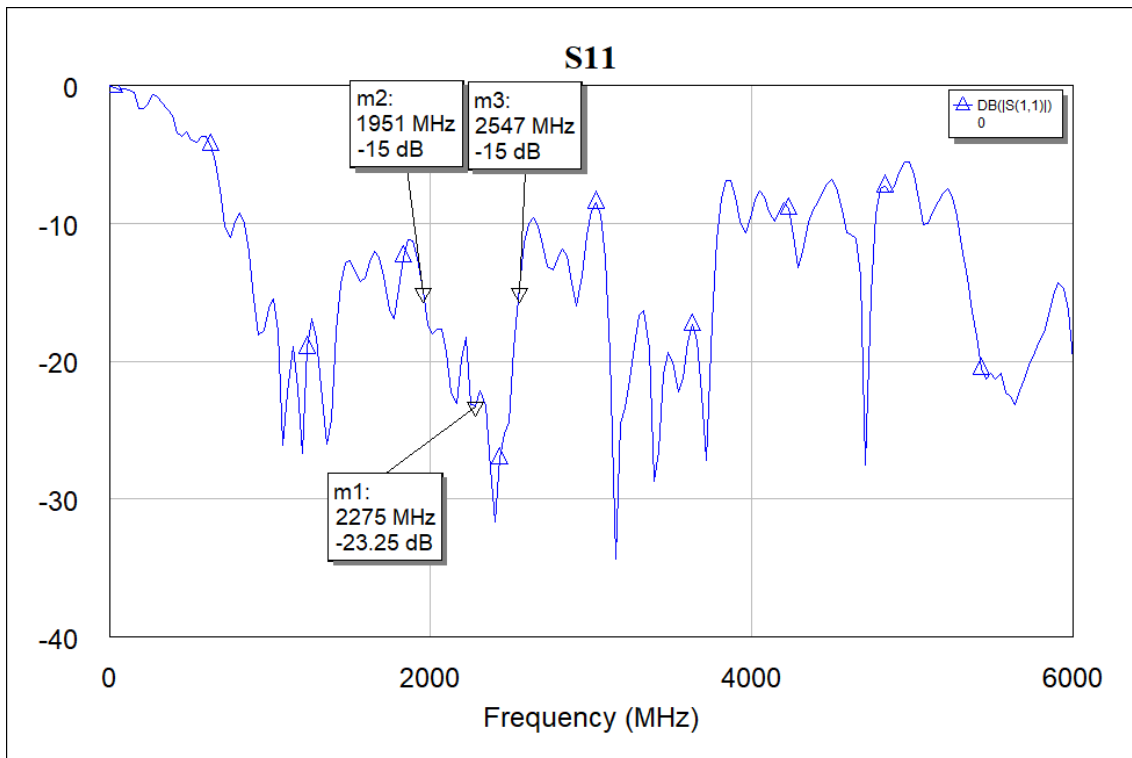


図 8-4 透明パッチアレイアンテナの反射損失

8.2. 放射パターン測定

反射損失の測定が終わったパッチアレイアンテナを九州工業大学の電波暗室で測定を行った。測定方法は5.1.2章と同様であるが、試作したパッチアンテナは円偏波であるため、受信アンテナをダイポールアンテナからヘリカルアンテナに変更している。また、絶対利得は次章の方法で測定した。そのため、放射パターンはメインビームの幅やサイドローブの大きさ、バックローブの大きさなどの把握のために測定した。に結果を示す。赤の実線がシミュレーション結果であり、青のプロットが測定結果である。シミュレーション結果と測定結果は一致しており、特にメインローブの大きさ、第一ヌル点の位置は非常によく一致している。サイドローブの大きさについてもある程度一致しており、シミュレーションの妥当性が検証できた。バックローブがシミュレーションよりも大きいのはシミュレーションでは背面グラウンドを完全導体としてモデリングしているためで、フロントバック比 (FB 比) は 25dB 以上確保できているため、実用上問題ないと思われる。

ビーム幅について見てみると、シミュレーションは 35.1 度で測定結果は 41.4 度であった。これは、背面グラウンドの大部分を抵抗率の高い透明導電膜を使用したために広がったと考えられる。また、軸対称のペンシルビームを仮定すると、指向性はそれぞれ 16.3dBi と 14.9dBi であり、この差分 1.4dB が透明導電膜分の損失であると考えられる。

