

重量制約を考慮したドローンの飛行中磁界共振型無線電力伝送のための 受電側システム設計に関する基礎検討

藤本浩太*, 佐藤悠介, 永井栄寿, 藤本博志 (東京大学)

Basic Study on Receiving-Side System Design
of In-flight Inductive Power Transfer for Drones Considering Weight Limitation
Kota Fujimoto*, Yusuke Satoh, Sakahisa Nagai, Hiroshi Fujimoto (The University of Tokyo)

This paper proposes the receiving-side system design for in-flight inductive power transfer of drones. During the system design focusing on a receiving coil, simultaneous evaluations of the winding number of the receiving coil, battery weight, and load current are conducted with the limitation of receiving-side coil weight, coil limit currents, transmission efficiency, and laying rate of transfer coils. The proposed prototype is validated through power transmission experiments.

キーワード：ドローン, 飛行中給電, 磁界共振型無線電力伝送, 受電側システム設計, 重量制約
(drone, in-flight power transfer, inductive power transfer, receiving-side system design, weight limitation)

1. 序論

近年ドローンの利活用は盛んに進められており, 点検・配達・災害対応等, 様々な用途で用いられている。一方ドローンの多くは電動であり, 現在の電池のエネルギー密度では最大でも 30 分程度しか飛行することができないという問題が挙げられている⁽¹⁾。長距離用途では燃料駆動のドローンが開発される等, 様々な対策は検討されているが, 持続可能性を考慮し, 電動駆動ながら長距離を飛行可能なシステム開発が求められている。

航続時間の問題の解決策として, 図 1 に示す磁界共振結合方式に基づく飛行中ドローンへの無線電力伝送 (WPT) システムが近年検討されている⁽²⁾⁽³⁾。広く研究が進むマイクロ波方式の WPT と比較し⁽⁴⁾, 伝送距離が短いながらも高効率に電力を伝送することが可能な点が優位な手法である⁽⁵⁾⁽⁶⁾。点検や監視業務等, 固定経路上で動作することが想定される業務に対し, 経路上に送電コイルを敷設することでシステムを実現することが提案されている⁽⁷⁾。

一方, 飛行中給電システムを実現する場合はドローンに受電装置を搭載することが必要不可欠であり, 搭載装置の重量を考慮したシステム設計を行わなければならない。ドローンへの WPT を想定し, 重量を考慮したコイル設計を行う手法は存在するが⁽⁸⁾, コイル重量の軽量化と伝達効率の向上に焦点が当てられており, システム全体として実現可能性の検討は行われていない。

本研究では, ドローンへの飛行中給電に最適なシステムの提案を行う。特に受電コイルに焦点を当て, 機体要件から決定される機体最大重量に収まる範囲で, 伝達効率や敷設率等の制約も満たしつつ, システムコストを最小化する

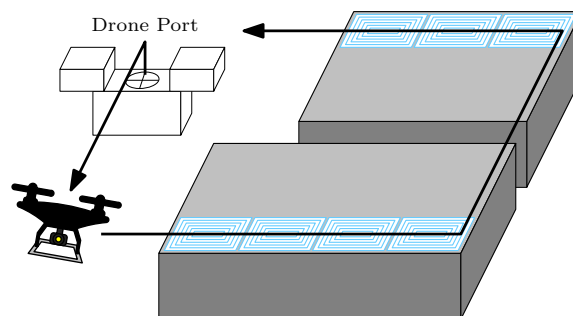


図 1 ドローンへの磁界共振飛行中給電システムを採用する監視業務

Fig.1: Inspection mission with in-flight inductive power transfer system for drones

設計を行う。提案法の有効性は実際に受電コイルを製作し, 設計値と実測値を比較することで検討される。

本論文の構成は以下の通りである。第 2 章では, 本論文で検討される WPT 回路の理論式と先行研究で提案される自己・相互インダクタンスの計算方法の導出を行う。第 3 章では, 提案する設計アルゴリズムの紹介を, 具体的な計算アルゴリズムを示しつつ, 目的関数, 制約式を明らかにして行う。第 4 章では, 実際に製作した受電コイルを紹介し, パラメータの実測値を設計値と比較しつつ示す。第 5 章では, 本論文のまとめとなる結論と, 今後の研究予定について示す。

