

# マイクロ波電力伝送技術の電動飛行機への適用

## Study of Electric Aircraft Charged by Beamed Microwave Power

小澤 雄一郎 株式会社 IHI エアロスペース 基盤技術部電子技術室  
田中 直浩 株式会社 IHI エアロスペース 基盤技術部電子技術室 主幹

本研究では、無線電力伝送方式の一つのマイクロ波方式の最大の特長である長距離電力伝送可能という特性を活かし、電動飛行機の航続時間を改善してその有用性を拡大するため、電動飛行機へのマイクロ波電力伝送技術の適用を試みた。コンセプトの検討や設計条件の設定、要素試作を行い、5.8 GHz 帯レクテナとして世界最小の質量－出力電力比を実現した。また、この結果に基づいて必要な検討を行い、本システムの成立性を確認した。本稿では、これらの取組みとともに今後の計画について述べる。

The ability to wirelessly transmit power over long distances is one of the strengths of a microwave power transmission system. In this study, we applied microwave power transmission technology to the power supply system of an electric aircraft in order to extend the flight time. A partial prototype based on the concept of this system and its design conditions was manufactured. A rectenna that had a center frequency of 5.8 GHz achieved the world's smallest weight to power output ratio. On the basis of the trial results and further study, we confirmed the feasibility of this system. These efforts and our future plans are described in this paper.

## 1. 緒 言

これまでマイクロ波電力伝送技術の研究は、将来の宇宙太陽光発電システムの実現へ向け、宇宙から地上への長距離無線電力伝送基礎技術の確立を目的とした研究を中心に進められてきた。一方、近距離の非接触給電技術である電磁誘導や磁気共鳴は、より身近である電子機器や自動車への給電に応用した製品開発が近年盛んに進められるようになってきている。これに同調してマイクロ波電力伝送技術を応用した製品の開発例も少しずつではあるが出始めているものの、マイクロ波の特長を活かした製品例はほとんどない。

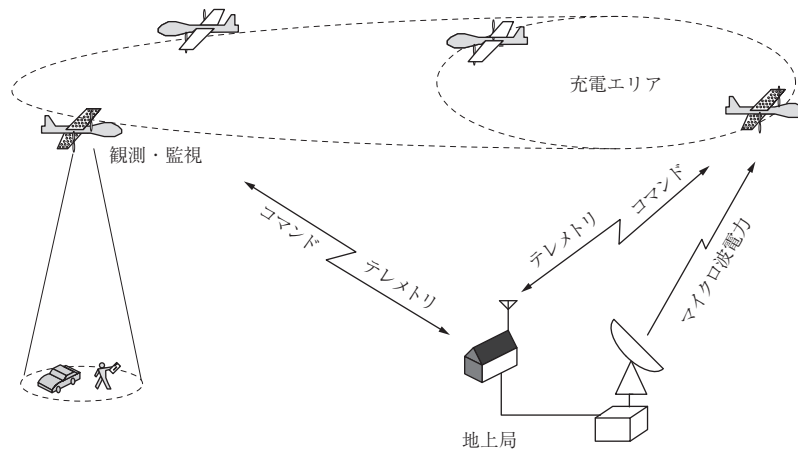
マイクロ波電力伝送技術の最大の特長は、長距離の非接触電力伝送が可能であることである。この特長を最大限活用するため本研究では、遠方の電力伝送対象として電動飛行機を取り上げ、マイクロ波電力伝送技術の適用を図った。電動飛行機は、その静粛性、安全性、整備性などから観測・監視などのさまざまな応用が考えられる。しかし、バッテリーに充電された電力のみでの航続時間はガソリン機と比べて非常に短く、利用範囲が限定される。そこで、飛行中に外部から電力を供給することができれば、航続時間の延長が可能になり、電動飛行機を用いたシステムの応用範囲をさらに拡大できると考えられる。

電動飛行機へのマイクロ波電力伝送技術適用の基礎実験として、20年以上前に2.4 GHz帯のマイクロ波を用いて飛行中の電動飛行機に電力を供給する実験が行われた<sup>(1),(2)</sup>。それらでは受電した電力が動力として利用可能であることは確認されているものの、飛行に必要な構造以外に受電用の構造を機体外部に取り付けたシステムや、地上の送電装置が飛行機下部を追尾して移動するシステムというレベルにとどまっており、その後の実用システムへの適用や製品化は行われていない。

そこで著者らは、これらの過去の研究と最新の技術動向を踏まえて、観測・監視機器などを搭載可能な、より実用的なシステムを実現するため、マイクロ波電力伝送技術の電動飛行機への適用に関する研究を行うことにした。

