

マイクロ波電力伝送レクテナ群の最適配置と飛行実験

○辻 直樹[†] 福田敬大[†] 可成理高^{††} 長濱章仁^{†††} 三谷友彦^{††††} 米本浩一^{†††††}

[†]九州工業大学大学院工学府機械知能工学専攻 〒804-8550 福岡県北九州市戸畑区仙水町 1-1

^{††}九州工業大学工学部機械知能工学科宇宙工学コース

^{†††}京都大学工学部電気電子工学科 〒611-0011 京都府宇治市五ヶ庄

^{††††}京都大学生存圏研究所生存圏電波応用分野

^{†††††}九州工業大学工学研究院機械知能工学研究系宇宙工学部門

E-mail: ^{†,†††}{ i344129n, j344145k, i104303y }@tobata.isc.kyutech.ac.jp

^{††††}, ^{†††††}{ nagahama, mitani}@rish.kyoto-u.ac.jp

^{††††††}yonemoto@mech.kyutech.ac.jp

あらまし 九州工業大学では、マイクロ波電力伝送を利用した火星飛行探査システムの研究に取り組んでいる。このシステムは、地上に設置された送電システムからマイクロ波電力を探査機に送信し飛行させるものである。火星探査にこのシステムを導入することで、バッテリーや燃料などの電力源による飛行時間の制約がなくなるほか、探査機自身に動力源を搭載する必要がなく小型化も機体できる。本研究では、小型飛行体搭載用レクテナ及び小型飛行実験機の設計、試作、性能評価を行い、レクテナの最適配置や最適個数を検討した。また、京都大学生存圏研究所所有 METLAB 電波暗室内において、画像処理トラッキングによる送信システムを用いた飛行実証実験を行った。

キーワード マイクロ波電力伝送, 火星飛行探査, レクテナ

Optimal Arrangement of Rectennas for Microwave Power Transmission and Its Flight Experiment

Naoki TSUJI[†], Keita FUKUDA[†], Yoshitaka KANARI^{††}, Akihito NAGAHAMA^{†††}

Tomohiko MITANI^{††††}, and Koichi YONEMOTO^{†††††}

^{†,†††}Department of Mechanical and Control Engineering, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui, Tobata, KitaKyushu, Fukuoka, 804-8550 Japan

^{††††,†††††}Research Institute for Sustainable Humanosphere, Kyoto University, Gokajo, Uji, Kyoto, 611-0011 Japan

^{††††††}Space Engineering Section, Department of Mechanical and Control Engineering, Faculty of Engineering, Kyushu Institute of Technology

E-mail: ^{†,†††}{ i344129n, j344145k, i104303y }@tobata.isc.kyutech.ac.jp

^{††††}, ^{†††††}{ nagahama, mitani}@rish.kyoto-u.ac.jp

^{††††††}yonemoto@mech.kyutech.ac.jp

Abstract Kyushu Institute of Tecnology makes research on the Mars flight exploration flight system utilizing microwave power transmission. This system transmits electricity converted into microwave power to the airplane from a ground transmission system. The advantages of this system are unlimited exploration time and reduction of fright system weight. This study aims at design, prototype production, performance tests and optimal arrangement and numbers of rectenna, and finally the flight experiment using a small fixed wing type airplane. The flight experiment was conducted using a micro wave transmission system that tracks the airplane by image processing in the anechoic radio wave chamber of Microwave Energy Transmission Laboratories (METLAB) of the Research Institute for Sustainable Humanosphere (RISH) at Kyoto University.

