

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 26 年 6 月 25 日現在

機関番号：33603

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2011～2013

課題番号：23560959

研究課題名(和文) 小型ソーラーUAVに関する多目的最適化設計と実証フライト

研究課題名(英文) Multi-Objective Optimization Design and Flight Test of A Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle

研究代表者

雷 忠 (Lei, Zhong)

諏訪東京理科大学・システム工学部・准教授

研究者番号：50392832

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,100,000円、(間接経費) 1,230,000円

研究成果の概要(和文)：本研究は太陽光を動力源とした小型無人航空機(小型ソーラーUAV)に関する技術を開発することを目的とする。本研究において、従来の設計にソーラーパネルの利用や軽量化や機体システム構成などを考慮して、従来型に異なる機体設計を提案し、設計、製作し、飛行テストに成功した。それに伴い、設計手法や飛行技術などを実証し、設計における空力問題や構造強度問題やソーラーモジュールの設計及びシステム構成や、自律飛行などの諸問題に対して関連技術を開発し、多くの成果を得られた。本研究によって、小型ソーラー無人航空機の長時間、自律飛行が十分に可能であることを明らかにした。

研究成果の概要(英文)：The objective of this study was to develop technologies for the unmanned aerial vehicle (UAV) to achieve a long endurance. The airplane was driven by electric-based propulsion systems with power supplied continuously by the endless solar energy.

A design concept of a hybrid lifting configuration was proposed and design technologies for the solar-powered UAV. Unlike conventional aircrafts, this design could achieve better aerodynamic performance, lightweight structure and guarantee large surface for using solar cells. A solarpower system was developed, and an autonomous flight system was succeeded in self-control and stabilization.

Ground experiments were carried out to measure the performance of the solar cell, motor, propeller thrust, structure, and so on. Flight tests successfully proved the design concept and technologies of the solar plane. Results show that the new design concept and design technologies of the solar plane was encouraged to achieve a long endurance flight.

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学 航空宇宙工学

キーワード：特殊航空機 無人航空機 太陽光発電 多目的最適化設計 自律飛行

1. 研究開始当初の背景

近年、通信サービス、環境調査、農作物の作育状況、災害監視などの情報収集を目的として、無人航空機 (UAV) への関心が高まっている。費用対パフォーマンスを重視する民間利用には、長時間の飛行ができる小型 UAV が求められている。

太陽電池技術の進歩に伴い、ひとつの大きな挑戦として航空機動力源への利用が注目を集めてきた。太陽光をエネルギー源とすれば半永久的飛行も原理的 (図 1) に可能であり、従来の有人航空機では存在しなかった新しい領域が開かれる。大型機としては、米国 NASA の無人ソーラープレーン Helios と Pathfinder や、最近昼夜連続飛行に成功した有人のソーラー飛行機 Solar Impulse 等が挙げられる。また、今年 (2014 年) 3~4 月に世界最大のインターネット関連のサービス企業 Google と Facebook らは相次ぎ、無人ソーラープレーンを開発する欧米ベンチャー企業を買収し、大気圏衛星とする長時間無人飛行システムによる通信技術を着手し、大きな話題を呼んだ。国内では宇宙航空研究開発機構にて成層圏プラットフォームプロジェクトを実施し、また高高度滞空型無人航空機システムの概念検討を進めている。

ソーラープレーンは従来型の機体と異なり、飛行動力源とする太陽電池出力を確保しなければならない。過去のソーラープレーンは殆ど従来型の機体設計を採用し、アスペクト比の大きな主翼を太陽電池に利用した。その反面、構造強度が非常に厳しく、高価な製造コストになる。また、操縦性能や飛行安定性などが低下し、運行に不安を生じてしまう。単にアスペクト比を大きくすることによって翼面積を確保する設計が適切であるか否かの検討は十分に行われていない。本研究では、新しい設計コンセプトを提案し、発電量、構造、飛行性能などの諸問題に挑戦し、多くの研究成果を得られて、成功を収めた。

