

NIHONBASHI SPACE WEEK
JSS主催サイドイベント 宇宙太陽光発電(SSPS)
- 2025年JSS活動報告 -

航空機による長距離無線送電 実証実験の成果と今後



2025/10/8
東洋大学理工学部
電気電子情報工学科
藤野 義之



もくじ

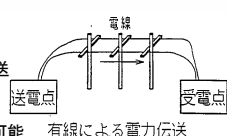
- 無線電力伝送技術とは
- 無線電力伝送を支える技術
- 宇宙太陽発電衛星への応用と実証すべき技術
- 航空機試験の位置付けと実施概要

無線による電力伝送技術

■ 無線電力伝送技術の定義

■ 「電磁波を用いて電力を送る技術」

- 電力を一旦、電磁波に変換して送電する
- 変換効率の向上がキーポイント
- 移動するものに対しても送電が可能



■ 無線電力伝送技術の分類

- 電磁誘導によるもの
- 磁界共振によるもの
- 電界結合によるもの
- 電磁波(放射界)を用いたもの
 - 空間伝送型と称する

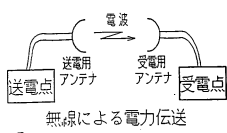


図2.1.1 有線と無線による電力伝送の対比



空間伝送型ワイヤレス電力伝送

方式	電磁誘導方式	磁界共振方式	電界結合方式	空間伝送方式
原理・特徴	給電側と受電側の2つのコイルが起す「磁束」によって送電。ほぼ密着して使用。 実用化済	給電側と受電側の2つのコイルが起す「磁界共振」によって送電。 実用化済	送電側と受電側の電極が接近（ほぼ密着）した時に発生する電界を利用して送電。 実用化済	電波(マイクロ波等)により、遠方に送電。受信した電波のエネルギーを電力に変換して使用。 実証段階
方式				
原理・特徴				

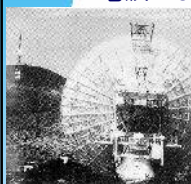
制度化が行われた

情報通信審議会情報通信技術分科会 諮問第2043号

空間伝送型ワイヤレス電力伝送システムの技術的条件(中略)概要(2020年7月)より抜粋



電波による無線電力伝送技術



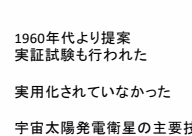
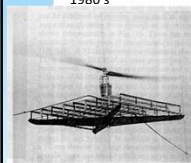
1980's



1990's



2010's



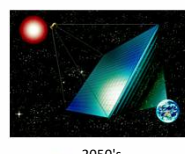
1960's

Fig. 12 First flight of a microwave powered aircraft occurred in 1966 at the Edwards CF 200 ft. All power was supplied to the aircraft from the receiver that collected and rectified power from a microwave beam.
W. C. Brown, "Beamed microwave power transmission and its application to space.", IEEE Trans. Microwave Theory and Technology, vol. 10, pp. 1-10, June 1962.

1960年代より提案
実証試験も行われた

実用化されていなかった

宇宙太陽発電衛星の主要技術



2050's



電波による電力伝送技術の技術課題

- 電気を電波に変換する技術(送電技術)
- 電波を電気に変換する技術(受電技術)
- 正確に電波を受電場所にあてる技術
 - 送信アンテナと受信アンテナを大きくすることで、空間電力伝送の効率は100%を達成することができる
- 正確に受電場所に電波を当て続ける技術が必要



電波を使った電力伝送

■ τ : 効率に1対1で対応するパラメータ

$$\tau^2 = \frac{A_T A_R}{\{d\lambda\}^2}$$

■ τ と効率の関係式

$$\eta = 1 - e^{-\tau^2}$$

■ 伝送効率の表現式(フリスの伝達公式)

$$\eta = \frac{P_R}{P_T} = \frac{A_T A_R}{\{d\lambda\}^2} = G_T G_R \left(\frac{\lambda}{4\pi d} \right)^2$$

■ 近傍界で対向させた開口面アンテナ間の電力伝送の最適構成については、共振器の電磁解析で調べられており、効率100%が実現できていることが示されている。(近傍界での電力伝送公式)

■ フリスの公式だと、 τ が大きくなると効率が100%を超える。 → 不正確

9 東洋大学

電波を使った電力伝送(2)

■ 送電アンテナを近傍界となるように配置することで、空間伝送効率を上げることができる。

■ 鹿島13mアンテナ

■ $A_T=130\text{m}^2$, $A_R=130\text{m}^2$, 5.8GHz, $D=50\text{m} \rightarrow \tau=50$