Keyword MicroWave Power Transmission, Mars Exploration Flight System, Rectenna

1. 序論

大気を有する火星は、近い将来我が国が目指す惑星探査対象の一つである。近年、NASA や JAXA, 大学等の研究機関において、薄い大気を利用した無人の飛行探査システムの検討が行われている。

本研究室でもマイクロ波電力伝送システムを利用した火星の飛行探査システムの研究に取り組んでいる。マイクロ波電力伝送システムを利用した火星飛行探査システムとは、地表面に設置された送電システムからマイクロ波に変換された電力を探査機に送信するシステムである。火星探査にこの電力伝送システムを導入することで、バッテリーや燃料などの電力源による飛行時間の制約がなくなるほか、探査機自身に動力源を搭載する必要がなく小型化も期待できる。また、飛行探査を行うことで、地上走行ローバよりも広域を、周回衛星よりも詳細な探査が可能であり、地上での障害物に左右されないという利点がある。

本研究では、小型飛行体搭載用レクテナ及び小型飛行実験機の設計、試作、性能評価を行い、レクテナの最適配置や最適個数を検討した。また、京都大学生存圏研究所所有 METLAB 電波暗室内において、画像処理トラッキングによる送信システムを用いた飛行実証実験を行った。

2. 飛行実験概要

2.1 概要

電波暗室内に固定した送信アンテナから周波数帯 2.45GHz のマイクロ波を小型飛行実験機に送信する。図 1 にマイクロ波電力伝送飛行実験の概略図を示す。ホーンアンテナから送信されたマイクロ波電力は実験機に搭載されているレクテナが受信し、直流電流に変換される。これにより DC モータおよびモータに接続されたプロペラが回転し、実験機は推力を得て固定翼により揚力を発生し飛行する。

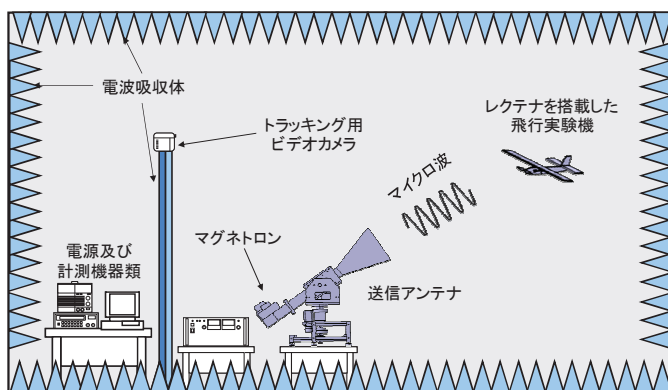


図 1 マイクロ波電力伝送飛行実験

2.2 画像処理トラッキングシステム

実験機を飛行させるためには、マイクロ波を常に実験機に向けて送信する必要がある。これを実現させるために、飛行実験機の追尾には、ビデオカメラの映像を用いた画像処理によるトラッキングシステムを採用し、送信方向制御方法として機械駆動方式を採用している。送信アンテナ駆動装置を図 2 に、トラッキングシステム概略を図 3 に、主要諸元を表 1 に示す。実験機をビデオカメラによって捉え、ビデオカメラから得た映像をパソコンに送り、画像処理を行ってアンテナと実験機とのずれを計測する。次にパソコンから USB シリアルコンバータ、PC 接続ボードを介して信号電圧を TTL レベルに変え、その信号を RC サーボコントローラに送り、アンテナ駆動装置に取り付けられている 2 つの RC サーボモータを制御する。このサーボモータにより、送信アンテナを上下左右に振ることが可能となる。さらに、RC サーボコントローラを使うことでサーボモータの回転位置と速度を 1 つのシリアルラインで制御することができる。

