

# 28GHz レクテナ搭載ドローンの位置による受電電力変化

○菅沼 悟(筑波大学理工学群工学システム学類)・グエン ドゥク フン(名古屋大学大学院工学研究科)・嶋村 耕平(筑波大学構造エネルギー工学専攻)・森 浩一(名古屋大学大学院工学研究科)・横田 茂(筑波大学構造エネルギー工学専攻)

## Change in Receiving Power of Positions of The Drone with 28GHz Rectenna

○Satoru Suganuma (University of Tsukuba)・GNUYEN Duc Hung (Graduate School of Nagoya, Nagoya University)・Kohei Shimamura (University of Tsukuba)・Koichi Mori (Nagoya University)・Shigeru Yokota (University of Tsukuba)

### Abstract

In this research, first, we make the 28GHz rectenna,  $S_{11}=-19.4\text{dB}$ ,  $8.47\text{dBi}$ , maximum RF-DC efficiency:55.5%. Second, we succeed in receiving 1.8mW DC power using rectennas we made attached beneath AR.Drone 2.0 in flight. Finally, we calculate transmitting power and permissible position error to realize drones flight without battery. At the result, when transmitting power is 3kW and position error is less than 6cm at the point right above the transmitter, AR.Drone 2.0 attached rectennas can flight at 80cm from transmitting antennas.

### 1. はじめに

近年,レクテナ(Rectifier と Antenna の造語)を受電側に用いた,成層圏飛行機や火星飛行探査機,ドローンへの無線給電が提案され,注目されている.ドローンに無線給電を用いるメリットとして,バッテリー削減によるペイロードの増加,さらに,バッテリー性能に依存しない長時間の飛行が可能になると考えられる.ドローンへの無線給電に関して,マイクロ波を用いた無線給電が盛んに研究されている.しかし,先行研究により 5.8GHz マイクロ波を用いて無線給電を行い,ドローンをバッテリーレス飛行させることは困難であると示された[1].

そこで本研究では,ミリ波帯に注目した.ミリ波はマイクロ波に比べ,直進性の高さや回路の小型化が可能であることから,ドローンなどの小型飛行体への相性がよいと考えられる.

以上を踏まえて,本研究では28GHzレクテナを作製し,それをドローンに搭載しドローンの位置による受電電力の変化を計測した.また,その結果を用いて,ドローンのバッテリーレス飛行に必要な送電電力と位置変化の許容量,求められる送受電側性能を算出した.

### 2. 28GHz レクテナ設計

この節で作製したアンテナと整流回路を,背面給電により接続することによりレクテナとした.回路設計には電磁界シミュレーターADS(Keysight)を使用した.このレクテナの大きさは縦 1.5cm×横 1.7cm で,重さは導線を取り付けた場合で 1 個につき 0.9g であった.

#### 2.1 アンテナ

本研究でアンテナに用いた誘電体基板は DiClad 880(ROGERS)で基板加工機を用いて回路パターンを作製した.DiClad 880 の諸元を表 1 に示す.アンテナは直線偏波矩形パッチアンテナを MSL で 4 アレー化して高利得の実現を目指した.実際に作製したアンテナを図 1 に示す.このアンテナの  $S_{11}$  の周波