■ SPS (NASAシステム)

■ $A_T=0.8\text{km}^2$, $A_R=80\text{km}^2$, 2.45GHz, $D=36000\text{km} \rightarrow \tau=1.8 \rightarrow 96\%$

■ 仮に、上記のようなパラボラアンテナ(直径13m、距離50m)を対向させると、5.8GHzでは $\tau=50$ 以上なので、ほぼ100%の伝送が可能。

■ 近傍界電力伝送

■ $\tau = \frac{\sqrt{A_T A_R}}{\lambda D}$

10 東洋大学

正確に受電場所に電波を当て続ける技術

■ ビーム形成技術という

■ 静止軌道実用SPSでの目標値(2.5km口の大きさの衛星)

■ 0.001度のビーム形成を行い、その制御精度を0.0002度とする

➢ すなわち、ビーム幅の1/5以内のズレに制御することが必要。

■ 航空機試験では

■ ビーム形成8度

➢ ビーム制御精度1.6度以内のズレになっているかを検証することが目標

SSPSロードマップ
<https://www.jspacesystems.or.jp/project/observation/ssps/>

11 東洋大学

SPSの実用化に向けて

■ SPSのコンセプト提案

■ 巨大なシステムである

■ 地上実証実験のみ実施

1980's

1990's

2050's 静止衛星

➢ 低軌道小型衛星による実証が望まれている

➢ 2024年に航空機試験を実施

➢ 2025年以降に小型衛星実験を予定

地上実証を繰り返しても、宇宙での実証実績がなければ、衛星計画に反映することは不可能

12 東洋大学

2024年航空機実証実験の概要

■ 実施日: 2024年12月3日~6日

■ 送信機配置

■ 送電部を取り付けた小型ジェット機

■ 飛行高度: 7000m

■ 速度: 700km/h

■ [送信アンテナの設計]

■ アクティブフェーズドアレイアンテナ

■ パネルの大きさ: 0.74m x 0.74m

■ 素子数: 135素子

■ 周波数: 5.7GHz帯

■ 素子間隔: 31.25mm

■ 受信局(計13局)

■ 霧ヶ峰(長野) 標高: 1600m

■ 飛行経路

■ 目的

- ✓ 送信アンテナのパターンが正常か
- ✓ 中心を追従することができるか
- ✓ 受信電力は計画通りか

13 東洋大学

使用した航空機

■ ガルフストリームIV 双発ジェット機

■ 航空機の下部のレドーム内に送電アンテナを設置

14 東洋大学

航空機の飛行方法



- 巡航高度7000mで霧ヶ峰上空を飛行。
- 南から北方向への直線飛行を最大10回繰り返す。
- 周回の時間は20分おきを想定。
- 霧ヶ峰直下に13か所の受信局を設置
- 送電時間は30秒間



2024年航空機試験



宇宙太陽光発電システム(SSPS) 世界初の長距離無線送電実証実験



ダイジェスト映像

YouTubeを、「JSS SSPS」で検索 <https://www.youtube.com/watch?v=TbiZTzujic&t=1s>

航空機試験実験動画

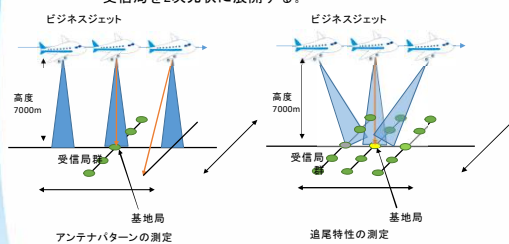
YouTubeを、「JSS SSPS」で検索してください。



ビームパターン計測システム



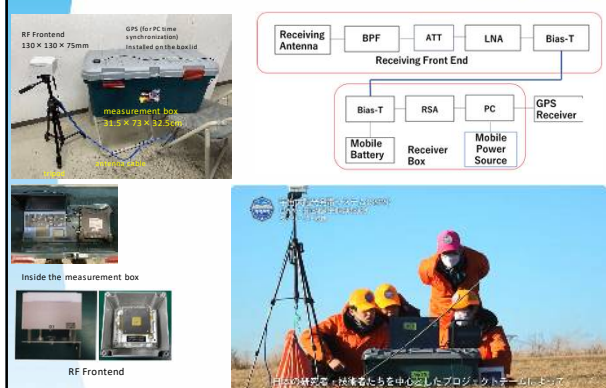
- アンテナパターンの測定
衛星の進行方法に直交して直線状に受信局を並べる。
- 追尾特性の測定
受信局を2次元状に展開する。