マイクロ波源には 1.2kW 出力マグネトロンを使用し、ホーンアンテナによりマイクロ波電力を小型飛行実験機に伝送している。

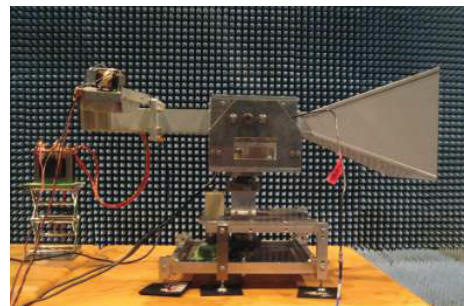


図 2 送信アンテナ駆動装置

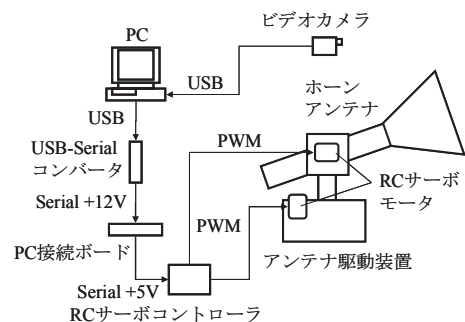


図 3 トラッキングシステム概略

表 1 アンテナ駆動装置の諸元

重量	kg	30.0
回転速度	deg/sec	47
仰角	deg.	-27 ~ 50
方向角	deg.	-45 ~ 45

3. 飛行体搭載用レクテナの設計

3.1 マイクロ波電力伝送用レクテナ

マイクロ波を直流電流に変換するための素子をレクテナ(Rectifying Antenna)と呼び、受信アンテナと整流平滑回路(整流ダイオード、平滑コンデンサ、DCカットコンデンサ)から構成される。レクテナを製作する際に、軽量・薄型であること、無指向性であること、マイクロ波 - 直流変換効率が高いことが重要である。本研究で使用するレクテナの構成を図 2 に示す。

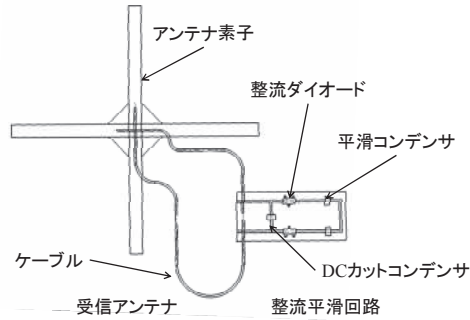


図 2 レクテナの構成

3.2 受信アンテナ設計

受信アンテナを設計する際、軽量であることと無指向性であることが重要である。本研究では、無指向性を得られるクロスダイポールアンテナを採用した。ダイポールアンテナを 90°交差して配置し、位相合成を行うことで無指向性を得る。位相合成方法として、各アンテナ素子に接続する長短 2 本のケーブルの長さを $\lambda/4$ ずらして行う手法をとった。製作したダイポールアンテナの電圧定在波比 VSWR(Voltage Standing Wave Ratio)調整を行った。アンテナ素子の長さを少しずつ短くしていき、VSWR の測定を行った結果、2.45GHz において 1.8 程度となった。

3.3 整流平滑回路設計

整流平滑回路は、軽量であり、また高整流効率であることが要求される。使用する材質を軽量であるポリイミドフレキシブル基板とし、伝送線路をコプレーナ線路とした。線路上に整流用ダイオード、平滑コンデンサを並列に、DC カットコンデンサを直列に配置するシングルシャントモデルを用いて、全波整流回路を構成した。また、放射による損失を防ぐために対称な回路形状を採用した。製作した整流平滑回路の入力電力強度依存性及び接続負荷依存性の測定結果を図 3 に示す。実際の飛行実験での入力電力は 0.5~2.5W 付近で変化するため、最適接続負荷は 100Ω となり、最大効率は入力電力 0.57W で 63%となった。また性能を落とさず整流平滑回路の寸法を短くすることで、レクテナの質量は従来の 1.0g から 0.67g となり、約 35%軽量化することができた。

