レーザーエネルギー伝送の小型無人飛行体への応用^{*1}

Laser Energy Transmission to a Small-Unmanned Aerial Vehicle

武田 和也^{*2}・河島 信樹^{*2}・矢部 恭一^{*2}
Kazuya TAKEDA, Nobuki KAWASHIMA and Kyoichi YABE

Key Words: Diode Laser, Energy Transmission, Unmanned Aerial Vehicle, Airplane, Helicopter

Abstract: A laser energy transmission system for a small-unmanned airplane(Kite-plane) has been developed and a long-time flight demonstration was done successfully in Osaka dome stadium (baseball stadium) at an altitude of 50 m. This test flight shows that it can be practically applied for the surveillance flight in natural disaster such as earthquakes, floods etc. In order to increase the horizontal range keeping the low altitude, an application to a helicopter flight is undertaken.

1. はじめに

我々はこれまでに半導体レーザーと太陽電池を用いたレーザーエネルギー伝送システムによって月極域にあるといわれる氷を探索する氷探査車を送り込むことを考えていた¹⁾。月の氷については、NASAの月探査機によって一年中太陽光が届かない月極域のクレーター底部に大量の氷が存在するというデータがもたらされている²⁾。しかし、これは直接水分子を観測したわけではないので、確実に氷であるというためには探査車による直接観測が必要である。このとき探査車は太陽光が得られないので、我々が考えたシステムでは、長期間探査車を運用するために、半導体レーザーによってクレーター外縁から底部へエネルギー伝送を行うというものである。我々はこれまでに、月氷探査車モデルを用いて長距離エネルギー伝送実験を行っている(第1図)³⁾。

第1図 月氷探査車モデルへの長距離エネルギー伝送実験

このようなレーザーエネルギー伝送は宇宙空間のみではなく地上でもその応用が考えられる。とくに人間が近づきにくい場所(原子炉事故や自然災害)で長時間活動する場合はエネルギー源の確保が重要である。そこで、

地上応用として、レーザーエネルギー伝送のみで飛行する小型無人飛行機の長時間飛行実証試験システムを製作し飛行実験を行った。

2. 小型無人飛行機へのエネルギー伝送

小型無人飛行機に限らず、飛行機はバッテリーや燃料の量によって飛行時間が限られる。長時間飛行するためには外からエネルギーを供給する必要がある。我々は月氷探査車で考えた半導体レーザーと太陽電池によるレーザーエネルギー伝送システムを使用し、長時間無着陸飛行を目指すことにした。レーザー光でエネルギーを送って飛行機を飛行させることは、これまでにNASAが幅2mのプロペラ駆動のラジコン飛行機に太陽電池を搭載して1kWの赤外線レーザーを照射、手動で追尾する実験を行っている⁴⁾。日本では東工大が紙飛行機に貼り付けたアルミに水滴をつけてパルス幅5nsのYAGレーザーを照射することで、瞬間的な水の蒸発の反発力で飛行させている⁵⁾。だが我々のような自動追尾による長時間運用可能なシステムは初めてである。

レーザーエネルギー伝送型小型無人飛行機の利用状況としては、災害時の状況把握、通信網の確保、緊急時の携帯電話・放送電波などの中継基地、資源探査、環境観測、都市部の24時間通信中継基地、防犯モニター、レジャーやホビーでの活用、などを想定している。

3. 長時間飛行実証試験システムの作製

今回作製したシステムはレーザーエネルギーのみで飛行し続けることを実証する試験システムであり、小型無人飛行機(カイト型飛行機)とレーザーエネルギー伝送システムから構成されている。小型無人飛行機はラジコン飛行機で、地上から手動にて制御を行う。機体には地上からレーザー光を受ける太陽電池と小型バッテ

^{*1}©2008 日本航空宇宙学会

平成19年3月12日、第26回宇宙エネルギーシンポジウムにて講演
平成19年11月23日原稿受理

^{*2}近畿大学リエゾンセンター

リーを搭載し、太陽電池の出力によって飛行を維持する。レーザーエネルギー伝送システムは半導体レーザーと自動追尾装置によって構成されている。

まず小型無人飛行機は小型バッテリーによって上空へ上昇し、旋回運動に入る。太陽電池パネルが小型無人飛行機の底部に下向きに搭載され、地上からのレーザー光を受光し発電を行う。レーザー光を受ける間、飛行機は旋回し続けるので、その動きに合わせて自動追尾装置によってトラッキングを行い、エネルギーを供給し続ける。このエネルギーによって長時間飛行が可能となる。