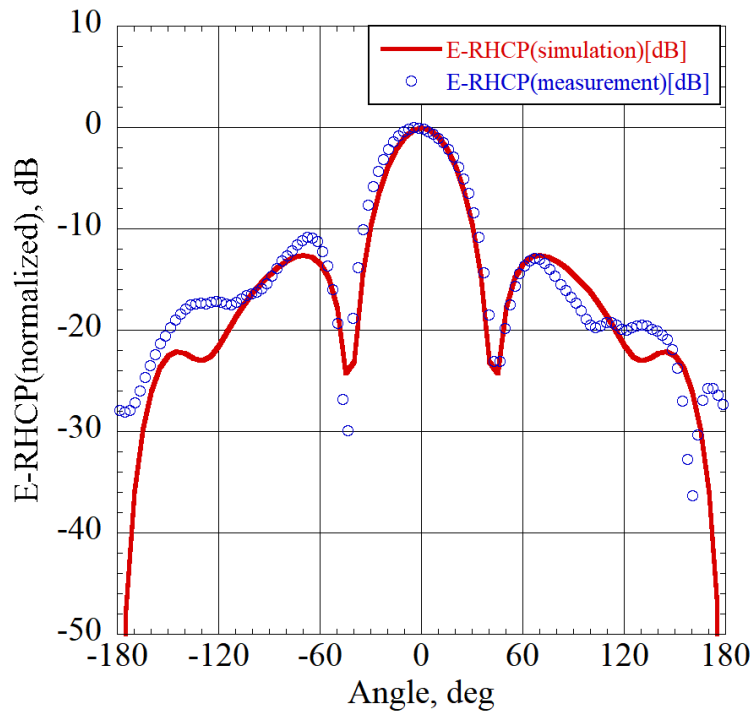


図 8-5 透明パッチアレイアンテナの放射パターン

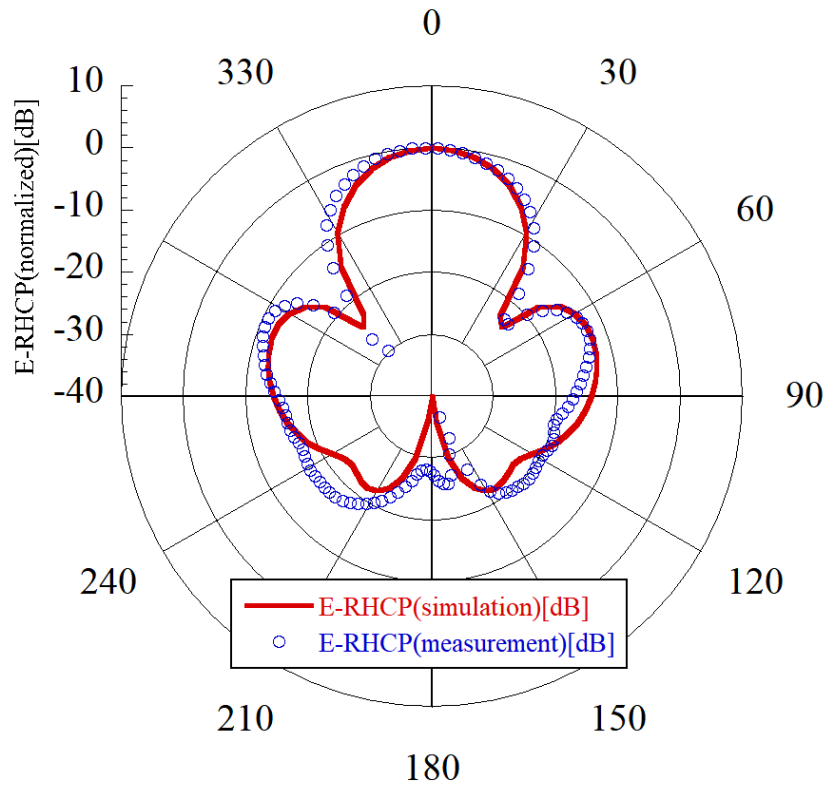


図 8-6 透明パッチアレイアンテナの放射パターン (極表示)

8.3. 正面利得測定

このアンテナは正面利得を高めた指向性アンテナにすることで、月面からの通信を成立させることを目標としているため、正面利得の測定は非常に重要である。そのため、正面利得の測定方法としてダイポールアンテナを使用して 0,45,90,135 度の偏波面における電界を測定することによって、円偏波度とともに利得を測定する方法 [47]を採用した。

2275MHz に対応したアンリツの測定用ダイポールアンテナ MA5612B4 を使用して、5.1.2 章と同様の手順で垂直偏波を 0 度として、進行方向から見た時に時計周りに 45 度、90 度、135 度の角度のアンテナ利得を測定したところ、以下の通りであった。

$$E_0=7.6\text{dBi} = 5.71$$

$$E_{45}=6.5\text{dBi} = 4.51$$

$$E_{90}=8.3\text{dBi} = 6.80$$

$$E_{135}=8.8\text{dBi} = 7.67$$

ここで、垂直偏波から偏波楕円の長軸までの角度を τ とすると、次のように計算できる。

$$\tau = \frac{1}{2} \arctan \frac{G_{45} - G_{135}}{G_0 - G_{90}} = \frac{1}{2} \arctan \frac{4.51 - 7.67}{5.71 - 6.80} = 0.614[\text{rad}] = 35.1[\text{deg}] \quad (8-1)$$

この τ とそれぞれのアンテナ利得を使って、軸比 (Axis Ratio, AR) は

$$AR = \sqrt{\frac{G_0^2 \cos^2 \tau + \frac{1}{2}(G_{45}^2 - G_{135}^2) + G_{90} \sin^2 \tau}{G_0^2 \sin^2 \tau - \frac{1}{2}(G_{45}^2 - G_{135}^2) + G_{90} \cos^2 \tau}} = 0.963 = 0.33[\text{dB}] \quad (8-2)$$

と計算でき、非常に良い軸比であることがわかる。

ここで、 Γ を次のように定義して、計算する。

$$\Gamma = \frac{E_{LHCP}}{E_{RHCP}} = \frac{AR - 1}{AR + 1} = -0.0191 \quad (8-3)$$

これらより、右旋回円偏波 (RHCP) の利得と交差偏波にあたる左旋回円偏波 (LHCP) の利得は以下のように計算できる。

$$G_{RHCP} = \frac{G_0 + G_{90}}{1 + \Gamma^2} = 11.0[\text{dBic}] \quad (8-4)$$

$$G_{LHCP} = \frac{\Gamma^2(G_0 + G_{90})}{1 + \Gamma^2} = -23.4[\text{dBic}] \quad (8-5)$$

以上より、試作したパッチアレイアンテナの利得は 11.0dBic であると計算された。

この値は、シミュレーション値 13.0dB より低い。これは、給電回路の損失によるものだと考えられる。分配回路に使用した MiniCircuit ZN4PD1-63LW-S+ は 500MHz~3000MHz の範囲で 0.4dB(Typ.) または 0.9dB(Max.) の損失を持つ。また、給電回路から各パッチまでの接続に使用した RG-316 は 1m あたり 1.45dB の損失を持っており、20cm 程度の長さを持っているため、0.3dB 程度の損失を持つ。そのため、合計で 0.7(Typ.)~1.2dB(Max.) の損失がある。残りの 1.3dB~0.8dB は、ガラスの持つ $\tan \delta$ 損失や、

ガラス基板上のマイクロストリップライン，また，透明導電膜の抵抗率のためだと考えられる． $\tan \delta$ 損失や透明導電膜の抵抗率の改善は難しいが，ガラス基板上のマイクロストリップラインは背面からの同軸による直接給電によって改善する可能性が高い．これの採用は，透明部の拡大にもつながるメリットがあるが，ガラスに穴を開ける必要があり，振動環境耐性の確認などが必要となる．