## 2. コンセプトの設定

無人飛行機の有用性が認識され、災害監視や犯罪監視、気象観測や放射線観測などさまざまな用途でそれが利用され始めている。しかし、これらの飛行機の航続時間はさまざまであるものの有限である。よって、燃料補給のために離着陸を必要とし、運用に手間が掛かるとともに、ミッション時間も限定される。そこで本研究では、「上空からの24時間365日連続観測・監視」をコンセプトとして設定した。第1図にコンセプトのイメージを示す。



第 1 図 コンセプトのイメージ  
Fig. 1 Picture of concept

地上局上空の充電エリアで電動飛行機を巡回させながら、必要な電力を地上からマイクロ波で供給し、機体に搭載したバッテリーに充電する。充電された電力を用いて観測・監視エリアに飛行してミッションを遂行した後、電力が必要な場合には充電エリアに帰還する。必要に応じて複数機が飛行することで最低限の離着陸で常時監視可能なシステムが構築できる。

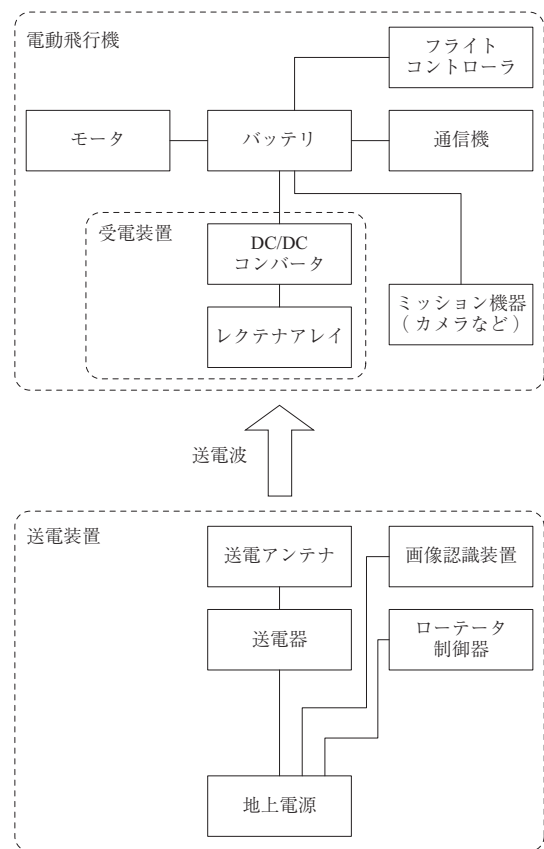
### 3. 主要構成と設計条件

#### 3.1 主要構成

コンセプトを実現するには電力供給系統がキーとなる。第 2 図に電力供給系の主要構成図を示す。

本システムは主に地上に設置される送電装置、電動飛行機に搭載される受電装置、電動飛行機で構成される。送電器で発生したマイクロ波は、送電アンテナから電動飛行機主翼下面に搭載されたレクテナ（アンテナ + 整流回路）に向けて送電され、DC 電力に変換される。DC 電力は DC/DC コンバータで電圧変換され、バッテリーに充電される。電動飛行機はバッテリーに充電された電力を用いて必要なプロペラなどを駆動して飛行する。

電動飛行機への送電方向は画像認識によって決定し、アンテナ回転機構（ローテータ）を駆動することで送電アンテナを指向する。送電方向の決定方法としては、受電側からパイロット信号を送信し、その方向を検知する方法もある。しかし、使用する電波が増えることで無線局免許取得も必要になることから、将来の簡易なシステムの実現も視野に入れて、パイロット信号を用いない画像認識による方式を採用した。



第 2 図 電力供給系の主要構成図  
Fig. 2 Configuration of power supply system

#### 3.2 設計要求

サブシステムである送電装置、受電装置、電動飛行機的设计要求を第 1 表に示す。電力伝送に用いる周波数は、宇宙太陽光発電システムで使用することが検討されている ISM ( Industry-Science-Medical ) 帯の 5.8 GHz 帯とした。

本システムにおける設計条件の特徴としては、受電装置の質量が軽量であること、および電動飛行機の巡回充電時

第 1 表 サブシステムの設計要求  
Table 1 Design requirement of sub-system

区 分	項 目	単 位	設 計 条 件
送 電 装 置	送 電 周 波 数	GHz 帯	5.8
	送 電 電 力	kW	10
	送電アンテナサイズ	m	φ2 以下
	アンテナ指向精度	度	±0.5 以下
受 電 装 置	DC 出 力 電 力	W	160 以上
	質 量	kg	1 以下
電 動 飛 行 機	旋 回 半 径	m	30 ( 旋回充電時 )
	飛 行 高 度	m	50 ( 旋回充電時 )
	バ ン ク 角	度	0 ( 旋回充電時 : 無風 )
	消 費 電 力	W	160 以下 ( 旋回充電時 )
	寸 法	m	3×3 ( 約 )
	搭 載 機 器 質 量	kg	1 以上