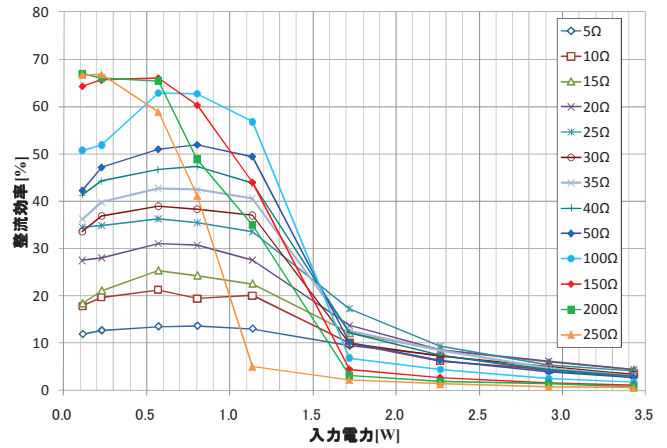


図 3 整流平滑回路効率

4. レクテナ性能評価試験

4.1 アンテナパターン測定試験

本研究で使用する送信用ホーンアンテナは垂直偏波アンテナである。したがって、実験機にレクテナを搭載する場合を想定すると、飛行時の姿勢変化に対応するために円偏波特性を有することが重要である。試験として図 4 のようにホーンアンテナ及びレクテナを設置し、素子平面内でレクテナを時計回りに 15° ずつ回転させ出力電圧の測定を行った。但し、送信距離 3m、送信電力 800W である。

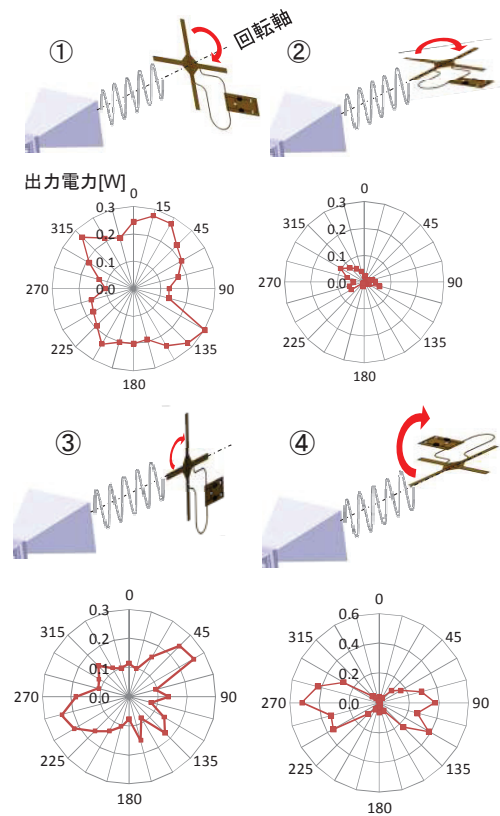


図 4 アンテナパターン

①のホーンアンテナの垂直偏波に対して、レクテナを平行に設置した場合、正確ではないが円偏波特性が得られていることが分かる。90°、270°で0.1W程度出力電力が下がっているが、これはアンテナ素子がケーブルや整流平滑回路と干渉したものと考えられる。②のホーンアンテナの垂直偏波に対して、レクテナを垂直に設置した場合、レクテナはマイクロ波を受信できないことが分かる。このことから、飛行実験機にレクテナを搭載する場合、アンテナパターンを考慮することが重要であることが分かった。

4.2 送信距離による出力電力変化測定試験

飛行実験中は、送信用ホーンアンテナとレクテナの距離は常に変化し、レクテナへの入力電力は距離の2乗で変化する。そこで、送信距離による出力電力の変化を測定した。また、フリスの公式と整流平滑回路効率測定の結果を利用して、送信距離による出力電力の変化を予測し、実験値との比較を行った。送信電力は800W、接続負荷は96Ωである。図5に結果を示す。

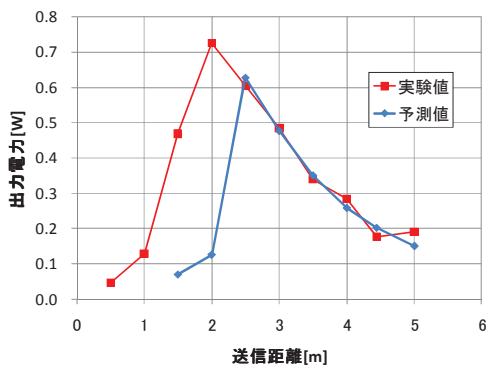


図5 送信距離による出力電力変化測定試験結果

送信距離5mから距離が近づくにつれて、レクテナの出力電力は上がるが、2mより距離が近づくると反対に低下することが分かった。送信距離が短くなるとアンテナが受ける受信電力は上がるが、整流平滑回路効率試験の結果から分かるように、整流平滑回路への入力電力がある一定の値を超えると整流効率が極端に低下する。このことが原因で、2mより近づいた時に出力電力が低下したものと考えられる。