2. 設計計算に用いる理論式の導出

〈2・1〉 WPT 回路方程式 本節では, 図 2 で表される SS 回路における理論式の導出を行う。以下の解析は回路の

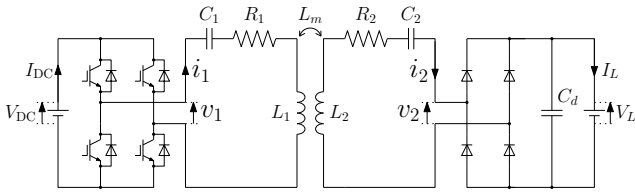


図2 SS方式のWPTシステムの回路図

Fig.2: Circuit diagram of SS-type wireless power transfer system

共振条件を仮定して行う。つまり、動作周波数 ω_0 に対して、

$$\omega_0 = \frac{1}{\sqrt{L_1 C_1}} = \frac{1}{\sqrt{L_2 C_2}} \quad (1)$$

を仮定する。

図2より、フェーザ表示で回路方程式を記述すると、

$$V_1 = R_1 I_1 + \frac{1}{j\omega_0 C_1} I_1 + j\omega_0 L_1 I_1 - j\omega_0 L_m I_2, \quad (2a)$$

$$V_2 = -R_2 I_2 - \frac{1}{j\omega_0 C_2} I_2 - j\omega_0 L_2 I_2 + j\omega_0 L_m I_1. \quad (2b)$$

となる。式(2)を行列表示すると、共振条件が成立することに注意して、

$$\begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_1 & -j\omega_0 L_m \\ j\omega_0 L_m & -R_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_1 \\ I_2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

となる。

〈2・2〉 インダクタンスの計算式 自己インダクタンス、相互インダクタンスの計算はビオ・サバルの法則に基づいて行う⁹⁾。図3の通り、1巻のコイル上を流れる電流が発生する磁束密度の受電コイルへの鎖交を考えることで、1巻当たりの相互インダクタンス $L_{m,0}$ を求めることができる。

これと送電コイルの巻数 N_1 、受電コイルの巻数 N_2 、送電コイルの平均半長さ l_m 、平均半幅 t_m 、受電コイルの平均面積 S_m を考慮することで、相互インダクタンスを算出する。ただし、ここでの平均は、コイルの外径と内径の相和平均を用いて算出される量を意味している。またフェライトの影響について、Songらはコア係数 $C_k < 2.0$ をかけることで考慮することができるとしている¹⁰⁾。本論文では理論値と実験の測定値を比較することで C_k を求め、それをを用いてフェライトがある場合の相互インダクタンスのモデル化を行う。最終的に得られる相互インダクタンス L_m は、 $L_{m,0}$ をを用いて次のように表される。

$$L_m = N_1 N_2 C_k L_{m,0}(x, y, z, \theta) \quad (4)$$

なお、式(4)を用いて2つのコイルが同じ位置で重なると考えることで、自己インダクタンスの計算も行うことが可能である。その際、完全に同じ位置であるとすると計算が行えなくなるため、非常に小さな値 ε だけコイルがずれているとして計算を行うことが必要となる。

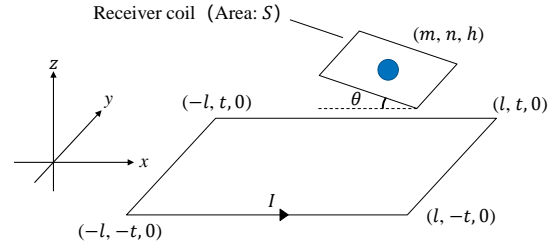


図3 磁束計算のための送受電コイルの模式図

Fig.3: Schematic diagram of transfer and receiving coil to calculate magnetic flux