- 追尾方式の差
 - SSPS実証衛星⇒閉ループ追尾を予定(レトロディレクティブ方式)
 - 航空機試験 ⇒開ループ追尾(オープンループ追尾)

21

受信局の構成



航空機試験ビームパターン試験状況



- 直下または角度→アンテナパターン計測
- 受信局名→その局をターゲットとした追尾



測定を行ったビームパターン

	1st	2nd	3rd	4th
1回目	直下	直下	直下	直下
2回目	直下	右4°	追尾3-3	追尾3-3
3回目	右4°	左4°	追尾3-1	追尾3-2
4回目	右4°	右4°	追尾1-3	追尾2-3
5回目	前4°	左4°	直下	追尾1-1
6回目	前4°	追尾3-3	右4°	追尾1-5
7回目	追尾3-3	追尾3-3	右6°	前15°
8回目	追尾3-3	追尾3-3	右2°	前15°
9回目	左4°	後ろ4°	左2°	後ろ15°
10回目	左4°	後ろ4°	左4°	後ろ15°

23

時刻同期の状況



航空機試験での結果まとめ

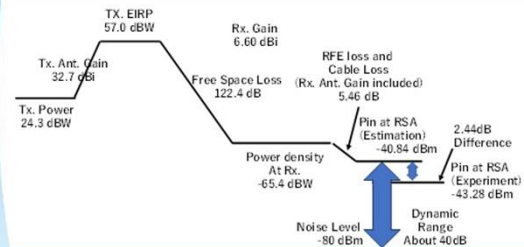
- GPSを利用した時刻同期では、差が大きい
- 差が0.5秒以上のケースが全体の6割
- GPS時計同期の確認不足または同期手順の困難さがある。
- 追尾特性の立ち上がり時刻で補正
- 将来の衛星試験では別の手法を考える必要がある
- ネット接続前提のNTP同期に変更？

航空機側の時刻と各受信局の時刻の差

差が0.5秒以上

	1st	2nd	3rd	4th
1.1	-0.52	-0.49	-0.49	0.84
1.3	-0.27	-0.40	0.01	0.72
1.5	0.34	-0.38	0.06	-0.26
2.3	-0.44	-0.27	-0.31	0.77
3.1	1.23	-0.44	-0.30	0.36
3.2	1.47	1.63	1.74	0.81
3.3	1.75	-0.34	1.71	2.82
3.4	2.08	-0.17	-0.10	0.75
3.5	2.22	-0.93	0.20	-0.28
4.3	-0.01	-0.09	0.55	
5.1	-0.13	-0.24	-0.70	0.92
5.3	0.17	-1.09	-0.70	-0.61
5.5	-0.23	0.09	-0.51	0.81

受信レベルの整合性



受信レベルの最大値には2.4dB程度の差がある。
⇒ 航空機の電源電圧が低く、所定の出力電力が出ていなかった模様。

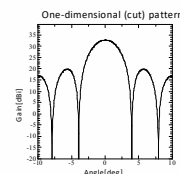
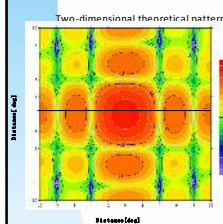
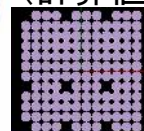
航空機の軌道について



実際の航空機の飛行経路と機体の向き

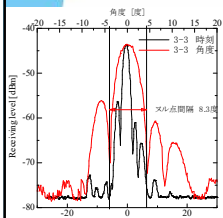
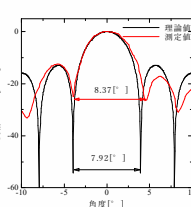
- 飛行経路の方位角の誤差は最小0.0002度～最大0.58度と非常に誤差が小さい
- しかし機体の向き(ヘッディング角)との差は最小8.1度～最大16.9度と大きい
- 理想軌道と比較して、飛行経路が進行方向に対して垂直方向にずれていた距離は最小1.1m～最大40m
- 全日を通して航空機の機首は約2度上方に向いていた
- ⇒ 飛行経路は局1.3～5.3におおむね平行しているが、機体の向きが理想の向きより若干西側に向いている

送信アンテナの特性 (計算値)



特性	数値
周波数	5.7GHz帯
正面利得	32.8dBi
3dB ビーム幅	3.5°
メインローブ幅	8°
第1サイドローブレベル	-12.9dB
送信出力電力	270W