表 1 DiClad 880 諸元

周波数	28GHz
誘電正接	0.0008
誘電体厚さ	0.5mm
比誘電率	2.17
導体厚み(Cu)	0.018mm

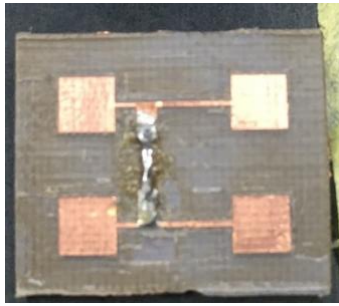


図 1 作製したアンテナ

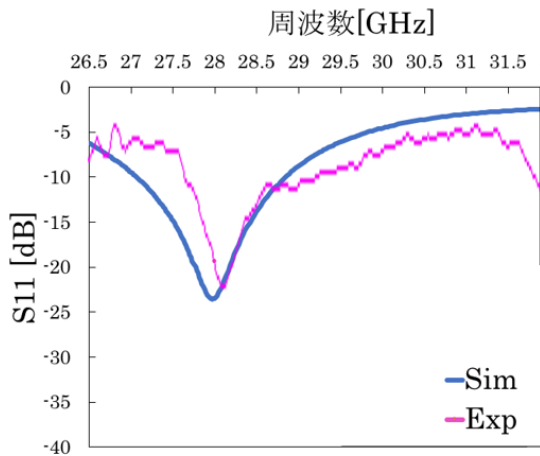


図 2 アンテナの  $S_{11}$

数特性を図 2 に示す。28GHz において  $S_{11}$  は -19.4dB, 利得 8.47dBi を得た。半値幅は E 面で  $-15^\circ < \theta_E < 15^\circ$ , H 面で  $-8^\circ < \theta_H < 11^\circ$  である。後述のドローン搭載実験で, E 面, H 面はそれぞれドローンのロール角移動とピッチ角移動に対応する。

### 2.2 整流回路

本研究での整流回路は, シングルシャント型を採用し, F 級負荷を取り付け整流効率のさらなる向上を目指した。実際に作製した整流回路を図 3 に示す。整流回路作製に用いた基板はアンテナと同様に DiClad 880 である。また, ダイオードには MA4E1317(MACON)を使用し, その特性を表 2 に示す。この整流回路は, 130Ω 抵抗を接続した場合に最も整流効率が高くなり, 図 4 に入力電力と整流効率のグラフを示す。最大整流効率は 245mW 入力時に 55.5%であった。

### 3. レクテナ固定実験

2 節で作製したレクテナを工学台に固定して送電実験を行った。この実験系を図 5 に示す。DC 電源に接続した定電力発振器で 28GHz の電磁波が発生し, 減衰器, 方向性結合器, パワーセンサー, パワーメーターで出力を 27dBm に固定する。ホーンアンテナ

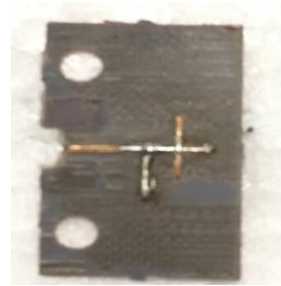


図 3 作製した整流回路

表 2 MA4E1317 の特性

飽和電流	1.7E-14 A
直列抵抗	4.6 Ω
エミッション係数	1.08
高注入折れ曲がり電流	0.016 A
逆方向ブレイクダウン電圧	7 V
逆方向ブレイクダウン開始電流	1.0E-05 A
ゼロバイアス容量	0.047 pF
ビルトイン電圧	0.86 V
接合傾斜係数	0.38
飽和電流の温度係数	2
バンドギャップ	1.424 eV

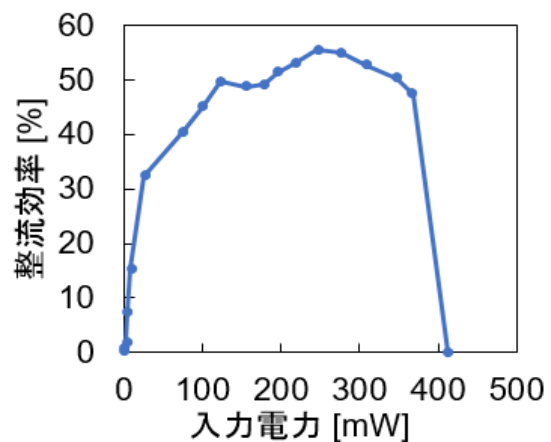


図 4 整流回路への入力電力に対する整流効率

ナから電磁波を放射,距離  $d$  だけ離れた工学台に取り付けたレクテナで受電する.レクテナは  $130\Omega$  抵抗が接続されており,電圧をマイコンで計測する.