3.1 小型無人飛行機 小型無人飛行機は機体などの基本構成の他、上昇用バッテリーと太陽電池パネルから構成されているモーター駆動のラジコン飛行機である(第1表)。制御は人が地上からラジコンで行う仕様になっている。主翼は布製で風のような構造であり、折りたたんでコンパクトに持ち運ぶことができる(第2図)。機体重量は約 800 g であり、約 600 g までの重量を搭載することができる。実際の飛行ではおよそ風速 10 m/s までの風の中を飛行可能である。軽量であり低速でも飛行できることから、人の手から離陸し、着陸時は人がキャッチすることができるなど、飛行場所を選ばない特徴がある。

第1表 小型無人飛行機の概要

項目	仕様
サイズ	全長: 780 mm, 全幅: 1360 mm, 全高: 580 mm
翼面積	0.5032 m ²
重量	800 g
飛行高度	~500 m
消費電力	平均約 37 W (安定旋回運動時)
手動制御方式	PCM 方式 RC プロポ (73 MHz)
ペイロード	600 g (装置電池等含む)
搭載	リチウムポリマー電池 (7.4 V, 480 mAh) モーターアンプ (受信機) オプションでカメラ等搭載

第2図 作製した小型無人飛行機

3.2 太陽電池パネル 機体底部には下向きに太陽電池パネル(第2表, 第3図)が取り付けられている。太陽電池パネルには Single-Junction GaAs 太陽電池セルが 30 枚

(10 枚直列にしたものを 3 本並列にしている) 使用されている。この太陽電池セルは人工衛星用に開発されたものであり、太陽光に対する変換効率は 19 %, 太陽光とほぼ同じ光強度のレーザー光(808 nm, 100 mW/cm²)に対しては約 40%と高効率のものである。表面に無反射コーティングされたガラス状カバーが貼り付けられており、それによって物理的強度が増している。

パネル中央には追尾用のコーナーキューブが取り付けられている。レーザーが太陽電池パネルに照射された時、コーナーキューブに入射したレーザー光はレーザーエネルギー伝送システムに向けて反射する。±30° 程度の機体の傾き(コーナーキューブの傾き)があってもレーザー射出点に向けて反射可能である。

第2表 太陽電池パネルの概要

サイズ	直径: 約 330 mm, 厚さ: 10 mm
重量	約 120 g
太陽電池	Single Junction-GaAs 太陽電池 30 枚使用, 10 枚直列を 3 並列

第3図 太陽電池パネル

3.3 レーザーシステム 今回エネルギー伝送に使用しているレーザーは波長 808 nm, 最大出力 200 W/cw のファイバーカップリングタイプ高出力半導体レーザー(コア径 400 μm)(第3表)で水冷式と空冷式(第4図)の2台を同時使用している。

第3表 水冷・空冷半導体レーザーの概要

波長	808 nm
出力	200 W/cw
ファイバー	コア径 400 μm (NA 0.22)
冷却方式	水冷, 空冷 (ペルチェ冷却)

第4図 半導体レーザー

光学系には 2 本のファイバーを取り付ける構造になっており、集光スポット径を太陽電池パネルの径にほぼ合う直径約 33 cm とし、両ファイバーからのレーザー光がレンズを通して想定飛行高度で光軸が重なるように光学系を組み上げてある（実際の飛行実験では 50 m）。

2 本のファイバーのうち片側のみファイバーの位置をリニアアクチュエーターで移動することができる。このアクチュエーターでファイバー端を前後させることでレーザーの発散角を広げることができる（第 5 図）。これは小型無人飛行機にレーザーエネルギー伝送を開始するとき、旋回飛行している飛行機をキャプチャーするときに使用する機構である。

第 5 図 レーザー光の集光と発散

3.4 自動追尾システム 小型無人飛行機へのレーザーエネルギー伝送を行うためには飛行機を追尾しなければならない。飛行機の位置を知るため、太陽電池パネルの中央にあるコーナーキューブから反射したレーザー