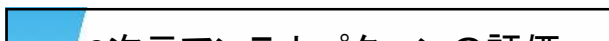
アンテナパターン測定結果

2024年12月05日 13:07:28.33を基準とする時刻[sec]
3日目| 目目アンテナパターン直下
縦方向の受信局測定値

横方向の受信局測定値

- 局3-3(中心)の受信パターンを精査
- 時間変化を角度に変換。理論値(等振幅励振のパターン)と比較
- スル点間隔がほぼ一致
- アンテナ特性が良好である。

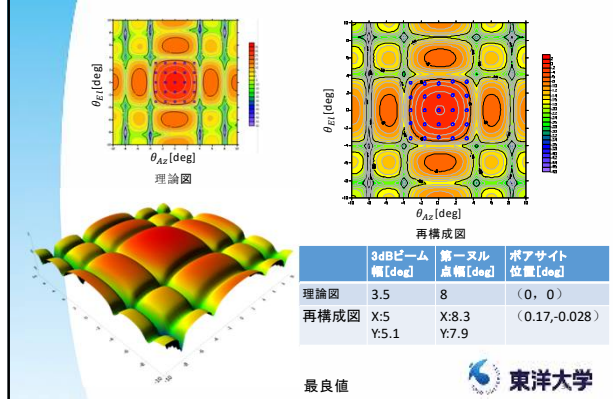
2次元アンテナパターンの評価



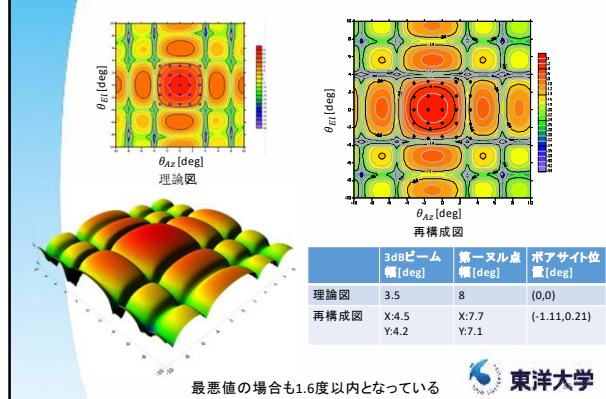
- 局3.3から局3.5の5点の受信レベルの時間変化
- ↓
- メインローブ範囲内で各5点を抽出
- ↓
- 合計25点のデータからパターンを再構成(各データのオーバーラップは3点; 評価済み)



2次元アンテナパターン再構成結果(1)



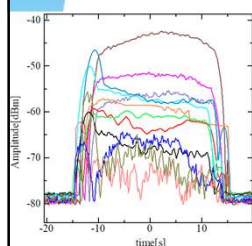
2次元アンテナパターン再構成結果(2)



追尾特性実験結果



各受信局の時間変化データ



4th 6回目 追尾1-5

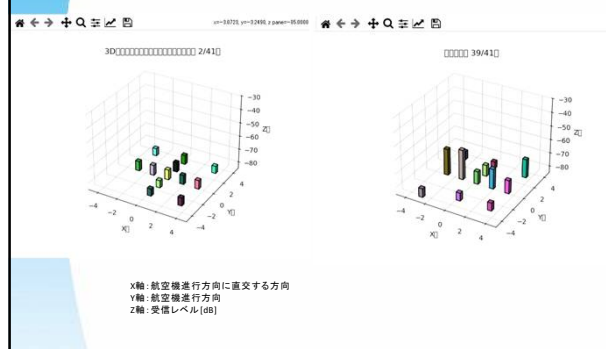
- 追尾中心の受信局では急なレベルの変化は見られない。緩やかな変化はサブアレー指向性によるものだと考える。
- 追尾のターゲットから遠い受信局ほどレベル変動は大きい。
- いくつかの受信局では立ち上がり時、送電終了のタイミングで受信レベルが急に上昇する現象が見られる。

追尾特性実験結果(2)



□局3.3中心の動画表示

□局1.1中心の動画表示



まとめ



□ 飛行試験を実施し、以下の各知見を得た。

- 時刻同期について
 - GPSの同期は運用が複雑で問題発生懸念が大きいので、他方式を検討
- 受信レベルの整合性
 - 2dB程度予想より低かった(航空機の供給電圧の問題?)
- 航空機の軌道について
 - ほぼ想定通りの軌道。横風によりヘディング角が西に向く
- アンテナパターンについて
 - ほぼ想定通りのパターン。アンテナとしての有効性を確認
 - アンテナパターン再構成で1.1度以内のポアサイト確認
- 追尾特性データについて
 - 再構成手法と組み合わせ、横方向0.18度、縦方向0.9度の最大誤差で追尾。十分許容誤差範囲内であることを確認
- 今後は、今回の知見を衛星実験に生かしていきたい。