3. 重量制約に基づくドローンの飛行中給電のための受電側コイル設計手法

本章では提案法におけるパラメータの計算方法の紹介とそれらパラメータに基づく最適化問題の定式化を行い、最後に最適化問題の解法として提案法に基づく受電コイルの設計結果を示す。

提案法に基づくシステム設計のフローチャートを図4に示す。本論文では監視用ドローンを想定し、飛行中給電システム設計を行う。まず監視任務の達成に十分であるカメラを選定し、カメラの大きさから、それを搭載可能な機体サイズを決定する。またその他機器の搭載を鑑み、機体サイズからさらに追加可能な重量の算出を行う。搭載物資、機体サイズの決定後は、想定する飛行時間からバッテリーサイズを決定する。その後、以上の重量を50%の出力で浮上させることが可能であるモータとプロペラの組み合わせを決定する。

以上の基本システム決定後に、提案するWPTシステムの設計を行う。提案法では受電側コイル巻き数 N_2 、負荷側電流 I_L 、バッテリー重量 m_{battery} が設計パラメータとして扱われる。受電側コイル巻き数 N_2 は初期値を1巻として1巻ずつ、負荷側電流 I_L は初期値を1Aとして1Aずつ、バッテリー重量 m_{battery} はモータ電圧値の関係から4直列の、ドローンで一般的に使用されるLiPoバッテリーを用いることとし、4直列1並列の重量50gを基準に、並列数を変えて値の更新を行う。パラメータの更新は、これら3つの変数全ての組み合わせで制限値と目的関数の計算を実行し、実現する。

また受電側コイル巻き数 N_2 の更新後は、その巻き数が実現可能であるかの判定を行う。コイル巻線のイメージ図を図5に示す。リッツ線は連続的に巻かれるが、簡単のために1巻きずつ独立に表示している。機体サイズ、つまりドローンの足幅 l_2 は決定しているとして、コイルケースの縦幅と横幅を l_2 とする。コイルはケース外壁からリッツ線半径 r_2 だけ離れた位置

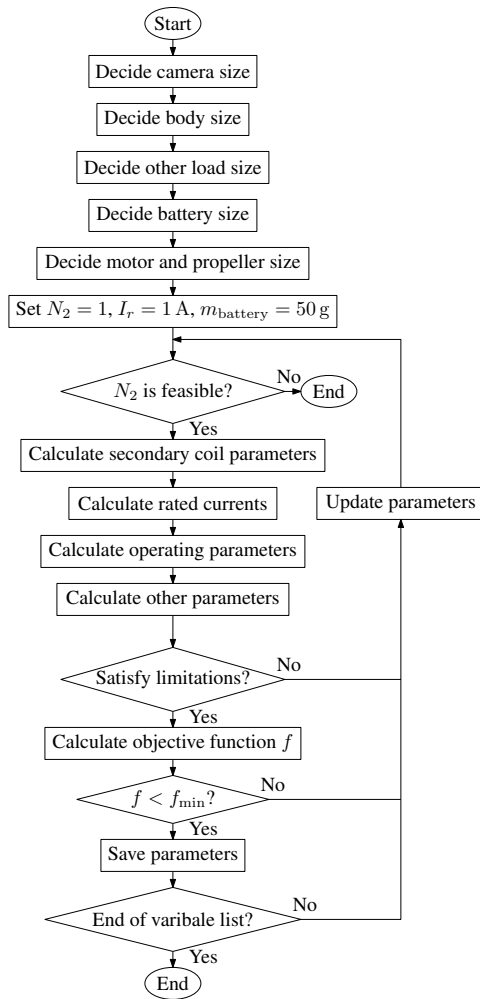


図4 提案するシステム設計アルゴリズム
Fig.4: Proposed system design algorithm

にリッツ線の外壁が位置するとして巻かれる。繰り返し巻き続けるとコイル巻線は徐々に中心に寄り、ある巻き数の時に巻くことが不可能となる。以上の考えに基づき、アルゴリズムで指定する受電側コイル巻き数 N_2 の実現可能性を判定する。