また，11.0dBic は要求 11.3dBi に対して 0.3dB の不足であり，回線マージンから考えると，十分に回線は成り立つと考えられる．

第9章 無展開型 S バンド高利得アンテナの環境試験

宇宙機のパッチアンテナの材料にガラスを使用するのは安全上の懸念がある．また，太陽電池の上にアンテナを置く都合上，透過率も重要になるが，ガラスは放射線によって色がついてしまうことがある．ここでは，ガラス素材に対して，安全上の観点から振動試験と透過率の観点から放射線試験と透過後の発電電力について試験を行う．

9.1. 振動試験

宇宙機はロケットによって軌道に投入されるため，打ち上げ中の振動に耐える必要がある．今回は，打ち上げロケットが決まっていないため，ISO-19683 [48]に規定された認定試験 (Qualification Test, QT) の規格に沿ってランダム振動試験を行った．この国際規格は，超小型衛星並びに搭載機器の試験方法について記述されたものである．振動試験機は九州工業大学 超小型衛星試験センター (Center for Nanosatellite Testing) の 35KN 振動試験機 [49]を使用した．振動試験の様子を図 9-1 と図 9-2 に示す．水平方向は X/Y 軸で一回ずつ，Z 軸で一回の合計 3 回行なった．ガラスは 4 辺をそれぞれ 2 箇所上下から挟み込まれており，中央は固定されていないため，自由に振動することができる．実際に CubeSat に搭載する時は，中央部も固定すると考えられるので，この試験はより厳しい条件での振動環境となる．



図 9-1 水平方向セッティング (X/Y 軸)

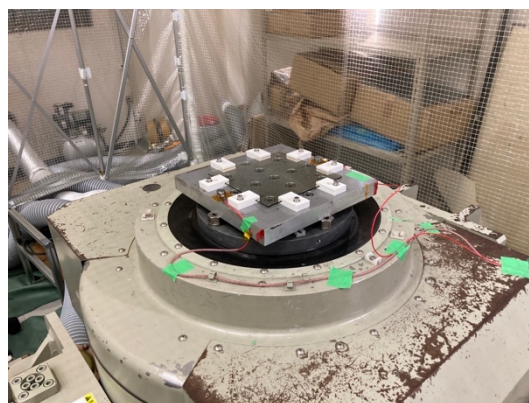


図 9-2 垂直方向セッティング (Z 軸)

ISO-19683 のプロファイルと実際の振動結果を図 9-3 から図 9-5 に示す。規格±3dB のラインの範囲に十分収まっており、各振動試験は有効である。また、各軸の振動試験後に目視、およびガラスを軽く叩いた音によってひびや割れ等が起きていないことを確認した。