第 6 図 自動追尾システム

光を利用するが、コーナーキューブなので反射光は常にレーザー射出点へと反射してくる。自動追尾システムへ反射してきた反射光の径はエネルギー伝送用レンズ（直径 30 mm）よりも大きい（直径約 50 mm）。よって直径 10 mm の飛行機位置検出用レンズをエネルギー伝送用レンズと並べて配置してある。これらレンズ群、検出素子、及びリニアアクチュエーターはすべて自動追尾システムの可動台の上で一体化しており、自動追尾時には台ごと動くことになる（第 6 図）。

コーナーキューブからの反射光の一部は飛行機位置検出用レンズを通り、検出素子である 4 分割フォトダイオード上に集光する（第 7 図）。飛行機が移動すると検出素子上の集光点が移動するので、常に検出素子の中央に集光点が来るように半導体レーザーの射出方向（自動

追尾システムの可動台の向き）を制御する。

可動台は小型と大型の 2 つの回転テーブルから構成されており、小型回転テーブルがレンズシステムを搭載し、大型回転テーブルがそのレンズシステムごと小型回転テーブルを載せている。各回転テーブルの回転面は直交するように配置している。

第 7 図 4 分割 PD 上での集光点の移動

追尾精度は 50 m 先で±1 cm 程度であり、0.2 rad/s の角速度に対応する。（50 m 上空を旋回半径 10 m で速度 10 m/s の飛行機を追尾可能）

4. 太陽電池パネルの発電実験

今回使用する太陽電池パネルを小型飛行機に取り付け、実験室内にて飛行時の最大電力消費状態であるフルスロットル状態でのパネル出力を計測した（バッテリー不使用）。レーザーはファイバーから 200 W を直接照射し、スポットは太陽電池パネルとほぼ同じ直径 33 cm になっている。このとき飛行機のプロペラによる風を吹きつけ、実際の飛行状態と同じように冷却を行った（パネル中央付近で約 60℃）。その結果 45～50 W の出力が得られた（第 8 図）。

第 8 図 各太陽電池パネルの出力
レーザーから太陽電池までの距離約 70 cm.

次に我々は実際の試験飛行高度と同じ 50 m の距離でのレーザー照射発電実験を行った（第 9 図）。図中の Variable Resistor は太陽電池パネルの負荷として可変抵抗を用い、出力が最大となる最適抵抗値で測定した値、

Fixed Resister は比較のため飛行機のモーターのインピーダンスと同じにした固定抵抗を使ったときの出力、Kyte Plane は直接飛行機に接続して得られた出力である。その結果、このシステムではレーザー光は 50 m 先で多少発散してしまうが、レーザー出力を 300 W にすれば 50 m 離れた太陽電池パネルで 45 W の出力が見込めることがわかった。

第9図 半導体レーザーからの距離 50m での太陽電池パネル出力

5. 小型飛行機の飛行時の消費電力計測

作製した小型無人飛行機の飛行中の消費電力を計測するため、計測装置を搭載して無風時にバッテリーを用いて屋外で飛行実験を行った (第4表)。上昇時にはフルスロットル状態となり消費電力は大きくなったが、旋回状態では平均して約 37 W の電力で飛行することができた。300 W のレーザーを用いれば小型バッテリーに充電しながら飛行することができることになる。

第4表 小型飛行機の消費電力

上昇時	平均 約 64W
旋回飛行 (高度一定)	平均 約 37W

6. 大阪ドームでのエネルギー伝送飛行実験

我々は実際に作製した小型無人飛行機・レーザーエネルギー伝送システム・自動追尾装置等を使用して大阪ドームを借りきり、実際にレーザーによるエネルギー供給のみで飛行させる実験を行った⁶⁾。

大阪ドームは天候に左右されず、高出力レーザーを使用するという点で安全性を確保しやすい場所である。また、天井まで 60 m という高さがあり、実験には十分な飛行高度を確保することができる。

6.1 自動追尾までのシーケンス レーザーによるエネルギー伝送は小型無人飛行機が上空で旋回運動しているときに開始する。上空までは搭載している小型バッテリーを使って上昇・旋回運動を行いレーザー照射を待つ (第10図)。レーザーシステムは、前述のリニアアクチュエーターでレーザーの発散角を広げ (50 m 上空で直径約 10 m)、広げたレーザー光の中を小型無人飛行機が通過するのを待ち構える。小型無人飛行機がレーザー光の中を通過したとき反射光を捕らえ、自動追尾を開始することになる。自動追尾が開始されてから発散角を絞