〈3・1〉 提案アルゴリズムにおけるパラメータ計算

〈3・1・1〉 受電側コイルパラメータの計算 受電側コイルの回路パラメータとして自己インダクタンス L_2 、相互インダクタンス L_m 、交流抵抗 R_2 、また物理パラメータとして受電側コイル長さ $l_{2,coil}$ 、コイル巻き線重量 $m_{2,coil}$ 、ケース重量 $m_{2,case}$ 、フェライト重量 $m_{2,ferrite}$ の計算を行う。

自己インダクタンス L_2 、相互インダクタンス L_m の計算は第2章の説明に従って行う。交流抵抗 R_2 の計算は、リッツ線の仕様書に記載されている単位長さ当たりの交流抵抗値とコイル長さ $l_{2,coil}$ から算出する。

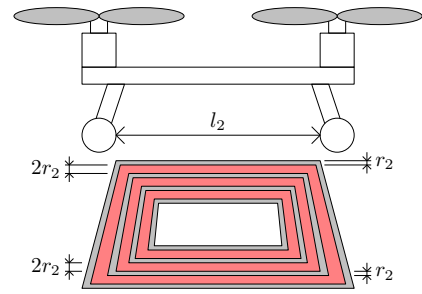


図5 受電側コイル巻き数の検討のイメージ
Fig.5: Schematic diagram of receiving coil winding

コイル巻き線重量 $m_{2,coil}$ は、リッツ線仕様から単位長さあたりの重量を参照し、受電側コイル長さ $l_{2,coil}$ と合わせることで算出する。ケース重量 $m_{2,case}$ は、ケースの高さを $2r_2 + 1$ mm として、コイルケースが幅 l_2 の正方形であることを仮定し、リッツ線体積を除くことで算出する。フェライト重量 $m_{2,ferrite}$ は単位面積あたりの重量を参照し、コイルケース面積と合わせることで算出する。

〈3・1・2〉 許容電流の計算 リッツ線の許容電流の計算は以下の通り行う。まずスパイラル型リッツ線のサーキュラー・ミル・エリア CMA を

$$CMA = D^2 \times N \times 1550.003 \quad (5)$$

と計算する⁽¹¹⁾。ここで D は素線径 (mm) であり、 N は素線数である。許容電流 1 A あたりの CMA 値を C_{CMA} と定義すると、許容電流 I_{limit} は、

$$I_{limit} = \frac{CMA}{C_{CMA}} \quad (6)$$

と計算される。本論文では $C_{CMA} = 400$ として計算を行う。

〈3・1・3〉 動作点パラメータの計算 3.1.1 項で計算する回路パラメータに基づき、送電側コイル電流 I_1 、送電側電圧 V_1 、受電側コイル電流 I_2 、受電側電圧 V_2 の計算を行う。まず負荷側電流 I_L が既知であることに注意し、ダイオード整流器を想定するときの受電側電流 I_2 と受電側電圧 V_2 を、

$$I_2 = -j \frac{\pi}{2\sqrt{2}} I_L, \quad (7a)$$

$$V_2 = j \frac{2\sqrt{2}}{\pi} (V_L + 2V_F) \quad (7b)$$

と計算する。ただし位相の基準は I_1 で取ることとする。また V_F はダイオードの順電圧である。その後送電側コイル電流 I_1 と送電側電圧 V_1 を、式 (3) より、