のバンク角（機体の左右軸と地面とがなす角）が 0 度であることである。まず受電装置については、地上で用いられるようなふっ素樹脂基板を使用したレクテナで構成する場合、レクテナのみでも 5 kg/m<sup>2</sup> 程度となる。一方、本システムの受電装置は飛行機に搭載することから軽量化が必要であり、レクテナ、DC/DC コンバータおよび配線を含め 1 kg 以下を設計条件とした。

次に、通常の飛行機が旋回する場合には、旋回中心に対して一定のバンク角をもたせることで揚力の水平成分を生じさせ、旋回を行う。本システムでは、旋回充電中にバンク角をもたせると主翼下面に搭載したレクテナに対するマイクロ波の入射角が大きくなり、レクテナのアンテナ高利得領域から外れていくことになる。この結果、必要な受電ができず、飛行を継続できなくなる可能性がある。この理由から、本システムの電動飛行機はバンクしないことを設計条件とした。なお本研究では試作機として、まずは送電エリア上空を旋回できるシステムの実現を目指すことにした。

#### 4. 要素試作・検討

本システムでキーとなる電力供給系に必要な軽量レクテナおよびノーバンク電動飛行機の要素試作・検討を実施した。この結果、各々実現の目途を得ることができた。試作した軽量レクテナと電動飛行機の外観を第 3 図に示す。

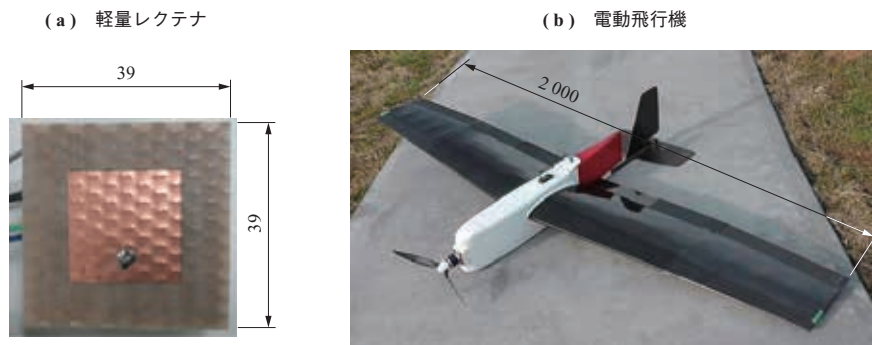
##### 4.1 軽量レクテナ

効率良く送電波を受電するには、高い利得をもつ小型アンテナが必要であることから、アンテナはパッチアンテナとし、その背面の直近に整流回路を設ける表裏一体構造とした。また、市販品で入手可能な材料としてアラミドハニカム材を基板および構造部材として用いた。これによって、誘電体損が無視でき低損失、かつ 1 素子当たり約 2 g と軽量のレクテナを実現できた。この構造のレクテナに 5.8 GHz のマイクロ波を照射して出力電力を測定し、質量 - 出力電力比を算出した結果、5.8 GHz 帯で動作するレクテナとしては世界最軽量となる 1 g/W を実現した<sup>(3)</sup>。

この結果を基に、設計条件である 160 W の出力を得るために必要な受電装置の質量は、実際の送電波の受電面電力密度の濃淡を考慮して配置する軽量レクテナ、および DC/DC コンバータや配線などを含めて 1 kg 以下と見積もることができ、本軽量レクテナを用いた受電装置の実現性に目途を得ることができた。

##### 4.2 電動飛行機

ノーバンク電動飛行機の検討を行うために、まずバンク角の低減を考慮していない電動飛行機を用いて現状の特性を確認した。この結果、旋回半径を約 40 m として無理なく旋回した場合でも、25 ~ 40 度のバンク角が必要となった。このことから、バンク角 0 度で旋回するには、バンクによって揚力の水平分力を発生させて旋回する一般的な方法を抜本的に変更する必要があることが分かった。これに対し、バンク角を低減する方法として以下の二つの方策



第 3 図 試作した軽量レクテナと電動飛行機（単位：mm）  
Fig. 3 Appearance of light weight rectenna and electric aircraft (unit : mm)

を検討した。

- (1) 左右の主翼に搭載するプロペラの推力差を利用する。
- (2) 胴体を翼型とし、かつ胴体後方にラダーを設けて水平方向に揚力を生じさせる。

まず、左右のプロペラの推力差を利用する方法について、サブスケール試作機を使用して飛行試験を実施した。この結果、左右の推力差のバランスを取ることが非常に困難であり、正常な飛行ができなかった。