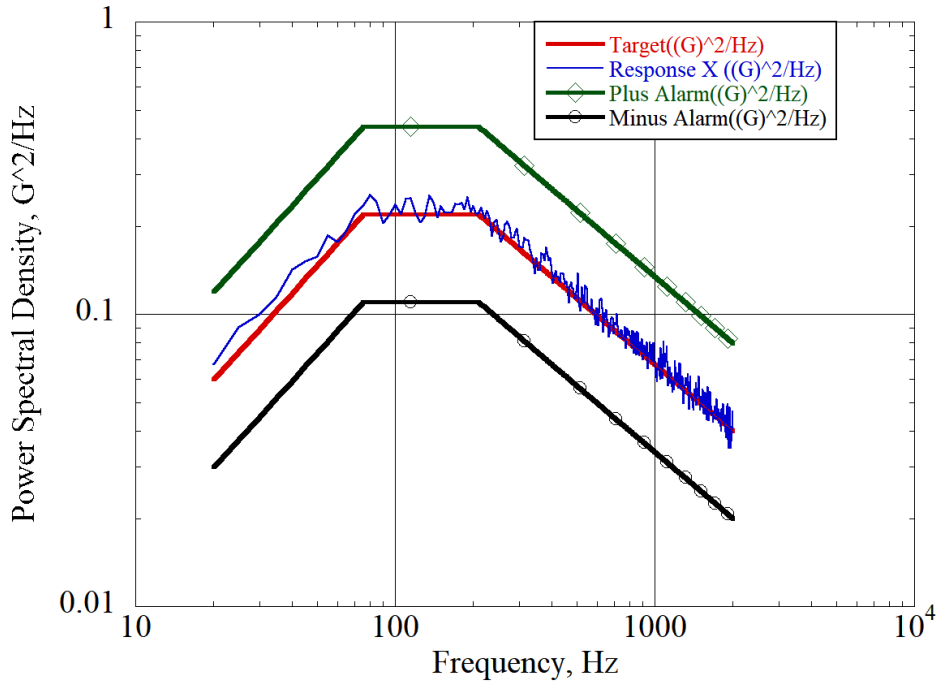


図 9-3 X 軸 ランダム振動試験

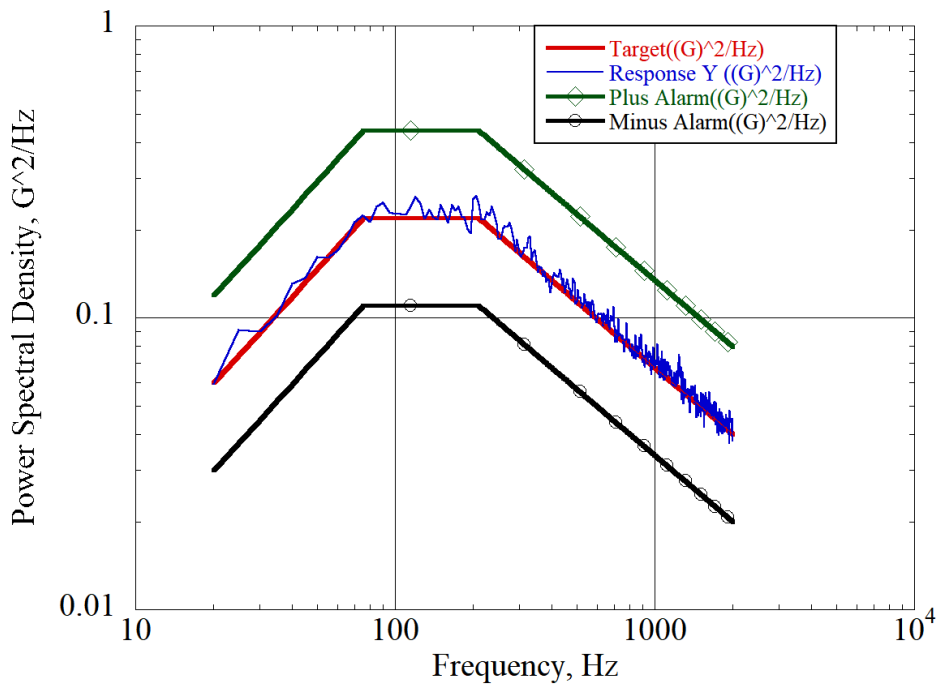


図 9-4 Y 軸 ランダム振動試験

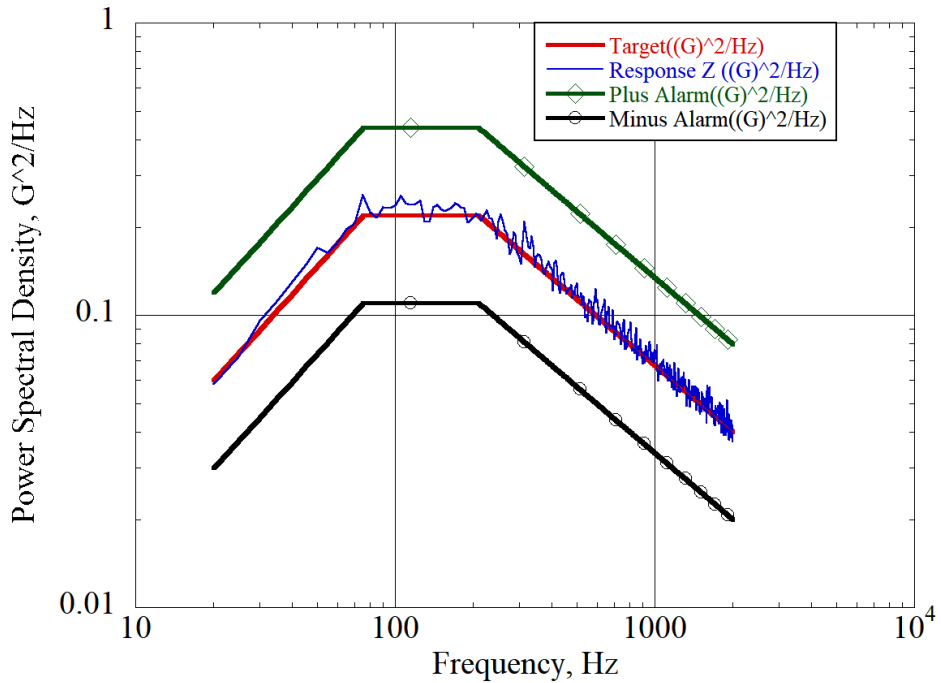


図 9-5 Z 軸 ランダム振動試験

9.2. 放射線試験

ガラスは放射線の透過によって着色することが知られている [50]. 本アンテナは可視光を透過して発電することを目的としているため、これによる発電効率の低下は問題となる。そこで、着色の程度を調べるため、月軌道を想定して 1kGy のガンマ線をガラスに照射依頼した。照射は別学生が九州大学 加速器・ビーム応用科学センターのコバルト 60 ガンマ線照射装置で行う実験機会に照射を依頼した。照射時間は 4 時間であった。照射を行わなかったガラスと照射を行ったガラスの写真を図 9-6 に示す。照射後に薄く茶色に着色している様子がわかる。着色による発電への影響は次章で扱う。透明導電膜の導電性がなくなっている可能性を考慮して、簡易的にマルチメーターで対角線上の抵抗値を確認したが、照射前で 16Ω 程度だったものが、 24Ω 程度と 1.5 倍程度に上昇していることが確認できた。着色以外のアンテナ性能への影響の調査は今後の課題である。



図 9-6 片面に透明導電膜を塗布したガラス (左)
ガンマ線 1k Rad 照射後のガラス (右)

9.3. 発電効率試験

本アンテナは可視光を透過して、発電することを考慮に入れているため、透過後の光による発電効率は重要である。そのため、実際の CubeSat に使用する太陽電池を使用して、発電効率の低下量を調べた。太陽電池パネルは BIRDS-4 の EM で作成したものを使用した。使用されている太陽電池は Azure 社の 3G30A [51] である。図 9-7 と図 9-8 に使用した太陽電池パネルを示す。

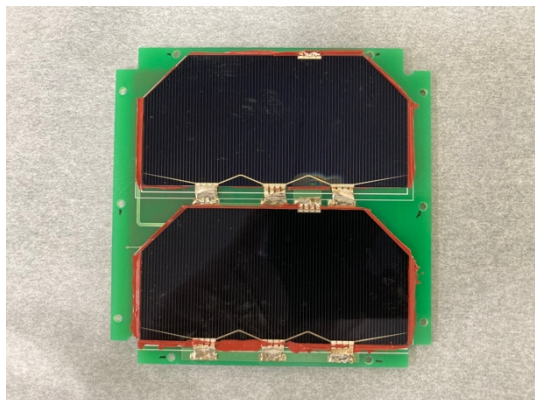


図 9-7 使用した太陽電池パネル (表)



図 9-8 使用した太陽電池パネル (裏)

光源として、地球周辺の宇宙空間での太陽光（AM0）を模擬した太陽光シミュレーター（セリック株式会社製，SML-2K1MV1）を使用した。また，IV カーブは電子負荷（菊水電子工業株式会社製，PLZ164WA）を使用して取得した。発電条件としては，太陽電池パネル単体，ガラス越し，放射線試験後のガラス越しの3種類である。実験の様子を図 9-9 と図 9-10 に示す。