この固定実験の結果を図 6 に示す.レクテナは 1 個の場合と  $2 \times 2$  個を全並列に接続する場合の 2 種類で実験を行った.配置方法に関しては図 7 に示す.レクテナ 1 個の場合には最大 DC 電力が  $0.4\text{mW}$  で, $d=70\text{cm}$  まで出力を確認した. $2 \times 2$  個の場合には最大 DC 電力が  $1.9\text{mW}$  で  $d=90\text{cm}$  まで出力を確認し

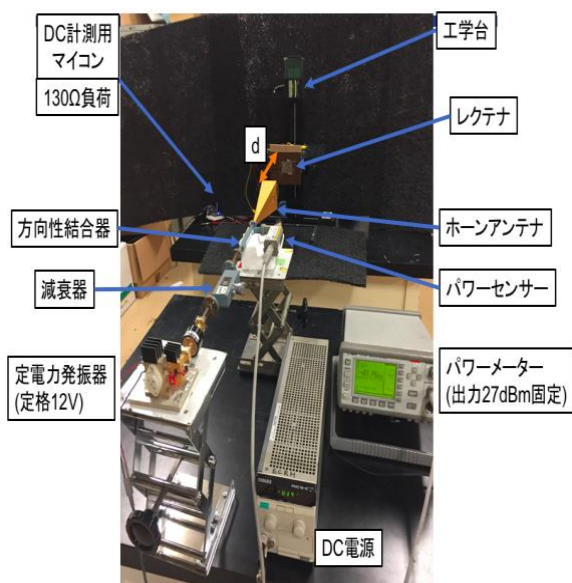


図 5 レクテナ固定実験の実験系

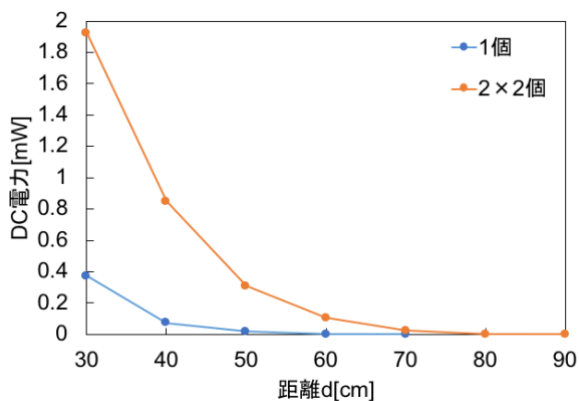


図 6 レクテナ固定実験の DC 出力電力

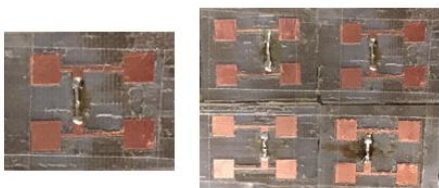


図 7 レクテナ配置方法(左:1 個,右: $2 \times 2$  全並列)

た.レクテナ数を 4 倍した場合に DC 電力がおおよそ 4 倍程度になっていることから,レクテナが正常に動作していることがわかった.

#### 4. ドローン搭載実験

3 節で用いた  $2 \times 2$  全並列レクテナをドローン下面に搭載して DC 電力が出力されるかを検証する.実験系を図 7 に示す.まず,ドローンは  $27\text{dBm}$  が常に出力されているホーンアンテナの  $30\text{cm}$  直上(初期位置)に移動する.初期位置で 3 秒間ホバリングした後, $10\text{cm}$  上昇し 3 秒間その高さでホバリングをする.これを初期位置から  $1\text{m}$  となるまで繰り返し,以後  $10\text{cm}$  降下し 3 秒間ホバリングをする.初期位置まで戻ったら,離陸地点へ再び着陸する.

使用したドローンは細かな自動制御が可能である AR.Drone 2.0(Parrot)[2]である.このドローンの諸元を表 3 に示す.上記の操作は AR.Drone 2.0 に搭載されている Linax や音波センサー,ジャイロセンサーによりすべて自動制御で行われ,Matlab を制御リモコンすることができる.また,本研究室で作製した電波暗室の四隅と AR.Drone 2.0 の上部に GPS 送受信機 HW v4.9(Marvelmind robotics)[3]を設置した.これは主に位置情報を取得するために用い,その精度は  $\pm 2\text{cm}$  である.