$$I_1 = \frac{V_2 + R_2 I_2}{\omega_0 L_m}, \quad (8a)$$

表1 設計に用いるパラメータ

Table1: Parameters utilized for coil design

Parameter	Value
Operating frequency ω_0	82.5 kHz
Transfer coil winding number N_1	9
Transfer coil inductance L_1	127 μ H
Transfer coil resistance R_1	136 m Ω
Transfer coil resonance frequency ω_1	82.562 kHz
Transfer coil length l_1	1.0 m
Transfer coil width t_1	0.2 m
Altitude z	10 cm
Body pitch angle θ	0 deg
Load voltage V_L	14.8 V
Diode forward voltage V_F	0.85 V
Tiny value to calculate self-inductance ϵ	1.0 mm
Coupling adjustment coefficient C_k	1.057
Number of single wire N	900
Single wire diameter D	0.102 mm
Transfer limit current $I_{limit,1}$	70.0 A
Receiving limit current $I_{limit,2}$	30.8 A
Threshold of transmission efficiency $\eta_{tran,0}$	0.95
Threshold of laying limit α_0	0.50
Maximum takeoff weight m_{max}	1700 g
Camera weight m_{camera}	100 g
Empty weight m_{empty}	780 g
Maximum consumption power $W_{f,max}$	154 W
Path length L_{way}	4 km
Operating velocity v_f	2.0 m/s
Ground effect coefficient for power β	0.02
Inverter efficiency η_{inv}	0.99
Rectifier efficiency η_{rect}	0.95

表2 設計結果

Table2: Design result

Parameter	Value
Receiving coil winding number N_2	5
Load current I_L	27 A
Battery weight $m_{battery}$	50 g
Receiving coil resistance R_2	13.6 m Ω
Receiving coil inductance L_2	11.3 μ H
Mutual inductance L_m	3.28 μ H
Transmission efficiency η_{trans}	0.950
Transfer coil current I_1	8.99 A
Transfer coil voltage V_1	52.2 V
Receiving coil current I_2	30.0 A
Receiving coil voltage V_2	14.9 V
Receiving coil weight $m_{2,coil}$	301 g
Receiving case weight $m_{2,case}$	68.6 g
Receiving ferrite weight $m_{2,ferrite}$	33.0 g
Laying rate α	41.9

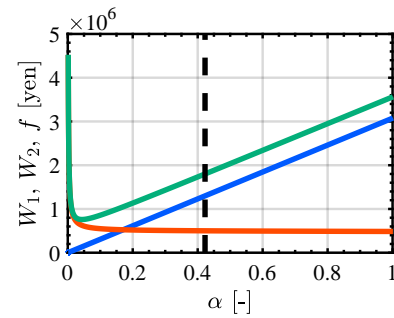


図6 敷設率に対する総コストの推移

Fig.6: Total cost by changing laying rate (W_1 : —, W_2 : —, f : —)

$$V_1 = R_1 I_1 + \omega_0 L_m I_2 \quad (8b)$$

と計算する。

〈3・1・4〉 その他パラメータの計算 その他パラメータとして伝達効率 η_{trans} , 敷設率 α の算出を行う。伝達効率 η_{trans} は, 3.1.3 節のパラメータを参考に,

$$\eta_{trans} = \frac{V_2 I_2}{V_1 I_1} \quad (9)$$

と計算する。

敷設率 α の計算方法は以下の通りである。まず以上の行程で算出される機体総重量を m_{total} として, 機体消費電力 W_f を

$$W_f = W_{f,max} \frac{m_{total}}{m_{max}} \quad (10)$$

と計算する。ここで m_{max} は最大離陸重量であり, $W_{f,max}$ は最大離陸重量時の機体消費電力である。機体重量と消費電力は運動エネルギーが消費電力の主成分と仮定すると比例関係であるとみなせるため, 式 (10) が成り立つ。一方電力供給時には送電コイルに接近するが, その際に地面効果の影響を受けて, 実際に消費する電

力は変動する。地面効果領域内における機体消費電力を $W_{f,GE}$ とすると,

$$W_{f,GE} = (1 - \beta) W_f \quad (11)$$

と計算できる。ここで β は地面効果の影響により決まる定数であり, モデルベース, または実験的に決定が可能である。以上より, 非給電時の消費エネルギーと給電時の給電エネルギーが等しいとすることで敷設率 α は,

$$W_f \frac{L_{way}(1 - \alpha)}{v_f} = (V_L I_L - W_{f,GE}) \frac{L_{way} \alpha}{v_f} \quad (12)$$

$$\therefore \alpha = \frac{1}{\beta + \frac{V_L I_L}{W_f}}$$

と計算可能である。ここで L_{way} はドローンの周回距離であり, v_f は機体速度である。本論文では給電時, 非給電時によらず機体速度は一定であると仮定する。