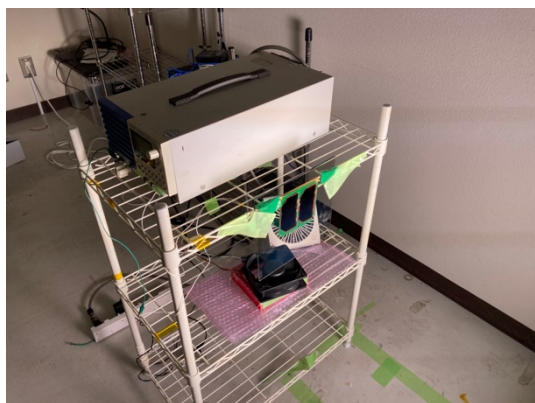


図 9-9 ガラスと太陽電池

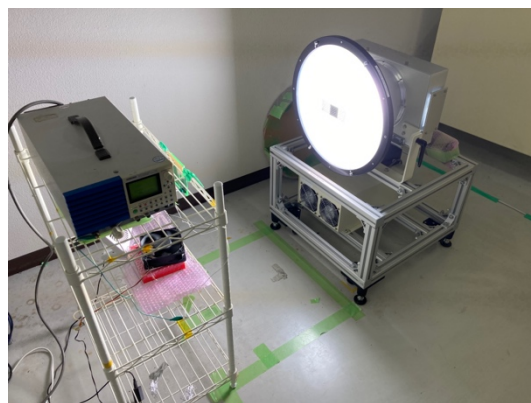


図 9-10 太陽光シミュレーター

取得された IV カーブと PV カーブを図 9-11 と図 9-12 に示す。

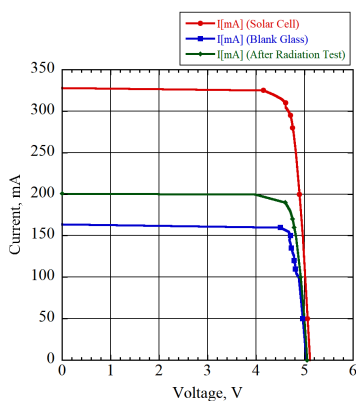


図 9-11 IV カーブ

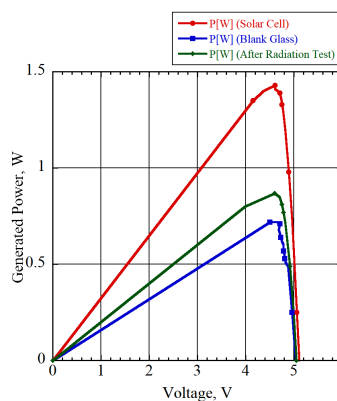


図 9-12 PV カーブ

取得された IV カーブを見ると，開放電圧は 5V 程度でほとんど変わっていないが，短絡電流はガラスなしで 330mA，ガラスありで 160mA，放射線で着色したガラスありで 200mA と変化していることがわかる。最大発電電力についてもそれぞれ 1.43W，0.72W，0.87W と変化していることがわかる。

着色したガラスがより発電電力が減ると考えていたが，着色したガラスが着色前のガラスよりも発電電力が多い結果となった。これは，ガラス-空気-カバーガラス-半導体間の総合的な反射や吸収の影響であると考えられるが，今後詳しく検討する必要がある。

9.3.1. 発電量の検討

パッチアンテナの裏に置かれた太陽電池で発電できる電力について検討する。太陽電池セルのデータシート [51]によると最大電力点における電流に対して太陽電池単体の電流が 6割程度となっているため、太陽光シミュレーターの距離が遠かったと考えられる。よって、太陽電池単体を基準とした最大電力の割合で検証する。つまり、ガラスなしの発電量を 100%とすると、着色前のガラスで 50%の電力が発電できていることから計算する。

20cm x 20cm のアンテナ面積のうち、銅箔の陰になって発電出来ない面は GND の補強板の面積分で試作品では合計 2990mm²であった。よって、太陽光が透過する面積は $3.70 \times 10^{-2}[\text{m}^2]$ である。AM0 の太陽光が 1367 W/m²であるため、ガラスの透過後が 50%の発電電力になることと、3G30A の発電効率が 29.3%であることを考慮に入れると

$$P_{ant1} = 1367 \times 0.5 \times 3.70 \times 10^{-3} \times 0.293 = 7.4[\text{W}] \quad (9-1)$$

となる。この試算は、太陽電池間のギャップを考慮に入れていないが、それを考慮に入れても 5W 程度は発電ができると見込める。

第10章 総括

本論文を通して、2種類のアンテナについて研究をおこなってきた。本章ではそれぞれのアンテナについての総括と共通して見えてきた問題点の考察と総括を行う。

10.1. 無展開型 UHF アンテナ（ループヘンテナ）の総括と今後の課題

本研究で開発した無展開型 UHF アンテナは、CubeSat で必ず必要となる構造フレームを利用したアンテナである点の特徴であった。アンテナ利得の点では、地上試験で-5.7dBi、軌道上実証結果で-8dBi の結果であった。本研究はすでに CubeSat に必須のレール構造をアンテナに転用したため、他のアンテナでは必要であったアンテナのためだけに必要とされた体積や面積を限りなく少なく抑えることができた点について大きな利点がある。表 10-1 に CubeSat 向け無展開 UHF アンテナの占有面積を示す。また、本研究での実装は、宇宙実証を目的としたため、占有面積や体積などについて最適化を行なっておらず、本手法はさらに占有面積を減らす余地がある。しかしながら、これらの最適化は構造系や電源系などとの綿密な連携が必要である。また、電波として放射できずに衛星を温める熱として消費されているエネルギーがあると考えられるので、それらをできる限り減らす必要がある。

表 10-1 各種無展開 UHF アンテナの比較

参考文献	種類 (CubeSat)	周波数 [MHz]	アンテナ利得 [dBi]	占有面積
[10]	スロット (1.5U)	485/500MHz	4 (解析値)	2568mm ² (3mm slot Total length: 856mm)

[9]	パッチ (1U)	437.375MHz	1.01 (測定値)	2720mm ² (80 x 34 x 2mm)
[52]	パッチ (1U)	437.525MHz	-23 (測定値)	~2400mm ²
本研究	ループ (1U)	437.375MHz	-5.7 (測定値) -8.1 (軌道実証値)	<u>1008mm</u> (84mm x 12mm)

