

## 人力飛行機の構造を利用したソーラープレーンの概念設計 A conceptual design of a solar plane using the structure of human-powered aircrafts

押切泰成<sup>1</sup>, 竹下真司<sup>1</sup>, 菊池崇将<sup>2</sup>, 村松旦典<sup>2</sup>  
Taisei Oshikiri<sup>1</sup>, Shinji Takeshita<sup>1</sup>, Takamasa Kikuchi<sup>2</sup>, Akinori Muramatsu<sup>2</sup>

Abstract: Though a solar plane is expected for flying long term, it has not been realized yet. Since a human-powered aircraft meets many requirements of solar planes, we applied the structure of the human-powered aircraft to designing a solar planes. The human-powered aircraft equipped existing products and solar panel is able to fly at the level 2000[m]. The design concept and the trial investigation are reported. The future plan which are numerical simulation of solar energy balance and optimization for designing of main wing is shown.

### 1. 緒言

ソーラープレーンとは、主翼の上面に搭載した太陽電池で発電し、モーターでプロペラを回転させることによって飛行する飛行機である。太陽光のみを利用して飛行するため、昼間発電した電力を蓄電しておき、夜間の動力として利用することができれば、半永久的に飛行し続けることができる。その特性から災害時の監視・通信プラットフォームでの活用が期待されている。過去には、世界一周を成し遂げたソーラーインパルス、NASA の Helios が研究されたが、実用化には至らなかった。実用化に向け日本では、諏訪理科大、東海大学において研究されている。<sup>[1][2]</sup>そこで、我々が設計するにあたり着目したのが人力飛行機である。人力飛行機は人間の筋力のみを動力源として飛行する飛行機であり、低出力で飛行するためアスペクト比が大きい主翼と簡素な構造による軽量の機体という特徴がある。これらの特徴がソーラープレーンの要求と一致すると考え、人力飛行機の構造を利用してソーラープレーンの概念設計を行う。本稿では、高度 2000[m]において 24 時間水平定常飛行可能か検証した結果と揚力線理論での主翼を設計した結果をそれぞれ示す。

### 2. 設計手法

#### 2. 1. コンセプトと目標高度の決定

概念設計のフローを Figure1 に示す。基本性能を概算するために、日本大学理工学部航空研究会が制作した人力飛行機の機体に各種装備品を搭載し、ソーラープレーンとして高度 2000[m]において 24 時間水平定常飛行による航続が可能か検証した。検証した機体は Möve34 という昨年制作した機体である。秋分の日、9 月 23 日の沖縄県宮古島の日射量と気温のデータをもとに発電量求めた。このとき、過去 11 年間のうち日射

量の平均値が 0.40[kW/m<sup>2</sup>]以下の2つの悪天候時を除いている。日照時間はすべてのデータで 13 時間であった。発電量の計算式を(1)式に示す。

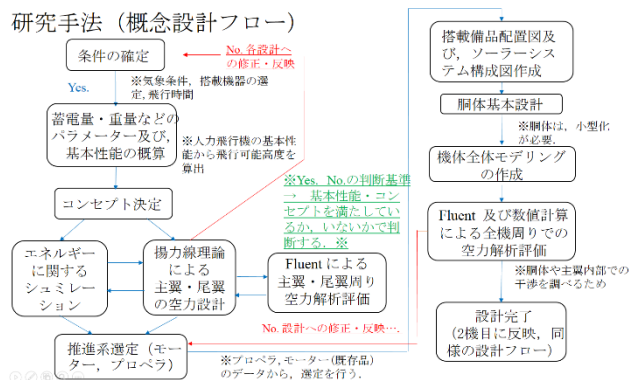


Figure 1. A flow chart of the solar plane

$$P = I_{stc} \times V_{stc} \times I \times \{1 + \beta \times (T_p - 25)\} \times S \quad (1)$$

ここで、 $P[W]$ は発電量、 $T_p[K]$ はパネルの温度、 $I[kW/m^2]$ は日射量、 $\beta[\%/^{\circ}C]$ はパネルの温度係数、 $S[m^2]$ はパネル面積、 $V_{stc}[V]$ 、 $I_{stc}[A]$ は気温25 $^{\circ}C$ 、日射量1[kW/m<sup>2</sup>]の環境での出力電圧、電流である。パネルの温度 $T_p$ は(2)式から求められる。ここで $H[m]$ は高度である。ソーラーパネルの温度上昇 $\Delta T[K]$ は(3)式から求められる。<sup>[3]</sup>

$$T_p = t - 0.65 \times \frac{H}{100} + \Delta T \quad (2)$$

$$\Delta T = \left( \frac{51}{0.18v^{0.8} + 1} + 2 \right) \times I - 2 \quad (3)$$