表 3 AR.Drone 2.0 諸元

サイズ	51×51cm
重量	435g
バッテリー重さ	102g
飛行時間(バッテリー使用時)	12min

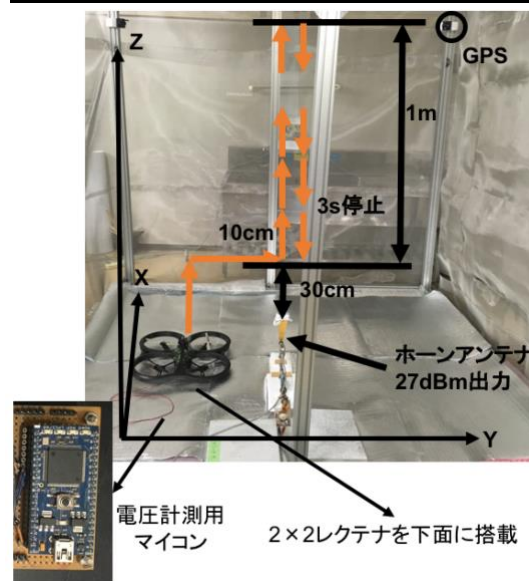


図 7 ドローン搭載実験の実験系

この実験の結果を図 8 に示す。図 13 より最大 DC 電圧は 486mV であるため、電力は 1.8mW である。ドローン搭載時にも正常に動作することを確認した。

3 節の固定実験と搭載実験の結果を比較したグラフを図 8 に示す。図 8 において高さ 40cm で誤差が大きいことがわかる。この原因としてドローンのホバリング時の XY 方向の不安定さが考えられる。図 9 はホバリング時の誤差をプロットしたもので、理想的にはホーンアンテナ直上を示すオレンジの点のみとなるはずだが、直上から離れてしまっていることがわかる。誤差の原因としては、特に地面に近い位置では地面効果を受け姿勢が不安定になることが挙げられる。40cm の場合、XY の両方向に大きな誤差が生じており、特に X 方向の誤差が受電アンテナのピッチ角半値幅を超えてしまったためと考えられる。しかし、位置の誤差に関しては、送電側にレトロディレクティブなどの追尾を用いることで緩和することが可能である。

図 11 はドローンの角度変化を示した。図 10 より最大ロール角変化  $10^\circ$ 、最大ピッチ角変化  $3.1^\circ$ 、最大ヨー角変化  $2.7^\circ$  であった。ロール角が大きく振れているのは位置修正のコマンドのためである。コマンド動作時を除きロール角とピッチ角はともに受電アンテナの半値幅の範囲に収まっている。また、