10.2. ガラス製パッチアレイアンテナの総括と今後の課題

本研究で開発した無展開型 S バンド高利得アンテナは、ガラスを誘電体を使用することで、面の一部が可視光を透過できる構造とした。これによってアンテナパネルの裏に太陽電池を貼ることによって発電と通信を両立できる面を作ることができる。これは、姿勢制御系への要求の緩和や電源系の設計の柔軟性向上に役立つと思われる。展開構造が必要なくなるため、CubeSat 全体の信頼性向上にもつながる。また、20cm x 20cm の大型のソーダ石灰ガラスであっても 3mm 厚であれば、厳しい固定条件でも振動環境に耐えたことが確認できた。これは、今後の CubeSat 用透明アンテナの開発に大きな筋道を与えると考えられる。今後は、ガラス、透明導電膜両方の放射線耐性に対して詳しい調査が必要と考えられる。さらに、他の周波数帯、X 帯や C 帯などへの対応も課題の一つである。また、太陽電池パネルとの統合をより進めて、太陽光パネルと一体化した「板状アンテナ発電面」が今後の課題である。

10.3. 2つの無展開アンテナ開発の総括

CubeSat を初め小型衛星は IC やマイコンなどの特に半導体の小型化、高性能化に支えられて小型化してきた。しかし、アンテナはどうしても「電磁波を空間に放射する」という機能の都合上、使用する電波の波長程度のサイズが必要で小型化には物理的限界がある。また、近年の CubeSat の高機能化に伴い、アンテナは大型化の方向に向かっている。そこで、本研究では、「CubeSat にそもそも備わっている金属フレームの利用」と「透明材料という新しい材料の CubeSat アンテナへの適用」という方向性で十分なアンテナサイズであっても、展開構造なしで信頼性を確保しながら CubeSat 乗せやすいアンテナを目指して開発を行った。

ループアンテナについては、実際に BIRDS-4 プロジェクトの 1U CubeSat 3 機 (Tsuru, Maya-2, GuaraniSat-1) に搭載され、宇宙実証を果たした。また、ガラス製パッチアレイアンテナについては、十分な宇宙耐性、そしてアンテナとしての性能が確保できることを実証できた。

無展開であるということは、信頼性を確保できるという点において大きなメリットであるが、その分だけ他の系と密に結合することになる。ループアンテナではアンテナは構造そのものであり、ガラス製パッチアレイアンテナは電源系と密に関係することになった。これ

は限られた体積であるという点で仕方がないことであるが、逆に言えば、アンテナは物理的サイズ制限が決まっているからこそ、他の系の部材でアンテナとして取り込める部分があれば、大きなリソースの節約や信頼性の向上に持ち込める可能性が高い。アンテナは古くから研究されてきた枯れた研究テーマだと思われがちだが、リソースが極端に限られる CubeSat や超小型人工衛星において、アンテナは未だ非常に面白い研究テーマだと言える。

参考文献

- [1] California Polytechnic State University, “CubeSat Design Specification (CDS) Rev. 13,” 2014.
- [2] M. Cho and F. Graziani, "Definition and Requirements of Small Satellites Seeking Low-Cost and Fast-Delivery," IAA, 2017.
- [3] Infostellar, “Makesat,” 2016. [オンライン].
- [4] E. Kulu, “Nanosats Database,” 2022. [オンライン]. Available: <https://www.nanosats.eu/>. [アクセス日: 19 12 2022].
- [5] E. Kulu, “Nanosats Database,” 2020. [オンライン]. Available: <https://www.nanosats.eu/>. [アクセス日: 22 1 2020].
- [6] J. Puig-Suari, C. Turner and W. Ahlgren, Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class PicoSatellite, IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2001.
- [7] Y. Tsuda, N. Sako, T. Eishima, T. Ito, Y. Arikawa, N. Miyamura, A. Tanaka , S. Nakasuka, University of Tokyo ’ s CubeSat Project - Its Educational and Technological Significance, Proceedings of the 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2001.
- [8] J. Sauder, C. Gebara and M. Arya, A Survey of CubeSat Deployable Structures: The First Decade, the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2021.
- [9] M. Samsuzzaman, M. I. Tariqul, S. Kibria , M. Cho, “BIRDS-1 CubeSat Constellation Using Compact UHF Patch Antenna,” IEEE, 2018.
- [10] S. Tariq , R. Baktur, Circularly Polarized UHF Up- and Downlink Antennas Integrated with CubeSat Solar Panels, Proceedings of the 2015 IEEE International Symposium on Antennas and Propagation & USNC/URSI National Radio Science Meeting, 2015.
- [11] N. Chahat, CubeSat Antenna Design, John Wiley & Sons, Inc. Published, 2021.
- [12] J. F. Munoz-Martin, L. Fernandez, J. A. Ruiz-de-Azua , A. Camps, The Flexible

- Microwave Payload -2: A SDR-based GNSS-Reflectometer and L-band radiometer for CubeSats, *IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing*, 2020.
- [13] N. Chahat, J. Sauder, R. Hodges, M. Thomson, CubeSat Deployable Ka-Band Mesh Reflector Antenna Development for Earth Science Missions, *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 2016.
- [14] N. Chahat, J. Sauder, A. Babuscia, M. Thomson, “Rader in a CubeSat: RainCube,” 著: *CubeSat Antenna Design*, Piscataway, NJ, IEEE Press, 2021, pp. 91-138.
- [15] R. Hodges, N. Chahat, A Deployable High-Gain Antenna Bound for Mars: Developing a new folded-panel reflectarray for the first CubeSat mission to Mars, *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, 2017.
- [16] N. Chahat, E. Decrossas, M. M. Kobayashi, “Mars Cube One,” 著: *CubeSat Antenna Design*, Piscataway, NJ, IEEE Press, 2021, pp. 36-89.
- [17] 中山 大輔, “1U CubeSat の構造を利用した 430MHz 帯アンテナの開発,” 九州工業大学 修士論文, 北九州市, 2020.
- [18] 久. 森下, 小型アンテナの基礎, コロナ社, 2011.
- [19] 株式会社 EEM, “OpenMOM- オープンソースモーメント法シミュレーター,” 株式会社 EEM, 6 12 2019. [オンライン]. Available: <http://www.e-em.co.jp/OpenMOM/>. [アクセス日: 25 01 2020].
- [20] T. Rahim, “An overview of helix antenna and its design,” 2015.
- [21] L.J.Chu, “Phsyical limitations of omnidirectional antennas,” Research laboratory of electronics, Massachusetts Institute of Technology, 1948.
- [22] H. T. Friss, “A Note on a Simple Transmission Formula,” *I.R.E. and Waves and Electrons*, 1946.
- [23] ICOM inc., “デジタル IF フィルターの切り替えかた,” 著: *IC-9100/IC-9100M 取扱説明書*, ICOM inc., 2018, p. 71.
- [24] BIRDS-3 project, “BIRDS-3 Amateur Radio Operators,” Kyutech, 16 04 2018. [オンライン]. Available: <https://birds3.birds-project.com/outreach/document/amateur/>. [アクセス日: 26 01 2020].
- [25] W. Ray Soifer, “The Weak-Signal Capability of the Human Ear,” 2002 Central States VHF Society Conference, and of the 2002 Prague EME Conference, 2002.
- [26] JE1DEU, “ヘンテナ開発の歴史,” [オンライン]. Available: <http://www.asahi-net.or.jp/~TY3K-SMY/hentenna.html>. [アクセス日: 26 01 2020].