〈3・2〉 最適化問題の定式化 本節では 3.1 項で定義したパラメータをもとに, 目的関数と制約条件の定式

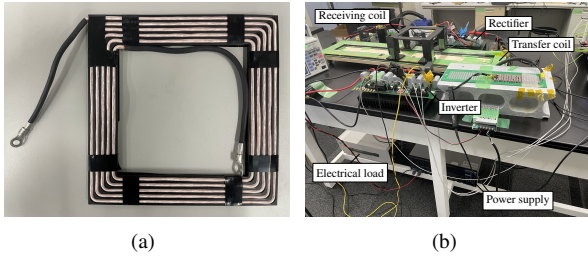


図7 実験装置 (a) 作成した受電コイル (b) 電力伝送試験装置

Fig.7: Experimental setup (a) Receiving coil (b) Setup for wireless power transfer

化を行う。目的関数 f は、敷設コスト W_1 と電気料金 W_2 の和であり、

$$\text{minimize } f = W_1 + W_2 \quad (13a)$$

$N_2, I_L, m_{\text{battery}}$

$$\text{subject to } m_{2,\text{max}} > m_{2,\text{coil}} + m_{2,\text{case}} + m_{2,\text{ferrite}}, \quad (13b)$$

$$I_1 < I_{\text{limit},1}, \quad (13c)$$

$$I_2 < I_{\text{limit},2}, \quad (13d)$$

$$\eta_{\text{trans}} > \eta_{\text{trans},0}, \quad (13e)$$

$$\alpha < \alpha_0 \quad (13f)$$

と定義する。ここで、 $\eta_{\text{trans},0}$ は伝達効率のしきい値であり、 α_0 は敷設率のしきい値である。また $m_{2,\text{max}}$ は受電側 WPT システムとして搭載可能な最大重量であり、カメラ重量を m_{camera} 、構造重量とモータ・プロペラ重量を合わせた空虚重量を m_{empty} として、 $m_{2,\text{max}} = m_{\text{max}} - m_{\text{camera}} - m_{\text{empty}}$ と算出する。

目的関数 f について、 W_1 はドローンの周回距離 L_{way} と単位長さあたりの敷設コスト C_1 を用いて、

$$W_1 = \alpha L_{\text{way}} C_1 \quad (14)$$

と計算する。本論文においては、 $C_1 = 581,250$ 円/km とする⁽¹²⁾。

また W_2 は日本における電気料金の目安単価を C_2 (円/kWh)、インバータ効率を η_{inv} 、整流器効率を η_{rect} として、

$$W_2 = \alpha \frac{V_L I_L}{\eta_{\text{inv}} \eta_{\text{trans}} \eta_{\text{rect}}} \frac{10 \times 365 \times 24}{1000} C_2 \quad (15)$$

と計算する。本論文においては令和4年7月22日改定の目安単価を利用し、 $C_2 = 31$ 円/kWh とする⁽¹³⁾。また想定するシステムの運用期間は10年であり、10年の内 $100\alpha\%$ の時間に給電を受けるとしている⁽¹²⁾。

表3 測定結果

Table3: Measurement result

Parameter	Design value	Measured value	Error rate
Receiving coil weight $m_{2,\text{coil}}$	301 g	278 g	-7.64 %
Receiving case weight $m_{2,\text{case}}$	68.6 g	64.0 g	-6.71 %
Receiving ferrite weight $m_{2,\text{ferrite}}$	33.0 g	33.0 g	0 %
Receiving coil resistance R_2	13.6 m Ω	18.7 m Ω	37.5 %
Receiving coil inductance L_2	11.3 μ H	11.7 μ H	3.54 %
Mutual inductance L_m	3.28 μ H	2.87 μ H	-12.5 %
Transmission efficiency η_{trans}	0.950	0.895	-5.79 %
Transfer coil current I_1	8.99 A	9.44 A	5.01 %
Transfer coil voltage V_1	52.2 V	52.2 V	0 %
Receiving coil current I_2	30.0 A	29.2 A	-2.67 %
Receiving coil voltage V_2	14.9 V	14.9 V	0 %
Load current I_L	27 A	26.3 A	-2.59 %