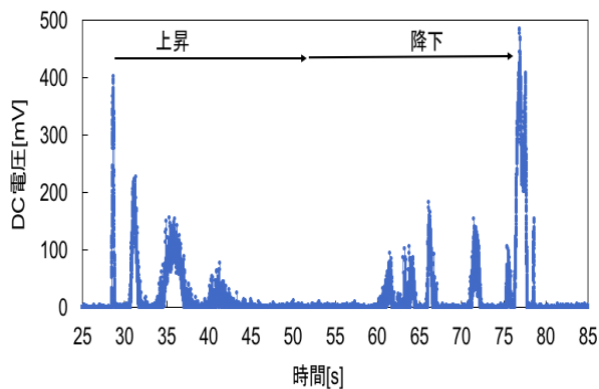


図 8 ドローン搭載実験で得た DC 電圧

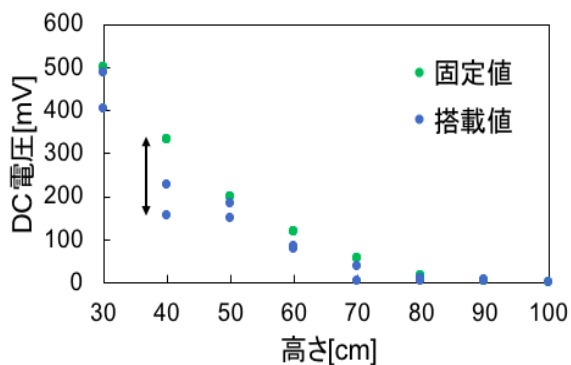


図 9 固定実験と搭載実験の比較

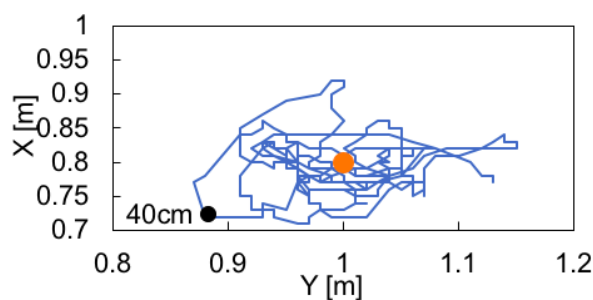


図 10 ホバリング時の誤差

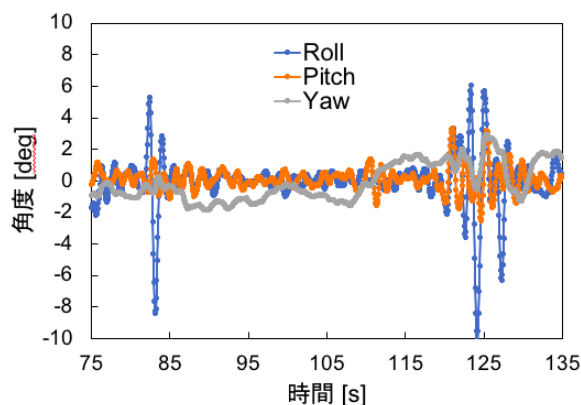


図 11 ドローンの角度変化

偏波方向に関わるヨー角の変化は小さく、本実験では直線偏波アンテナで問題なく、偏波損失は無視できる。

### 5. バッテリーレス飛行検証

これまでの実験を踏まえて、ドローンが本研究で作成したレクテナでバッテリーレス飛行するために必要な送電側電力を算出する。前提として、受電レクテナは遠方界であり、整流回路を複数個接続した場合にすべて 55% で動作するとした。

まず、AR.Drone 2.0 は DC 電力が 55.5W の場合にホバリング可能となる。最大でレクテナを  $10 \times 10$  個搭載可能で、バッテリー飛行の場合のペイロード比 0.45 を、レクテナの場合 0.47 に微増することが

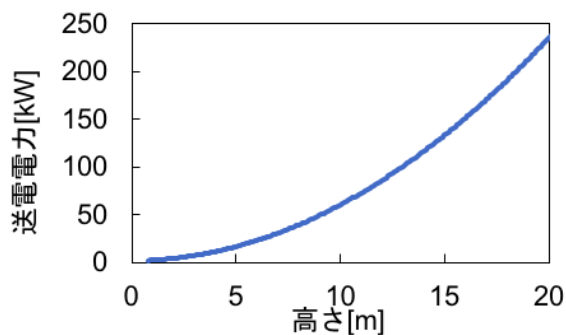


図 12 AR.Drone 2.0 のバッテリーレス飛行に必要な送電側電力

できる.10×10個搭載した AR.Drone 2.0 がバッテリーレス飛行に必要な送電側電力を図 12 に示す.高さ 80cm で飛行する場合には 2.6kW,高さ 20m では 236kW が必要となる.

続いて,大型のドローンで農薬散布に用いられる AGRAS MG-1(DJI)の場合について考える[4].サイズは 147cm×147cm でバッテリー飛行時のペイロード比は 0.87 である.MG-1 はレクテナを最大で 25×25 個搭載でき,この場合ペイロード比を 0.99 まで上昇させることができる.ホバリング時 DC 電力が 6.4kW 必要であることを考慮して,バッテリー飛行に必要な送電側電力を図 13 に示す.80cm で飛行するには 281kW が,20m で飛行するには,27.2MW が必要となることがわかった.