また、実験値と予測値を比較すると、送信距離2.5~5mまでの受信電力は概ね一致していることが分かる。しかし、送信距離0.5~2mでは、実験値より予測値の方が小さくなった。よって、フリスの公式と整流平滑回路効率測定の結果を用いれば、送信距離2.5m以降の出力電力を予測することができることが分かった。

4.3 レクテナ素子間の干渉測定試験

小型飛行実験機に搭載するレクテナ群の最適配置を決める際に、レクテナ素子間の干渉がどの程度出力電力に影響を与えるのを知る必要がある。そこで、2つのレクテナを並列接続し、2つのレクテナ間距離を変化させた時の力電圧を測定した。送信電力は1200W、接続負荷は50Ωである。図6に結果を示す。

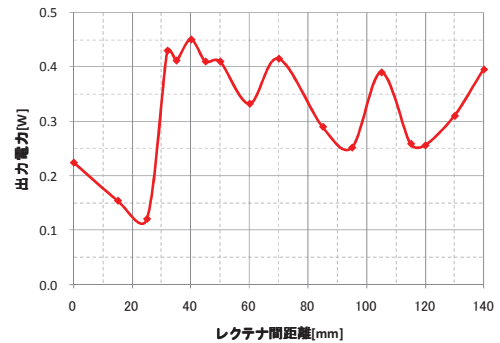


図6 レクテナ素子間の干渉測定試験結果

レクテナ間距離40mmの時に最高出力電力0.451W、レクテナ間距離25mmの時に最低出力電力0.121Wとなった。また、アンテナ素子(片側約30mm)の重ならない60mmより距離を長くすると、電力は周期的に変化することが分かった。周期長さは約1/4波長(30mm)となっている。この結果より、小型飛行実験機に搭載するレクテナ群の配置を決める際に、レクテナ間の干渉を考慮することが重要であることが分かった。

5. 小型飛行実験機の設計とレクテナ配置

5.1 電力シミュレーション

レクテナには指向性があり、飛行実験機に搭載するレクテナの配置や個数によって、得られる電力は異なる。そこで、飛行実験機が旋回中に得られる電力をシミュレーションし、レクテナの最適な配置と個数の検討を行った。図7に示すように、飛行実験機がホーンアンテナから水平距離3mの地点を旋回中心として、半径1mの円を描いて飛行することを想定し、得られる電力の変化をシミュレーションした。ホーンアンテナの利得を65.3、送信電力を1200Wとする。電力シミュレーションの方法を以下に示す。

- ① 送信距離を計算する。
- ② レクテナの向きから利得を求める。
- ③ フリスの公式を用いて受信電力を計算する。
- ④ 受信電力に対する整流平滑回路の効率を求める。
- ⑤ レクテナ単体での出力電力を計算する。
- ⑥ レクテナをアレイ化した時の出力電力を計算する。

アレイ化した時の出力電力は，レクテナを直流定電圧源と内部抵抗という簡易等価回路を用いて理論予測を行った。

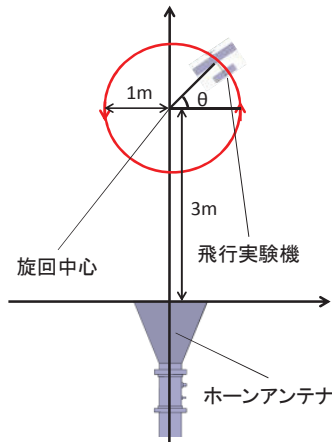


図7 電力シミュレーション

5.2 レクテナの最適個数と最適配置

機体の規模，レクテナの個数と配置は，機体の目標飛行速度，構造的強度，最低必要パワー(飛行時に必要な電力)，利用パワー(レクテナから得られる電力)を考慮し決定する必要がある。本研究では，機体の飛行速度を2.2m/sとし，ある程度の余剰パワーを持ち，最小規模となるように，レクテナの最適配置や最適個数を検討した。図8に飛行速度に対する最低必要パワー，利用パワーを示す。