〈3・3〉 提案手法に基づく受電側コイル設計結果

本論文では受電側コイル巻き数 N_2 は10巻まで、負荷側電流 I_L は40 Aまで、バッテリー重量 m_{battery} は300 gまでとして設計を行う。本論文における設計時に用いるパラメータを表1に示す。

設計結果を表2に示す。受電側コイル巻き数 N_2 は伝達効率の下限を満たす中で最も小さな値となっている。バッテリー重量 m_{battery} は設計で検討する重量で最も小さな値となっている。また負荷側電流 I_L は受電側コイルの許容電流 $I_{\text{limit},2}$ を満たす中で最大の値となっている。これらの原因の解析のため、 I_L を除く変数を設計値に固定する際に、敷設率 α を変化させたときの目的関数の変化を図6に示す。図6より、目的関数 f は $\alpha = 0.0435$ 、つまり敷設率が4.35%のときに最小となることが分かる。本論文の設計では受電側電流の許容値が30.8 Aとなることから、 I_L を除く変数を設計値に固定するときの敷設率の最小値は図6に黒の点線で示す0.423となる。この条件下で設計が行われるために、設計変数として敷設率を最小化する値が選出される。

4. 実験による提案法の検証

本章では提案する設計アルゴリズムに基づき作成した受電側コイルを紹介し、電力伝送試験と合わせて取得する特性値を設計値と比較しつつ示す。まず作成したコイルを図7(a)に示す。コイルケースはドローンで一般的に用いられるオニキス材を用いて作成した。作成したコイルを用いた電力伝送試験は図7(b)に示す装置により実施した。受電側回路の共振周波数 ω_2 は82.294 kHzである。

作成したコイルの特性値、また電力伝送試験において取得した動作点パラメータを表3に示す。まず重量について、コイル重量 $m_{2,\text{coil}}$ とケース重量 $m_{2,\text{case}}$ に

誤差が生じていることが分かる。これは計算に用いる密度としてそれぞれの材料の公称値を用いたためであり、妥当な誤差範囲に収まっていると言える。フェライト重量 $m_{2,\text{ferrite}}$ は計算に用いる密度として実験的に取得した密度を用いており、重量計の秤量が 1g であったことと合わせて、誤差率は 0% となった。

次にコイルの電氣的パラメータについて、交流抵抗 R_2 と相互インダクタンス L_m については誤差率が大きくなってしまっている。そのため伝達効率 η_{trans} も測定値は 0.895 となってしまっている。交流抵抗の誤差要因としては、受電側コイル以外の配線抵抗やフェライトシート等の影響が考えられる。相互インダクタンスの誤差要因としては、モデル化誤差や実験的に取得するコア係数 C_k の誤差が考えられる。また伝達効率の誤差要因としては、回路の共振周波数に対して動作周波数にずれがあることも挙げられる。

最後に電力伝送時の電流・電圧パラメータについて、今回は送電側電圧 V_1 と受電側電圧 V_2 が設計値と一致するように試験を実施した。受電側交流抵抗 R_2 と相互インダクタンス L_m のずれや、動作周波数に対し送電・受電回路の共振周波数がずれてしまっていることもあり、設計値に一致はしていないが、許容電流を下回る比較的小さな誤差を達成することができている。

以上、本論文で提案する設計手法によって、受電側コイルの最適設計をする際に、重量制約を満たす、つまり飛行可能性を担保することが可能となった。

5. 結論

本論文では、重量制約を考慮するドローンの飛行中無線電力伝送システムにおける受電側コイル設計手法を提案した。提案する設計手法の妥当性は、実際にコイルを製作し、電力伝送試験と合わせて特性値を取得することで検証され、特に飛行可能性の担保に重要な値である重量パラメータについて設計値に近い測定値を取得することに成功した。これより本提案法に基づき、飛行可能性を担保した受電側コイルの最適設計が可能となった。