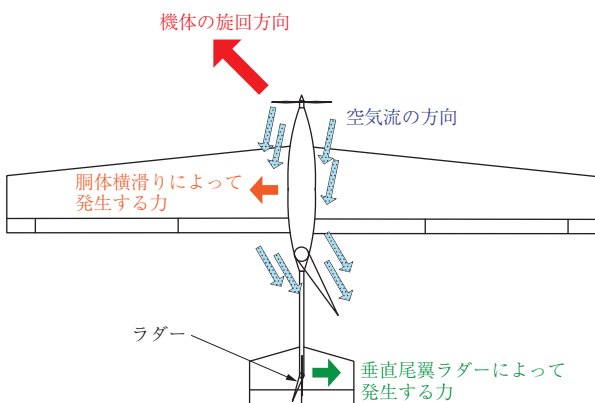
次に、胴体形状とラダーによる旋回について検討した。第4図に本方法によるノーバンク角旋回の原理図を示す。例えば図に示すように進行方向左側へ旋回する場合、まず垂直尾翼ラダーを旋回する方向に駆動する。これによって機体が横滑りして翼型胴体に迎角が発生し、旋回方向への力が発生する。さらに胴体後方のラダーを駆動させると旋回方向への力が増加する。この結果、機体はバンクせずに旋回することができる。今後本機体を試作し、飛行試験を実施する予定である。

### 5. システム成立性

4章に示した要素試作・検討結果を踏まえ、本システム成立性のキーとなる電力供給系について検討した。地上の送電アンテナから見て高度 50 m、旋回半径 30 m とすると、送電距離は 58 m となる。送電波を遠方界の平面波と考えて(1)式に示すフリスの公式を用いて受電電力の計算を行った。

$$P_r = \frac{P_t G_t}{4\pi R^2} A_e \dots\dots\dots (1)$$

$$A_e = \frac{\lambda^2}{4\pi} G_r \dots\dots\dots (2)$$



第4図 ノーバンク角旋回の原理  
Fig. 4 Principle of circular flight

$P_r$ : 受電電力

$P_t$ : 送電電力

$G_t$ : 送電アンテナ利得

$A_e$ : 実効開口面積

$G_r$ : 受電アンテナ利得

$R$ : 送電距離

$\lambda$ : 送電波の波長

(1)式は翼面下部に取り付けたレクテナのアンテナ個々の受電電力であることから、この式にレクテナ整流回路の整流効率を考慮して全レクテナが出力する直流(DC)電力を表すと(3)式となる。

$$P_{DC} = \sum_{i=1}^n (P_r \cdot \eta_r)_i \dots\dots\dots (3)$$

$P_{DC}$ : DC 出力電力

$\eta_r$ : 整流回路の整流効率

(3)式を用い、要素試作で確認した受電アンテナ利得を用いて DC 電力を算出した。ここでレクテナは地上送電部が正面方向となるように主翼内部に角度を付けて取り付ける構造とした。この結果、送電波の受電面電力密度の濃淡を考慮して DC 電力を算出すると 166 W となり、設計条件の 160 W 以上であることから、飛行中の電動飛行機に必要な電力が供給可能であることを確認できた。

今後、マイクロ波送電方向を制御するための画像認識による角度検出方法の検討、サブスケールモデルを用いた電動飛行機の飛行試験、実機サイズでの飛行試験、電波暗室内での送受電試験などを経て無線局免許手続きを行い、屋外において実際にマイクロ波で飛行中の電動飛行機に電力を供給する飛行試験を実施する計画である。

### 6. 結 言

本稿では、マイクロ波電力伝送技術の電動飛行機への適用について、コンセプトの設定、要素試作、システム成立性検討などを行った結果を述べた。また、本システム特有の軽量受電システムおよびノーバンク電動飛行機の実現の目途を得て、本システムの成立性を示した。

現在、小型の無人飛行機は日本国内では 150 m 以下の飛行であれば航空法に抵触せず、一部の場所を除いて飛行可能である。一方、無人飛行機の有用性が認められ、世界的にその活用が広がるとともに、安全性やプライバシーなどさまざまな問題が発生している。今後、安全性や各種法整備の動向を十分考慮しながら、各種試験を経て本システムの実現を目指す。



## 参 考 文 献

- (1) J. J. Schlesak and A. Alden : SHARP rectenna and low altitude flight tests Presentation IEEE Global Telecommunications Conference (1985. 12)
- (2) Y. Fujino, M. Fujita, T. Ito, H. Matsumoto, N. Kaya, T. Fujiwara and T. Sato : Driving Test of a Small DC Motor with a Rectenna Array and MILAX Flight Experiment Review of the Communications Research Laboratory Vol. 44 No. 3 (1998. 9) pp. 113 - 120
- (3) 小澤雄一郎, 田中直浩 : 5.8 GHz 帯軽量レクテナの試作 信学技報 WPT2014-24 2014年6月 pp. 1 - 4