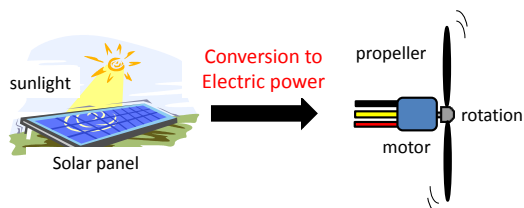


図 1 ソーラープレーンの原理

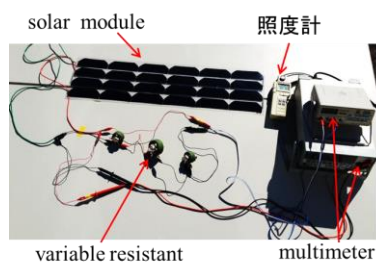
2. 研究の目的

著者らは、平成 19 年度から太陽光エネルギー

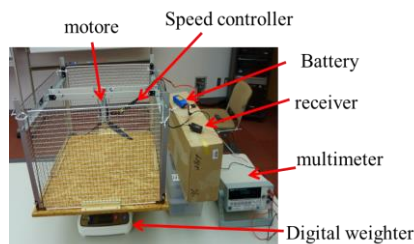
ギーを主動力源とし、長時間飛行ができる小型無人航空機を開発することを目的として、機体の設計・製作を行い、試験飛行を成功させている。研究の全体目標は、高い性能を持ち、実用化を目指すソーラープレーンを開発することを目的とし、①ソーラー電池の利用に適した機体の設計製作、②長い滞空時間、③自律飛行の特徴を持つ長時間自律飛行小型ソーラープレーンを研究開発する。

3. 研究の方法

本研究では、各種実験とコンピュータシミュレーションより設計データを取得し、機体及び搭載システムの設計を行い、機体を製作し、飛行テストを実施した。最後に、飛行試験データを含めて、性能データの数学モデルを多目的最適化設計に取り入れ、ソーラープレーンの最適化設計を試みた。



(a) 太陽電池性能確認試験



(b) 推進系性能確認試験



(c) 構造強度試験



(d) 飛行テスト

図 2 データ取得するための各種試験

(1) 地上性能確認試験

ソーラープレーンに関して、設計に重要な詳細データを入手することが困難であり、独自に実験によるデータ収集が必要である。ま

ず、図2に示すように太陽電池性能確認試験、構造強度試験、推進システム地上性能確認試験などを行い、またコンピュータによる解析技術を開発し、空力性能を推算することにより、設計に必要な諸データを取得した。

太陽電池に関して市販超軽量単結晶シリコンセル（エネルギー変換率22.8%）を厳選し、機体に合わせて設計し、専門業者に高い透過率の保護フィルムを用いてナミネット化に加工した。高いエネルギー変換率の太陽電池が望ましいが、高価で入手も困難である。機体表面に曲率があるため、ソーラーセル及びモジュールに一定程度に曲げられる柔軟性が必要である。また、太陽電池も重量があり、軽量であること重要である。

モータの負荷特性とソーラー電池の関係を把握するため、屋外で地上電力性能試験を行った。一般的に、プロペラの回転速度の増減より、推力が変化し、飛行速度が変わる。飛行速度が決めれば、回転数も決まる。同じ推力を作り出す場合は、回転数が小さければモータを回転させるトルクが小さく、消費電力が少ない。ソーラープレーンは大きなアスペクト比をもち、高いグライダー性能を有するため、大きな直径、小さいピッチのプロペラを選定した。そこで、プロペラを選定するため、静止推力実験を行い、数種類のプロペラをテストして、性能を比較した。巡航時に同じ推力を出すのに電力が少ない、且つ、スロットル全開時に十分に大きな最大推力を持つプロペラを選定した。製作した静止推進力の計測装置を用いて、プロペラとモータの組み合わせによる推力性能をテストし、計測結果に基づいて推力推算モデルを構築できた。