- [27] JH4VAJ, “ツインデルタループをループさせる,” 1 12 2016. [オンライン]. Available: <http://www.jh4vaj.com/archives/2158>. [アクセス日: 26 01 2020].
- [28] 岸本 真生子, “1U CubeSat の通信系の改良と運用の自動化・標準化,” 九州工業大学 卒業論文, 2019.
- [29] BIRDS-3 Project, “BIRDS-3 Missions,” Kyutech, 23 06 2019. [オンライン]. Available: <https://birds3.birds-project.com/about/birds-3-missions/>. [アクセス日: 26 01 2020].
- [30] JAXA, “「きぼう」から超小型衛星 8 機を 3 月 14 日(日)に放出する予定です,” 14 3 2021. [オンライン]. Available: <https://humans-in-space.jaxa.jp/kibouser/pickout/72633.html>. [アクセス日: 1 2 2023].
- [31] D. Nakayama, T. Yamauchi, H. Masui, S. Kim, K. Toyoda, T. L. D. Malmadayalage, M. Cho , BIRDS-4 Project Team, “On-Orbit Experimental Result of a Non-Deployable 430-MHz-Band Antenna Using a 1U CubeSat Structure,” MDPI, 2022.
- [32] 1. S. D. Squadron, “SpaceTrack,” SAIC, [オンライン]. Available: <https://www.space-track.org/>.
- [33] MathWorks, “flattopwin,” [オンライン]. Available: <https://jp.mathworks.com/help/signal/ref/flattopwin.html>.
- [34] K. Oguri, K. Oshima, S. Campagnola, K. Kakihara, N. Ozaki, N. Baresi, Y. Kawakatsu , R. Funase, “EQUULEUS Trajectory Design,” American Astronautical Society, 2020.
- [35] J. H. Ayuso, S. Campagnola, T. Yamaguchi, Y. Ozawa , T. Ikenaga, “OMOTENASHI trajectory analysis and design: Landing phase,” ELSEVIER, 2019.
- [36] ITU-R, “RECOMMENDATION ITU-R SA.1273,” ITU-R, 1997.
- [37] W. L. Stutzman , G. A. Thiele, “Antenna Theory and Design,” Wiley, Hoboken, 1998.
- [38] EnduroSat, “S-BAND ANTENNA ISM,” [オンライン]. Available: <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-antennas/s-band-patch-antenna/>. [アクセス日: 1 2 2023].
- [39] CubeSatShop, “ISIS S-band Patch Antenna,” [オンライン]. Available: <https://www.cubesatshop.com/product/isis-s-band-patch-antenna/>. [アクセス日: 1 2 2023].
- [40] 電子通信学会, アンテナ工学ハンドブック, 千代田区神田錦町: オーム社, 1980.
- [41] N. Neveu, M. Garcia, J. Casana, R. Dettloff, D. R. Jackson , J. Chen, “Transparent

- microstrip antennas for CubeSat applications,” 著: *IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments*, Baltimore, 2013.
- [42] L. C. Paul, R. K. Pramanik, M. M. U. Rashid, S. Sarker, M. Z. Mahmud , M. T. Islam, “An ITO Based High Gain Optically Transparent Wide Band Microstrip Antenna for K Band Satellite Communication,” 著: *2019 International Conference on Robotics, Electrical and Signal Processing Techniques (ICREST)*, Dhaka, 2019.
- [43] 株式会社 EEM, “OpenFDTD - 電磁界シミュレーター,” 26 11 2022. [オンライン]. Available: <http://emoss.starfree.jp/OpenFDTD/index.html>. [アクセス日: 1 2 2023].
- [44] G. K. C, “Substrate Dielectric Constant,” 著: *Microstrip lines and slotlines*, Artech House, 1979, pp. 29-32.
- [45] 武. 福迫, 円偏波アンテナの基礎, 文京区千石: コロナ社, 2018.
- [46] G. K. C, *Microstrip Lines and Slotlines*, Artech House, 1979.
- [47] D. Wang, M. Wang, N. Xu , W. Wu, “Improved Measurement Method of Circularly-Polarized Antennas Based on Linear-Component Amplitudes,” *Open Journal of Antennas and Propagation*, 2017.
- [48] I. O. f. Standardization, *ISO 19683:2017 Design qualification and acceptance tests of small spacecraft and units*, International Organization for Standardization, 2017.
- [49] 九州工業大学・趙小型衛星試験センター, “35KN 振動試験機取扱説明書,” 4 6 2021. [オンライン]. Available: https://kyutech-cent.net/pdf/notes_on_vibration_test_JPN.pdf. [アクセス日: 1 2 2023].
- [50] 格. 山本, “放射線によるガラスの破損,” 応用物理学会, 1962.
- [51] AZURE SPACE Solar Power GmbH, “30% Triple Junction GaAs Solar Cell Assembly Type: TJ Solar Cell Assembly 3G30A,” 19 8 2016. [オンライン]. Available: https://www.azurspace.com/images/products/0003401-01-01_DB_3G30A.pdf. [アクセス日: 1 2 2023].
- [52] A. Yasuda, A. Nagata, H. Watanabe , T. Kameda, Nano Satellite “ITF-2” Developed by University of Tsukuba YUI Project, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, 2019.