一方、今回の検討は受電側コイルのみの設計であり、実際には整流器やバッテリー回路等、その他の搭載機器と合わせて重量の考慮を行うことが必要である。また受電側コイルと同時に、送電コイルや飛行軌道の設計も行うことで、さらなる最適化を行うことが可能となる。これら未考慮の部分に検討を加え、最終的には設計する全体システムに基づき飛行中の実際の機体に電力伝送を行うことを目指す。

謝辞

本研究は JSPS 科研費（基盤研究 A 課題番号：

JP23H00175）、また JST 次世代研究者挑戦的研究プログラム JPMJSP2108 の支援を受けたことを付記します。

文 献

- (1) A. B. Junaid, Y. Lee, Y. Kim: "Design and implementation of autonomous wireless charging station for rotary-wing UAVs", *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol.54, pp.253–266 (2016)
- (2) K. Chen, Z. Zhang: "In-Flight wireless charging: A promising Application-Oriented charging technique for drones", *IEEE Ind. Electron. Mag.*, pp.2–12 (2023)
- (3) J. M. Arteaga, S. Aldhafer, G. Kkelis, C. Kwan, D. C. Yates, P. D. Mitcheson: "Dynamic capabilities of Multi-MHz inductive power transfer systems demonstrated with batteryless drones", *IEEE Transactions on Power Electronics*, Vol.34, No.6, pp.5093–5104 (2019)
- (4) H.-M. Hsu, B. Yang, C.-Y. Chang, K. Kawai, F.-J. Yen, N. Shinohara: "High-Power oscillator and High-Efficiency rectifier for 900-MHz wireless power transfer system with minimal components", *IEEE Trans. Microw. Theory Tech. (Early Access)* (2023)
- (5) S. Honda, S. Shimada, K. Tanaka, K. Nakamura, T. Imura, K. Hata, Y. Hori: "Proposal and evaluation of High-Heat insulation system for spacecraft by using WPT", *IEEJ Journal of Industry Applications*, Vol.12, No.3, pp.467–474 (2023)
- (6) A. Oyane, M. Yamamoto: "Novel measurement method to determine optimum reception frequency of electric field wireless power receiver", *IEEJ Journal of Industry Applications*, Vol.12, No.1, pp.54–64 (2023)
- (7) Y. Satoh, K. Fujimoto, R. Matsumoto, N. B. Minh, S. Nagai, H. Fujimoto: "Basic study on received power control of In-Flight inductive power transfer for drones by active rectifier switching and altitude regulation", in *IECON 2023 - 49th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society* (2023)
- (8) Y. Shao, N. Kang, H. Zhang, R. Ma, M. Liu, C. Ma: "A lightweight and robust drone MHz WPT system via novel coil design and impedance matching", *IEEE Trans. Ind. Appl.*, Vol.59, No.3, pp.3851–3864 (2023)
- (9) K. Fujimoto, K. Yokota, S. Nagai, H. Fujimoto: "Modeling and verification of Pitch-Dependent coupling coefficient for WPT to flying drone", in *JIASC 2021 - 2021 IEE-Japan Industry Applications Society Conference* (2021)
- (10) B. Song, S. Cui, Y. Li, C. Zhu: "A Fast and General Method to Calculate Mutual Inductance for EV Dynamic Wireless Charging System", *IEEE Transactions on Power Electronics*, Vol.36, No.3, pp.2696–2709 (2021)
- (11) Tyco Electronics: "How to compute circular mil area of various wire shapes", https://www.te.com/commerce/DocumentDelivery/DDEController?Action=srchrtv&DocNm=1773096_SEC12_INDEX&DocType=CS&DocLang=English, accessed: 2024-2-8.
- (12) Z. Chen, W. Liu, Y. Yin: "Deployment of stationary and dynamic charging infrastructure for electric vehicles along traffic corridors", *Transp. Res. Part C: Emerg. Technol.*, Vol.77, pp.185–206 (2017)
- (13) Home Electric Appliances Fair Trade Conference: "FAQ", <https://www.eftc.or.jp/qa/?topics=1>, accessed: 2024-2-8.