(2) 機体の設計・製作

次は、実際に試験機体を設計・製作した。

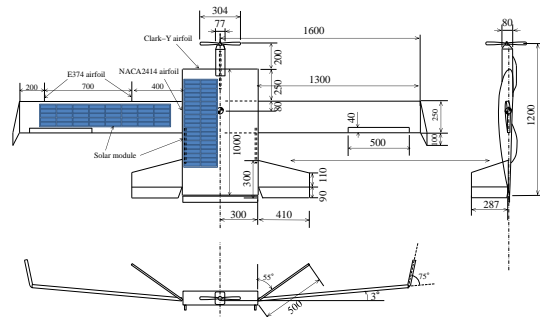
従来型の機体は太陽電池の面積を確保するため、機体が大きくなり、重量が増加して、有効積載重量が限られ、さらに構造上に強度の問題が発生してしまう。本設計は **lifting body** とその後部に取り付ける **V 尾翼** を採用し、搭載機器を厳選した。主翼のアスペクト比は **12.8** となり、良好な空力性能を持ち、構造上でも軽量化ができる。中央の **lifting body** が揚力に寄与しながら、大きな面積を太陽電池に利用され、大きな電力を提供し、また構造的に軽量化にもなる。空力的に、翼根に掛かる負荷が最も大きく、翼端にいくにつれ負荷が減少するため、翼根と翼端に異なる翼型を採用し、構造上の性能向上と軽量化を図った。V 尾翼は従来型の垂直尾翼と水平尾翼の併用に比べて、濡れ面積が小さく、空気摩擦抵抗の低減と軽量化が得られる。また、V 尾翼は **lifting body** の **winglet** として機能し、揚力誘導抵抗を低減することにも貢献する。

表1 機体寸法

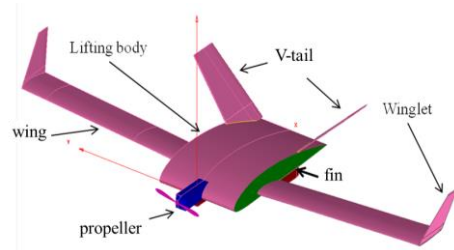
主翼面積[m ²]	0.800
主翼翼弦[m]	0.250
主翼全幅[m]	3.200
胴体長さ[m]	1.200
水平尾翼面積[m ²]	0.205
垂直尾翼面積[m ²]	0.144
尾翼と重心の距離[m]	0.490
太陽電池面積[m ²]	0.600

表2 重量の内訳

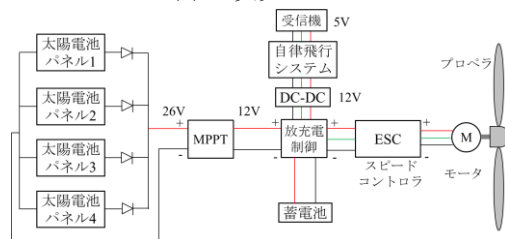
構造重量の内訳	主翼 [g]	1247
	胴体 [g]	972
	尾翼 [g]	163+25
	合計 [g]	2407
搭載機器	太陽電池 [g]	516
	モーター	112
	主電源 (LiPo)	252
	受信機電源	74
	受信機	14
	サーボ	65
	スピードコントローラ	52
	その他	223
全備重量 [g]		3765



(a) 機体の設計三面図



(b) 3次元CAD



(c) ソーラー発電と電動推進システム

図3 機体システムの構成

主桁は荷重を支える重要な部材であり、構造と強度設計を行った。主桁がパネル法で算出した主翼各断面の風圧中心を通るように設置し、荷重倍数を5として、強度計算を行って、主桁の寸法を算出した。バルサ材のリブを製作し、桁を通し、翼根付近を航空ベニア板で補強し、主翼の骨組を完成した。主翼と lifting body の上面にソーラーパネルを貼り付け、その以外の部分はポリエステル系フィルムでコーティングし、剛性を向上させた。構造強度が特に必要とする部位に CFRP 部材で補強した。その結果、太陽電池搭載の面積を確保しながら、従来型の機体に比べて大きな軽量化になった。