り、太陽電池パネルとほぼ同じ径にする (集光径約 33 cm)。この一連の動作が自動化されており、スムーズな運用が可能となっている。

第10図 自動追尾シーケンス

自動追尾を行っているとき、追尾範囲を越えたり、飛行機のバンクが大きくなると自動追尾状態から外れることがある。そのときも同じ一連の動作で追尾状態へと導入する。

6.2 大阪ドーム飛行実験結果 実験では小型飛行機をドーム内で 50 m 上空、半径 10 m で旋回運動させた (第11図)。小型無人飛行機は 10 分間だけ飛行することができるバッテリーを搭載してバッテリーのみで上空まで上昇、レーザーシステムはこれを捕らえ、レーザー照射による長時間飛行を行う、というデモンストレーションを行った (第12、13図)。

追尾は約 1 時間ほど行い、バッテリー限界の 10 分をはるかに超える時間を無着陸飛行させることに成功し、

第11図 大阪ドームでの飛行

第12図 追尾中の様子 (下からレーザーが照射され、ドーム天井に太陽電池パネルと翼の影が見えている)

第13図 キャプチャー時の大阪ドーム天井を見上げた赤外線写真

レーザーのエネルギーのみで長時間飛行し続けることを実証できた。飛行中は地上からレーザー距離計で飛行高度を計測し、高度が45～50 mを維持するように制御した。この間の飛行距離はおよそ18 kmに達し、平均飛行速度はおよそ5 m/sであった（第5表）。

第5表 大阪ドーム飛行実験結果

飛行高度	45～50 m
飛行時間	約1時間
飛行距離	約18 km
平均飛行速度	約5 m/s

7. ヘリコプターへのエネルギー伝送

現在我々は4ローター式ヘリコプターへの自動追尾によるレーザーエネルギー伝送を考えている（第14図）。太陽電池パネルはヘリコプターの上部か下部に取り付ける。ヘリコプターは旋回運動することなく、機体の向きを変えることで太陽電池パネルをレーザーシステムへ向けることができる。また、ホバリングでの滞空、あるいは観測したい場所へ搭載したカメラを見ながらゆっくりと近づけるなどのオペレートが可能である。太陽電池は温度が上昇すると変換効率が低下するが、飛行機の場合、旋回運動時に風による空冷効果が期待できた。ヘリコプターの場合旋回運動を行わないが、ローターが

常に回転して風がおこるので、その風を利用して太陽電池パネルを冷却することになる。

第14図 被災地でのヘリコプターへのレーザーエネルギー伝送

7.1 4ローターヘリコプター 我々はドイツのAirRobot社が開発した4ローター方式のヘリコプターを使用することにした（第6表、第15図）。この機体は中央に太陽電池パネルを搭載できるスペースがあり、初心者でも簡単に姿勢を安定させることが可能である。

第15図 4ローターヘリコプター

第6表 ヘリコプターの概要

サイズ	直径1 m（防護バー直径）
重量	1 kg 以下
搭載重量	200 g
ローター	ブラシレスモーター×4機
定格電圧	14.8 V
消費電力	93 W 以下（浮上：約90 W）
飛行可能風速	4 m/s

7.2 太陽電池パネルの高出力化 小型無人飛行機で使った太陽電池パネルは第3図のようにセルの貼られていない余白部分がある。また30枚の太陽電池セルを10枚ずつ直列に接続し、3本の直列を並列接続しているが、重量をなるべく軽くするため、極力配線を使用しない接続方法を採用していた。

この余白に太陽電池を貼り付け、レーザーの強度分布に合わせた太陽電池セルの接続方法を採用することで、太陽電池パネルの変換効率をアップさせることができると考えられる。

そこで我々は太陽電池セルをおよそ半分にカットし、なるべく余白を埋めるように貼り付け、高集積化した太陽電池パネルを製作した。レーザー光強度はパネルの中

心ほど高く、直列に接続したセルの途中で暗いセルが来ると電流に制限がかかるため、セルの接続は、セル上でのレーザー光強度の高いセル同士、低いセル同士を直列に接続し、接続方法でも効率アップを図った。