ここで $v[m/s]$ は機速である。発電量と機体が目標高度

1 : 日大理工・学部・航空 2 : 日大理工・教員・航空

を水平定常飛行する際に必要な電力量との関係を Figure2 に示す。

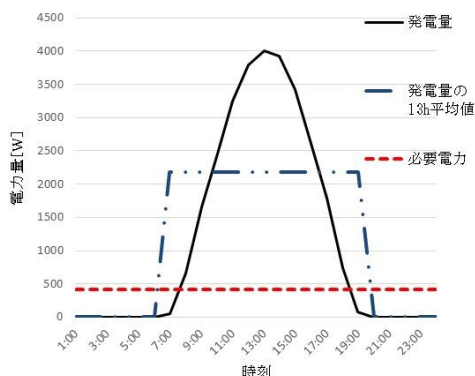


Figure 2. Distribution of energy balance

日中の発電量は、水平定常飛行に十分な電力があり、余剰な電力を蓄電できる。発電量の平均値と必要電力との差を蓄電電力として、夜間の飛行に要求される電力を蓄電するのにかかる時間を検証した。検証結果を Table1 に示す。概念設計を行った機体のコンセプトと設定高度の設定項目を Table2 に示す。Table1 より、機体重量に比べ揚力が大きく、11 時間の夜間飛行のための蓄電時間が 13 時間以内なので高度 2000[m]において 24 時間連続で水平定常飛行可能だとわかった。しかし、発電量を日射量の平均値で求めている点や悪天候時のデータを除いた 9 月 23 日の特定の日時で検証している点から、データ数のみで見ると確実に 24 時間飛行可能と断言できない。

Table1. A validation results at the height(2000m)

蓄電関係	ソーラーパネルの枚数	5
	発電量[W]	838
	1 [h]に蓄電可能な発電量[MWh]	1.40
	蓄電すべき容量[MWh]	17.8
	蓄電すべき容量に達するまでの時間[h]	12.7
重量	装備品重量[kg]	108
	人力飛行機機体重量[kg]	35.5
	機体全体重量 [kg]	143
性能関係	揚力 [kg]	150
	2000mでの水平定常飛行に必要な電力[W]	450
	蓄電池エネルギーのみで飛行する時間[h]	11

Table2. A setting concepts and height of solar planes

	1機目
コンセプト	ヘリとドローンの通信プラットフォーム
高度帯	2000m

## 2. 2. 揚力線理論を用いた主翼設計

主翼を設計に揚力線理論に基づいた二次元解析ソフトを用いる。入力項目を Table3 に示す。これらの項目を入力すると、翼の平面形と翼幅に対する揚力係数の分布、揚力の分布が求まる。その結果に加えて、翼端失速を防ぐため翼端にかけてモーメントを小さくする、翼の混合率が変化する点で揚力の分布を滑らかにする、揚力分布を最適なものに近づける等の工夫を施す。しかし、これらの工夫は恣意的な設定であるため、最適な主翼・尾翼の空力設計とは断言できない。

Table3. Input items when analyzing by lift line theory

気温[°C]	振れた迎え角[°]
湿度[%]	上反量[m]
大気圧[hPa]	主桁中心位置[%]
計算分割数[-]	主翼以外の推定有害抗力[N]
機体速度[m/s]	ペラ効率[%]
迎角[°]	翼の位置に対するコード[m]
翼幅[m]	翼の位置に対する翼型の混合比[%]

## 2. 3. 今後行うこと

今回の概念設計の結果では、気象条件による想定データ数が少ないので、悪天候や様々な時期を想定した条件下での飛行を実現するためにプログラミングを用いた詳細なシミュレーションでの設計を行う。更にシミュレーションの結果から、必要な主翼面積と揚力を割り出し揚力線理論に基づいた二次元解析ソフトの出力結果にフィードバックをかけることで最適な主翼・尾翼の空力設計を行う。

## 4. まとめ

- ・人力飛行機に既存品を搭載したソーラープレーンでは高度 2000[m]では航続可能だとわかった。
- ・揚力線理論を用いて主翼の設計を行った。

## 5. 参考文献

- [1] 雷忠:「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」, 2014
- [2] 梶貴行, 新井啓之, 福田紘大, 平岡 克己:「ソーラー無人飛行機の概念設計および空力設計」, 2013
- [3] 湯川元信, 浅岡正久, 高岡景滋, 大城壽光, 黒川浩助:「太陽電池モジュール温度上昇の推定」, 1996