最後に,バッテリーレス飛行時に許容される位置誤差について考える.以下,AR.Drone 2.0 が 10×10 個のレクテナを搭載し,高さ 80cm で送電側電力 3kW でバッテリーレス飛行していると仮定する.この場合,最大で DC 電力を 68.4W 出力できる.しかし,55.5W を下回ってしまうと墜落してしまう.図 14 は仮定した条件での許容される位置誤差と搭載実験の飛行軌跡をプロットしたものである.計算により,許容される位置誤差は 6cm であった.しかし,搭載実験での誤差は 15cm ほどであったため,現在のシステムでの持続的なバッテリーレス飛行は難しいと考えられる.改善点としては,位置誤差を小さくできるような制御方法の改良を行うことが挙げられる.また,図 14 の受電可能エリアを大きくするために,送電側に追尾を使用すること,送受電システムの性能向上と配置の工夫をすることが考えられる.

## 6. まとめ

本研究により得られた知見をまとめる.

- 利得 8.47dBi,最大整流効率 55.5%のレクテナの作製方法を確立
- ドローンにレクテナの搭載し,DC 電力の出力に成功(DC 電圧 486mV)
- バッテリーレス飛行に必要な送電側電力を算出
- バッテリーレス飛行時の位置変化を許容量を算出

## 7. 参考文献リスト

[1] Shimamura, K., Sawahara, H., Oda, A., Minakawa, S., Mizojiri, S., Suganuma, S., Koichi, M., Komurasaki, K. (2017). Feasibility study of microwave wireless powered flight for micro air vehicles. *Wireless Power*

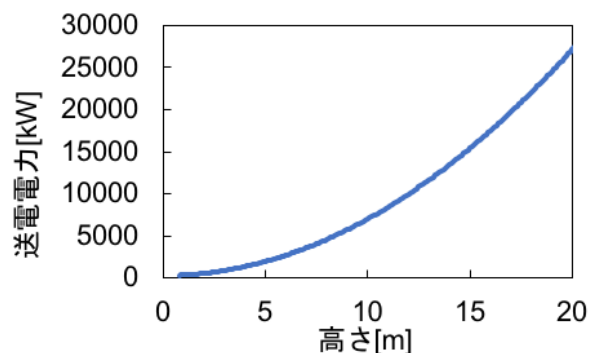


図 13 MG-1 のバッテリーレス飛行に必要な送電側電力

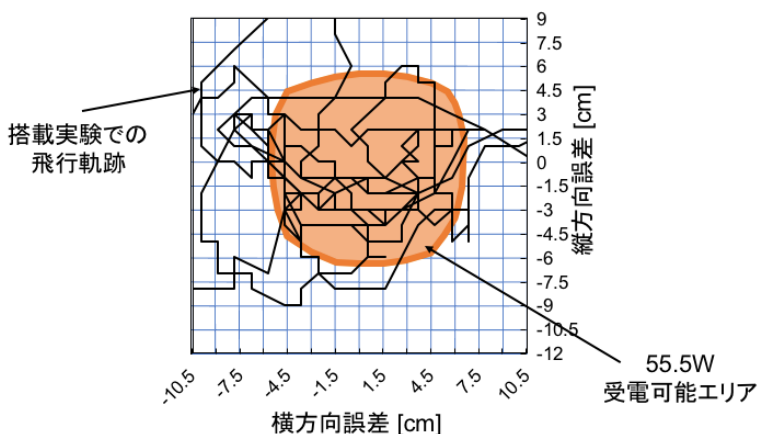


図 14 許容位置誤差と搭載実験の飛行軌跡

*Transfer*, 4(2), 146-159. doi:10.1017/wpt.2017.9

[2] Parrot “AR.Drone 2.0”

<http://global.parrot.com/jp/products/ardrone-2/> (2018 年 3 月 15 日アクセス)

[3]Marvelmind robotics “HW v4.9”

<https://marvelmind.com/product/starter-set-hw-v4-9-plastic-housing/> (2018 年 3 月 15 日アクセス)

[4]DJI “AGRAS MG-1”

<https://www.dji.com/jp/mg-1s> (2018 年 3 月 15 日アクセス)