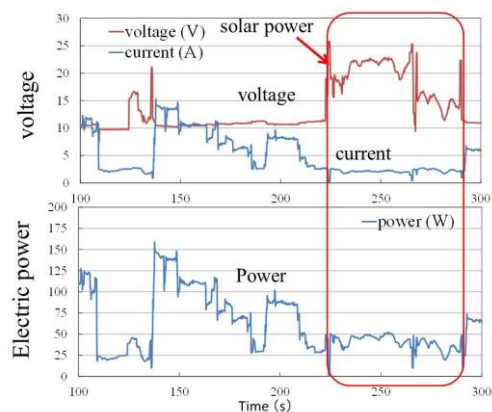
機体に搭載するシステムは、全体的に発電システムと飛行制御システムと動力システムから構成される(図3)。発電システムはソーラーパネル、発電の出力を制御する装置と、充電電池から、制御システムは受信機、受信機バッテリー、サーボモータから構成される。動力システムはスピードコントローラ、モータ、プロペラから構成される。飛行時に急な日照変化に太陽電池の出力が大きく変化すると、プロペラが作り出す推力も不安定となり、危険な状態に陥る恐れがある。特に、離着陸時に安定した姿勢を保つには、安定な出力を持つ充電電池でモータを駆動する方式が望ましい。また、バッテリーと太陽電池の電力が切れても操縦不能にならないように、受信機には専用のバッテリーを使用し、地上から常に制御できるように対応しなければならない。安定した飛行のためには、太陽光発電量の変動に対処するため、バッテリーを併用することが必要である。パイロットが地上から送った信号を受けて、バッテリーと太陽電池の間をリレースイッチによって切り替えられるよう、電力システムを設計する。一方、ソーラーパネルの出力は電気回路の負荷に依存するため、高い出力を取り出すための最大電力点追従回路 MPPT(Max Power Point Tracking)による自動制御が必要となる。太陽高度、温度、雲などによる影などの影響を受け、太陽電池モジュールの出力が変化する際に、MPPTは太陽電池モジュールの電圧を負荷に合わせて自動的に調整する。太陽電池から出力した電気が必要パワーより多ければ充電電池に余った分を貯め、上昇など瞬間的な出力不足になったときにバッテリーから自動的にモータに補給する。

(3) 飛行テスト

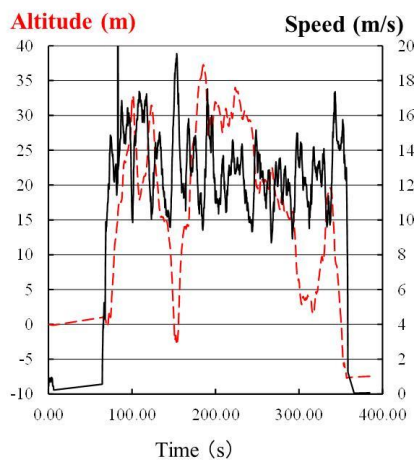
これまで茅野市及び周辺地区で、地上パイロットによる主導での飛行制御より、飛行テストを数十回行った。地上パイロットによる手動で飛行制御を行った。また、長時間飛行を実現するため、自律飛行制御装置を導入して、通過点を指定した waypoint 方式の飛行をテストし、飛行性能を確認できた。巡航速度に近いときにはソーラーパワーだけで、加速や上昇などのときには充電したバッテリーに切り替えるリレー方式で飛行させた。本機体

を蓄電池で駆動して飛行する場合は、電池の蓄積電力の制限から、最大10分程度しか飛べない。それに対して、2013年夏に諏訪湖畔公園で最大26分間の連続飛行を実現した。図4に示した飛行計測データから、飛行時にソーラー発電は約70~90Wであり、消費電力より上回ることが分かる。従って、本機体システムは飛行に十分な電力を持ち、長時間連続飛行が可能である。

機体に搭載したGPS(Global Positioning System)モジュールが採取した時系列データを処理した飛行テストの結果を示す。GPSモジュールに記録された各時刻における緯度、経度、標高などを観測基準点における地上直交座標系に変換し、データ解析を行った。