第16図 高集積化太陽電池パネル

第7表 高集積化太陽電池パネルの概要

サイズ	直径：約 265 mm
重量	約 80 g
太陽電池	Single Junction-GaAs 太陽電池 ノーマルサイズ(30 mm×64.5 mm)：20 枚 ハーフカットサイズ(15 mm×64.5 mm)：12 枚 (長方形 8 枚, 台形 4 枚)

太陽電池セルは第16図左のAが12枚直列、Bが8枚直列、Cが12枚直列（カットセルのみ使用）で接続し、B列とC列を並列に接続した後、A列と直列に接続した（電圧は小型バッテリーに合わせている）。この高集積化太陽電池パネルに向けて半導体レーザーを60 cm離れたところから照射、C列が含まれる場合と含まれない場合の出力を計測した。

第17図 カット太陽電池セルの取付け有無による太陽電池パネルの変換効率の比較

第8表 高集積化太陽電池パネル出力

LD 出力 (W/cw)	太陽電池パネル		
	電圧(V)	電流(A)	出力(W)
80	17.04	1.57	26.75
130	16.15	2.93	47.31
180	16.07	3.93	63.15
270	15.8	4.8	75.84
360	15.6	5.9	92.04

その結果、第16図のように余白にカットしたセルを貼り付けることで太陽電池パネルとしての変換効率をアップさせることに成功した。

また、第17図における半導体レーザー出力360 W/cwでの太陽電池パネル出力は第8表の通り約92 Wとなり、飛行に必要な90 W以上の出力を得ることができた。

この高集積化太陽電池パネルを使用してヘリコプターに接続したところ、浮上することに成功した。

8. 課題と今後の発展

小型飛行機の飛行実験はレーザーエネルギー伝送による長時間飛行に成功したが、この飛行機は完全に手動制御であるため、長時間飛行には操縦者の負担がかなり大きいという問題があった。実用化のためには定位置で旋回飛行を行えるような自立飛行機能を組み込むことが不可欠である。最近の小型化されたGPSモジュールの利用が考えられる。その他、太陽電池パネルの変換効率アップや機体の飛行効率の向上により可搬重量を増やし、地上観測機器の増設やバッテリー容量増加によって無受光飛行時間を増やし、飛行可能範囲を広げることなどの性能アップが考えられる。

ヘリコプターの実験はやっとレーザーエネルギーのみで浮上した状態である。今後太陽電池パネルをヘリコプターに取り付けていくと機体重量が増えるという問題がある。今後は余裕のある飛行ができるようレーザー光の増強、機体の軽量化、太陽電池パネルの取付け位置による冷却効果の検討等を行っていく予定である。また、ヘリコプターの操縦技術を習得し、離れた場所からのレーザーエネルギー伝送による長時間の自動追尾飛行実験につなげていくつもりである。

参考文献

- 1) 武田和也, 河島信樹: 無人月氷探査探査車(ローバー)モデルへの1.2 km レーザーエネルギー伝送実験, 宇宙技術, **3**(2004), pp.45-48.
- 2) Feldman, W. C., Maurice, S., Binder, A. B., Barraclough, B. L., Elphic, R. C., and Lawrence, D. J.: Fluxes of Fast and Epithermal Neutrons from Lunar Prospector, Evidence for Water Ice at the Lunar Poles, *Science*, **281**(1998), pp.1496-1500.
- 3) Kawashima, N., and Takeda, K.: 1.2km Laser Energy Transmission for the Development of a Lunar Rover Confirming the Presence of Ice on the Moon, *Proceedings of ILC2003/ILEWG5*, 108/2003, pp.291-294.
- 4) NASA: レーザーエネルギー伝送プロジェクト紹介のページ (<http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Beam/index.html>)
- 5) Yabe, T., Phipps, C., Yamaguchi, M., Nakagawa, R., Aoki, K., Mine, H., Ogata, Y., Baasandash, C., Nakagawa, M., Fujiwara, E., Yoshida, K., Nishiguchi, A., and Kajiwar, I.: Microairplane Propelled by Laser Driven Exotic Target, *Appl. Phys. Lett.*, **80**(2002), pp.4318-4320.
- 6) Kawashima, N., Takeda, K., and Yabe, K.: Application of the Laser Energy Transmission Technology to Drive a Small Airplane, *Proceedings of APLS2006*, 5/2007, pp.S109-S110.