謝辞

本研究は国立研究開発法人科学技術振興機構が推進する「次世代研究者挑戦的研究プログラム SPRING」による助成を受けて行われた。

本研究を通じて恵まれた実験環境，プロジェクトと研究機会を与えてくださり，熱心なご指導をいただいた，九州工業大学 工学研究院 宇宙システム工学研究系 趙孟佑 教授に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究の実施にあたり太陽発電に関わるご意見をはじめとした貴重なご意見をいただいた，九州工業大学 工学研究院 宇宙システム工学研究系 豊田和弘 教授に感謝の意を示します。

本研究の実施にあたり，宇宙材料に関わるご意見や博士課程としての心構えなどをご教授された，九州工業大学 工学研究院 宇宙システム工学研究系 岩田稔 准教授に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究の実施にあたり，特に BIRDS プロジェクトに関して多くのご指導をいただいた，九州工業大学 革新的宇宙利用実証ラボラトリー 金相均 特任准教授に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究の実施にあたり，外部からの新しい視点を提供いただいた，九州工業大学 革新的宇宙利用実証ラボラトリー 布施哲人 特任准教授に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究を行うにあたり，特に機械構造に対するものをはじめとする多くの助言をいただいた，九州工業大学 工学研究院 宇宙システム工学研究系 増井博一 助教に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究を行うにあたり貴重なご意見をいただいた，九州工業大学 革新的宇宙利用実証ラボラトリー Dr. Necmi Cihan ORGER 助教に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究を行うにあたり貴重なご意見をいただいた，九州工業大学 宇宙システム工学研究系 寺本万里子 助教に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究を進めるにあたり、特に安全審査に関して終始協力をしていただいた、九州工業大学 革新的宇宙利用実証ラボラトリー 山内貴史 博士研究員に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究を行うにあたり姿勢制御系に関する貴重なご意見をいただいた、九州工業大学 革新的宇宙利用実証ラボラトリー Dr. Jose Rodrigo CORDOCA ALARCON 研究員に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究を行うにあたりデータ処理系に関する貴重なご意見をいただいた、九州工業大学 革新的宇宙利用実証ラボラトリー Dr. Victor Hugo SCHULZ 研究員に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究を進めるにあたり、ガラスの振動試験に協力いただいた、九州工業大学 革新的宇宙利用実証ラボラトリー 研究員 中島博文氏に深く感謝するとともに厚く御礼申し上げます。

本研究を進めるにあたり、貴重なご意見をいただいた革新的宇宙利用実証ラボラトリー Dr. Josheph Ampadu OFOS 研究員に深く感謝申し上げます。

本研究を進めるにあたり CubeSat の電源系について貴重なご意見をいただいた革新的宇宙利用実証ラボラトリー Dr. Pooja LEPCHA 研究員に深く感謝申し上げます。

本研究を進めるにあたり、高周波回路についてのご指導とループアンテナに搭載する CW 送信機の開発をご支援いただいた、Arthur C. Clarke Institute for Modern Technologies の Mr. Tharindu Lakmal Dayarathna MALMADAYALAGE に深く感謝申し上げます。

本研究を進めるにあたり、特に太陽電池を使用した試験でご支援いただいた、本学大学院生 Mr. Hari Ram SHRESTHA に深く感謝申し上げます。

本研究を進めるにあたり、特に放射線源を使用した試験でご支援いただいた、本学大学院生 大星旭弘君に深く感謝申し上げます。

本研究を進めるにあたり技術面でのサポート、機材の手配でいただいた革新的宇宙利用実証ラボラトリー 業務支援職員 河野誠司さんに深く感謝申し上げます。

本研究を進めるにあたり事務のサポートをしていただいた趙・豊田・岩田研究室秘書 白川久美子さん、月成早容さん、福万奈津子さん、浦井 玲子さんに深く感謝申し上げます。

本研究を行うにあたり共に CubeSat を開発し、共に試験を行い、衛星を完成させた BIRDS-4 プロジェクトの皆さま、無茶な要求でも無下にせず、なんとかならないか全員で模索したからこそ、ここまで成果が出せたと考えています。心より御礼申し上げます。

本研究と同時期に開発した KITSUNE プロジェクトの皆さま、初期では 6U CubeSat に対して凝ったアンテナを提案して面倒をおかけしたり、打ち上げ後のアンテナ展開に問題を起こしたり、ご迷惑をおかけしました。本研究の特に後半部分は、KITSUNE プロジェクトから多くのインスピレーションを受けています。残りの運用期間でも多くの成果が出せるように一緒に頑張っていく所存です。

また、各衛星プロジェクト、特に KITSUNE プロジェクトでは、素人の私に通信機のイロハから教えていただいたアドニクスの小島要氏をはじめ、新家隆広氏、望月知也氏に感謝を申し上げます。

さらに、KITSUNE プロジェクトの C バンド高速ダウンリンクミッション用のパッチアンテナの設計、並びに本学において”Satellite Communication”の授業を通じて、衛星通信の基礎だけでなくパッチアンテナの設計の背景、地上局システムに使うアンテナの相談などアンテナを中心に衛星通信について多岐にわたるご指導をいただいた、革新的宇宙利用実証ラボラトリーの客員教授および Universiti Kebangsaan Malaysia, Department of Electrical, Electronic and Systems Engineering の Dr. Mohammad Tariqul Islam 教授に深い感謝を捧げます。

ここで BIRDS/KITSUNE プロジェクトをはじめとする学部生の頃から今に至るまで様々な形で関わらせていただいた各衛星開発プロジェクト（他に鳳龍弐号/四号, AOBA-VloexIII, SPATIUM, HSKSAT, VERTECS）の皆さまに深く感謝申し上げます。本論文の成果は、これらのプロジェクトで得られた知見、成果の集大成であります。

日頃から多くの支援をいただきました九州工業大学 趙・豊田・岩田研究室の皆さまに深く感謝申し上げます。

最後に、27 年間の私の人生において私を励まし、時には叱責し、常に支え続けてくれた私の両親と妹に深く感謝します。

2023 年 2 月 著者