(a) 電力性能



(b) 飛行高度と速度

図4 飛行試験計測データ

(4) 多目的最適化設計

設計手法を実証すると共に、学習した経験をフィードバックし、設計指針を得て、各モデル及び最適化手法を改良した。また、長時間の飛行のためには、自律飛行が不可欠である。そこで、低出力ソーラープレーンに独特な飛行特性を考慮した自律飛行技術を開発する。ソーラープレーンの設計理論に関して、これらのデータに基づいて多目的最適化に当たって空力、構造、重量、ソーラー発電パワーなどに関する適切な数学モデルを導出し、機体設計システムを構築した。過去に製

作した機体の各部品の重量内訳を分析し、構造重量モデルを作成した。また、搭載機器や製作材料やソーラーパネルの重量などを推算し、全機重量の予測モデルを構成した。各種ソーラーパネルとペイロード範囲について、小型ソーラーUAVの成立しうる範囲とそれぞれの範囲における最適な機体形状を検討した。

ソーラープレーンを実現する必要条件として、優れた空力性能の機体、軽量構造、高変換率の軽量太陽電池モジュール、高性能の動力システム、高効率な電力制御回路などが挙げられる。また、夜間飛行のみならず曇天時に対応するためにも、蓄電システムを搭載する必要がある。機体水平定常飛行以外にも、上昇や旋回や加速などに推進力の動力源として十分な発電量を確保しなければならない。太陽電池の発電量は太陽光に照射されたパネルの面積に比例するため、大きな翼面積が望ましい。しかしながら、太陽電池の利用面積を増やすと、それに伴い、翼自体のみならず、太陽電池、蓄電システム及びそれに必要な付加構造などの重量も増加してしまう。ソーラープレーン機体の設計においては、従来型の機体と異なり、飛行可能の電力を確保するための太陽光エネルギーを動力に変換するソーラーパネルを載せる主翼面積と全備重量が重要なパラメータである。

本研究では、太陽電池モジュールによる発電量、全備重量、最大揚抗比を性能評価関数とし、多目的最適化設計を行った。最適化には Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA: 多目的遺伝的アルゴリズム) 手法を採用した。重量合計 1.2kg の各種搭載機器をペイロードとして想定して、設計変数のパラメトリック・スタディと最適化設計を試みた。主翼と lifting body の形状パラメータと主翼の取り付け角と尾翼サイズを設計変数とした。ここでは、概念設計において機体平面形について代表的に 3 つの設計結果を比較する。図 5 に平面図を示す。機体 a は大きなアスペクト比の主翼を用いて、高い揚抗比が得られて、優れた空力性能を持つ。機体 b は投影面積が機体 a と同じであるが、アスペクト比が中間程度となっており、構造的に機体 a より軽量化になる。本研究で実際に製作・飛行テストを行った機体 c は、主翼 lifting body が同じ面積を持ち、機体の総面積は機体 a と機体 b に等しいが、大幅に軽量化に成功したことが分かった。機体平面投影面積が三者同じであるが、設計形状によって、全備重量に大きな差が生じた。また、機体 a は高い空力性能を持つにもかかわらず、大きな重量によるペナルティーであるため、機体 b と機体 c と同程度のパワーを消費する。これより、本設計コンセプトの有効性を説明できた。

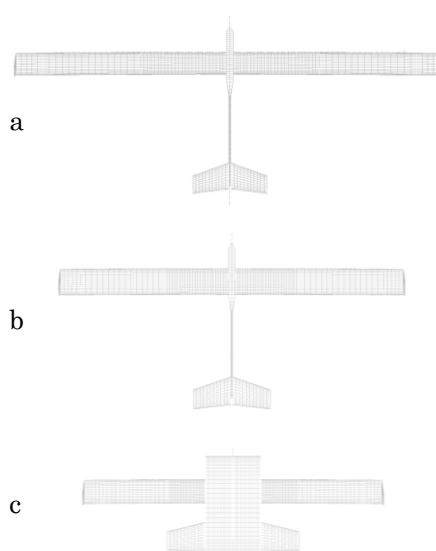


図 5 設計結果の比較

表 3 設計機体の主な性能比較

	a	b	c
重量(kg)	6.957	6.032	4.803
全投影面積[m ²]	1.28	1.28	1.28
アスペクト比	19.4	13.5	12.8
$(L/D)_{max}$	28.95	24.32	18.76
必要パワー(W)	29.91	29.78	31.75
巡航速度[m/s]	12.7	12.2	12.6