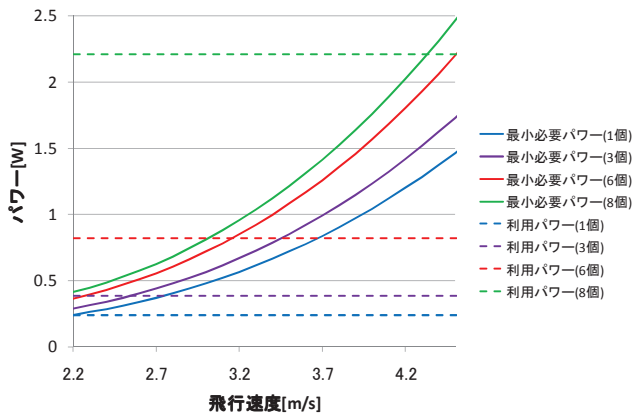


図8 パワーカーブ

搭載レクテナ数が増えるにつれて余剰パワーも大きくなっていく。レクテナ6個搭載した時に余剰パワーは0.457Wとなった。よってレクテナの最適個数を6個とした。また、レクテナを3軸(ピッチ軸，ヨー軸，ロール軸)にそれぞれ均等に配置することで，機体の高度や姿勢変化にも対応できると考えられる。よって，レクテナの最適配置を主翼(水平尾翼)平面2個，主翼(垂直尾翼)側面2個，胴体2個とした。

5.3 小型飛行実験機

小型飛行実験機を設計する際に，寸法約9cm×7cmのレクテナが設置可能な機体寸法であること。実験機に搭載したレクテナの電波環境に干渉しない機体材料を用いることが要求される。本研究ではレクテナの電波環境に影響しないこと，軽量であることを考慮し，主翼，水平尾翼，垂直尾翼，胴体，全てに発泡スチロールを採用した。図9に製作した小型飛行実験機，表2に主要諸元，図10に最低必要パワーカーブを示す。

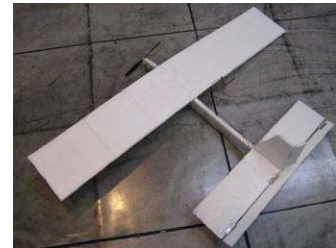


図9 小型飛行実験機

表2 小型飛行実験機主要諸元

項目	単位	諸元
主翼面積	m ²	0.08
主翼幅	m	0.69
主翼アスペクト比	-	6
質量	g	18.4

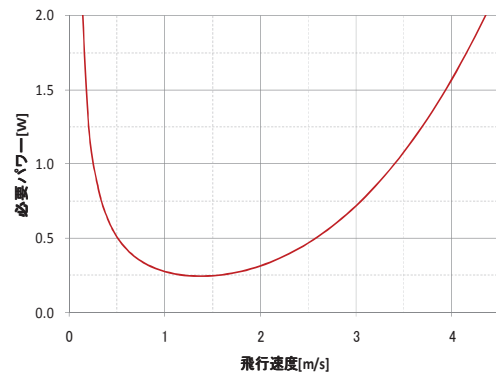


図10 製作した実験機のパワーカーブ

揚力傾斜から迎え角を算出し，高迎え角で飛行することを想定すると約2.3m/sとなった。表3に算出した値を示す。

表3 最小必要パワー

飛行速度	m/s	2.3
レイノルズ数	-	1.82×10^4
揚力係数	-	0.696
迎角	°	9.7
必要パワー	W	0.414

6. 飛行実験

6.1 飛行中に得られる出力電力測定

小型飛行実験機がホーンアンテナから水平距離 3m の地点を旋回中心として、半径 1m の円を描いて飛行することを想定し、飛行経路に機体を設置して、飛行中に得られる電力を測定した。ホーンアンテナの利得を 65.3, 送信電力を 1200W とする。図 9 に使用した実験機のレクテナ配置図、図 10 に実験結果を示す。