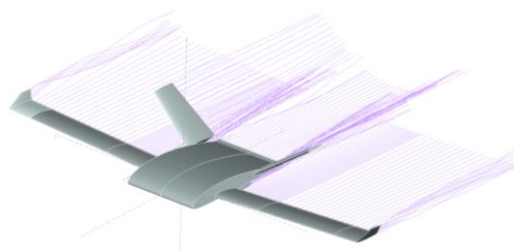


図 6 コンピュータシミュレーションによる巡航時における機体の尾流

4. 研究成果

ソーラープレーンの実現に重要な技術として、効率の高い太陽光発電、空力抵抗低減技術、機体構造の軽量化、高性能の動力システム、高効率の電気制御回路、自律飛行技術、飛行運用最適技術など、様々な技術が得られた。ソーラープレーンに関する多目的最適化設計技術を開発し、従来と異なる機体設計とシステム設計の技術を確立した。

長時間無人飛行システムの実用に向けて可能性が見出された。巡航時に必要パワーを利用した以外のソーラー発電出力の余剰パワーをバッテリーに充電し、大きな電力が必要なときに蓄積した電力を有効に利用することができる。エネルギーマネジメント技術、機体構造の軽量化、電気システムの改良、自律飛行技術の導入、空力形状の最適化など、各種技術の改良及び総合的な合理化が今後の課題となる。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕(計 0 件)

該当なし

〔学会発表〕(計 6 件)

1. 武石栄樹, 雷忠, パネル法による空力性能解析ツールの開発, 第 49 回飛行機シンポジウム, 金沢, 2011 年 10 月 26~28 日.
2. 武石栄樹, 雷忠, 小型無人航空機の空力解析及びパラメトリックスタディ, 第 50 回飛行機シンポジウム, 新潟コンベンションセンター, 2012 年 11 月 5~7 日.
3. 雷忠, 河村洋, 太陽エネルギーを動力源とする小型無人機の開発—試作機の設計と飛行テスト—, 第 50 回飛行機シンポジウム, 新潟コンベンションセンター, 2012 年 11 月 5~7 日.
4. Zhong Lei, Hiroshi Kawamura, Conceptual Design of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle for Continuous Flight, 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, , Takamatsu, Japan ,Nov.20-22, 2013.
5. Zhong Lei, Hiroshi Kawamura, Development of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle, AIAA Science and Technology Forum and Exposition (SciTech 2014), National Harbor, Maryland, USA, Jan.10-13, 2014.
6. Zhong Lei, Hiroshi Kawamura, Design and Flight Test of a Solar-Powered Unmanned Air Vehicle for Long Endurance, 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Sept.7-12, 2014, St. Petersburg, Russia.

〔図書〕(計 0 件)

該当なし

〔産業財産権〕

○出願状況 (計 0 件)

該当なし

名称 :

発明者 :

権利者 :

種類 :

番号 :

出願年月日 :

国内外の別 :

○取得状況 (計 0 件)

該当なし

名称 :

発明者 :

権利者 :

種類 :

番号 :

取得年月日 :

国内外の別 :

〔その他〕

ホームページ等

6. 研究組織

(1) 研究代表者

雷忠 (LEI, Zhong)

諏訪東京理科大学 システム工学部 准教授

研究者番号 : 50392832

(2) 研究分担者

河村洋 (KAWAMURA, Hiroshi)

諏訪東京理科大学 システム工学部 教授

研究者番号 : 80204783