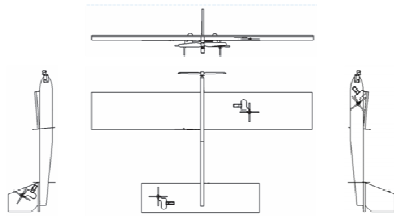


図 9 レクテナ配置図

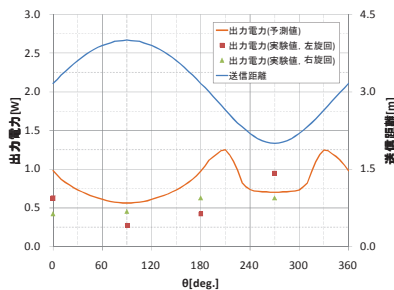


図 10 飛行中に得られる出力電力測定結果

実験値は電力シミュレーションよりも全体的に出力電力が低かった。出力電力低下の原因は、レクテナ素子間の相互作用や、レクテナ素子の接続に伴う回路状態の変動により出力電力が低下したと考えられる。飛行実験では、最も安定して電力が得られた右旋回をさせて行った。しかし、余剰パワーは 0.1W~0.2W と小さい。

6.2 旋回飛行実験

飛行実験機を紐で吊るした状態でマイクロ波を送電し、旋回飛行可能かの確認を行った(図 11(a)). その結果、マイクロ波送電により推力を得て前進することを確認し、半径約 1m の旋回飛行をさせることができた。次に小さなタイヤの付いた車の上に機体を載せ、斜面を滑らせることで機体に初速を与え、マイクロ波送電を行い、旋回飛行実験を行った(図 11(b)). その結果、飛行中もプロペラの回転は確認できたが、飛行距離が 3m より離れると、飛行するのに十分なエネルギーは得られず、機体は半径約 1m の円を 180°程旋回し着陸した。これは、機体にレクテナを搭載したことで抗力が増えたこと、旋回するだけのパワーが足りなかったこと、送電システムが機体の速度に追いつかずビーム範囲の中心から外れたことがあったことが原因であると考えられる。



(a) (b)
図 11 旋回飛行実験

7. 結論

小型飛行体搭載用レクテナの設計、性能評価試験を行った。電力シミュレーションを行い、機体に搭載するレクテナの配置や個数によって得られる出力電力を予測した。その結果から、レクテナの最適個数と最適配置を決定した。

また、画像認識トラッキング方式のマイクロ波送電システムを使用し、飛行実験を行った。その結果、当初予想した飛行させるのに十分なエネルギー伝送量を達成できず、レクテナの配置、送電システムにおいて多くの課題が残った。今後は得られたデータを基にレクテナの配置、実験機の設計、送電システムを見直し改善していく必要がある。さらに飛行実験を繰り返し行うことで、火星飛行探査機へのマイクロ波伝送技術の適応可否について更なる知見を得るために研究を行っていく予定である。

謝辞

本研究におけるマイクロ波送電実験は、京都大学生存圏研究所全国共同利用施設「マイクロ波エネルギー伝送実験装置 (METLAB)」の電波暗室において行いました。京都大学生存圏研究所の先生方には、基本的なレクテナの設計方法および機器の使用法などについて数々の御指導、御助言を戴きました。深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 押方勇介, 「マイクロ波エネルギー伝送用レクテナ設計理論と性能評価試験」, 平成 20 年度九州工業大学大学院修士論文
- [2] 辻直樹, 「画像処理トラッキング方式によるマイクロ波エネルギー伝送システム」, 平成 20 年度九州工業大学卒業論文
- [3] 福田敬大, 「マイクロ波電力伝送用レクテナの受電性能向上と評価試験」, 平成 21 年度九州工業大学卒業論文
- [4] 辻直樹, 「マイクロ波電力伝送用レクテナ群の最適配置と飛行実験」, 平成 22 年度九州工業大学大学院修士論文
- [5] 福田敬大, 辻直樹, 三谷友彦, 米本浩一, 「マイクロ波電力伝送用レクテナの試作と基礎的性能評価試験」, 日本航空宇宙学会西部支部講演会講演集, 北九州国際会議場, 2009 年 12 月 10 日