東海大学紀要工学部
vol.53,No1,2013,pp.89-96

ソーラー無人飛行機の概念設計および空力設計

梶 貴行[*1]，新井 啓之[*2]，福田 紘大[*3]，平岡 克己[*4]

Conceptual and Aerodynamic Design of a Solar UAV

by

Takayuki KAJI[*1], Nobuyuki ARAI[*2], Kota FUKUDA[*3] and Katsumi HIRAOKA[*4]

(Received on Mar. 30, 2013 and accepted on July 11, 2013)

Abstract

A solar unmanned aerial vehicle that is able to fly 24 hours continuously with low solar energy was conceptually and aerodynamically designed. To determine the geometry of the airplane, we estimated the optimized airfoil and wing area. The optimization of the wing took into account the balance among the thrust, drag, lift, weight, and the electrical generating capacity of the solar panel on the wing. After the conceptual design, aerodynamic numerical simulation for a full scale airplane configuration was done in order to obtain more accurate lift force and drag. The result of the numerical simulation refined the conceptual design to a more realistic flight condition.

Keywords: Solar UAV, Conceptual Design, Computational Fluid Dynamic

1. まえがき

近年，自然災害などの広域災害，事故現場，環境調査などにおいて迅速な情報収集の需要が高まっている．特に人が立ち入れない場所の上空からの無人航空機(UAV：Unmanned Aerial Vehicle) を用いた情報収集法への関心が高まっており，研究開発が盛んに行われている．中でも,2011 年 3 月 11 日に発生した東日本大震災において，福島第一原子力発電所の被害状況把握に無人航空機が活躍したのは記憶に新しい．こうした運用例から今後は，広範囲での情報収集，定点観測が長時間可能な民間でも扱いやすい小型 UAV の需要が高まると考えられている．UAV は予めプログラムに入力しておいたミッションを行なうだけでなく，無線を用いれば状況に応じた複雑ミッションもノート PC 一台あれば簡単に命令を送るこができる．また小型 UAV であれば長い滑走路は必要なく，手投げや簡易的な発射台でなどを用いて必要最小限の人員で運用することができる．しかし，従来の小型 UAV（数キログラム級）は，搭載しているバッテリの容量が小さくて長くても 2 時間程度しか飛行ができない．バッテリを大量に搭載してもバッテリの容量の限界という壁があり，長時間(数日単位)の飛行は不可能である．また，ガソリンエンジンを搭載したレシプロ機であればバッテリよりも長い時間の連続飛行が可能であるが，燃料を定期的に補給しなければ継続的な観測はできない．そこで，小型で連続飛行を目的としたソーラー無人飛行機の開発が盛んに行われてきている．ソーラー無人飛行機とは，一般的には主翼上面に太陽電池を搭載する飛行機である．日中発電される電力で飛行をし，余分に発電される電力をバッテリに充電することによって電動機に比べ格段に飛行時間が長く，充電しておいた電力を夜間使えば半永久的に飛行し続けることが可能である．しかし，日本よりも日中時間が長く，日射量が多い国では盛んに開発が行われているが,日本ではほとんどソーラー飛行機に関する研究開発は行われていないのが現状であり，日本の環境に適した 24 時間以上飛行可能なソーラー飛行機はまだ登場していない．本研究の目的は，日本で 24 時間以上連続飛行可能な小型のソーラー無人飛行機の設計をすることである．そのため，日本の日射量条件より機体の概念設計を行い，24 時間以上飛行可能かどうか評価を行う．過去の機体を参考にしながら機体の概念設計を行い，全機周りの流れを数値計算し，機体の揚力と抗力を求める．解析結果を評価して再設計を行い,24 時間以上連続飛行可能かどうかの再評価を行った．

2. 概念設計

本研究では，24 時間飛行可能な機体の外形を概念設計によって決定する．そのために，Fig.1 に示している設計フローチャートのように最初に機体構造，バッテリ，太陽電池，推進部分，MPPT（ソーラーモジュールから供給される電力が最大となるように電圧・電流を制御する電子回路装置）や搭載物の質量より全備質量と 24 時間飛行に必要なパワー，エネルギを算出する．ソーラーモジュー

*1　工学研究科航空宇宙学専攻修士課程
*2　情報教育センター　非常勤講師
*3　工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻　講師
*4　工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻　教授

ルを翼面に搭載するため，全備重量を支える揚力を生む主翼の面積と，必要とされる電力を生むソーラーモジュールの面積は相互に連動する．そこで，必要とされる翼面積と電力の条件を満たす搭載可能な太陽電池の面積を求めた．また主翼面積から機体外形を決定する概念設計を行った．以下に計算に使った式を示す．Fig.1 において，Yes の場合は，生成されるエネルギを求めて、機体と必要とするパワーの比較を行い，No の場合は，機体重量の見直しを行う．

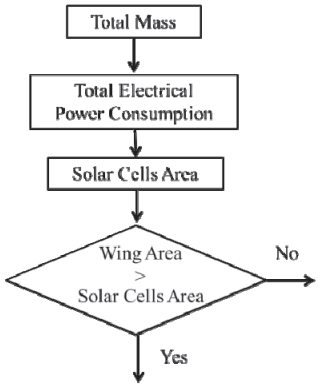


Fig.1 Design flow chart

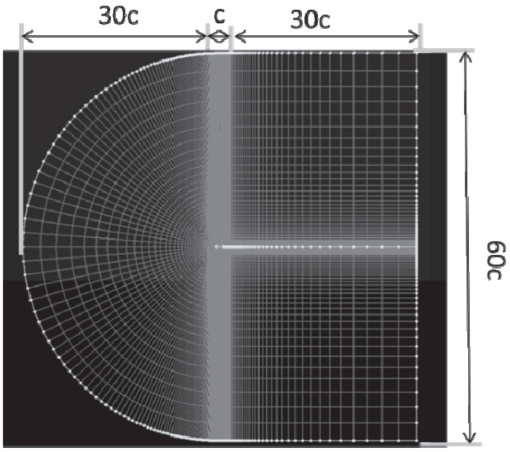


Fig.2 Calculation mesh

2.1　翼型の性能評価

ここでは本研究での UAV に使用する翼型について，揚力係数と抗力係数など空力性能の評価を行い，水平飛行時に最適な状態を求める．まず，揚抗比が高くグライダー機への採用実績のある NACA6409 翼型に対する 2 次元計算について述べる．本研究での数値流体計算は，すべて ANSYS 社の汎用数値流体解析ソフト FLUENT 14.0 を用いて解析を行った．流れ場は理想気体の乱流，非圧縮性流れとし，ソルバは圧力ベースソルバ，離散化手法は SIMPLEC スキームを用い，空間に対しては 2 次精度風上差分を使用した．　乱流モデルは，　SST 遷移モデルで非定常計算をしている．また，乱流モデルについて乱流強度の曲率補正をしている．ここで本解析の計算領域を Fig.2 に示す．解析格子は，Pointwise 社のメッシュ生成ソフト PointwiseV17.0 を用いて構造格子で作成した．解析領域は，翼弦長に対して上流，下流ともに 30 倍，また，原点を基準に上下でも 30 倍取っている．また，翼型の上下面でともに 100 点，翼後流領域に 100 点，原点を基準に上下面方向に 100 点のポイント数を置いている．また，最小格子幅は 7.0×10^{-5}，境界層は 10 層として，成長率を 1.2 としている．総セル数は 59,004 である．境界条件については，流入部分を Velocity Inlet，流出部分を Out Flow としている．翼表面は，断熱壁で Non-Slip 壁としている．

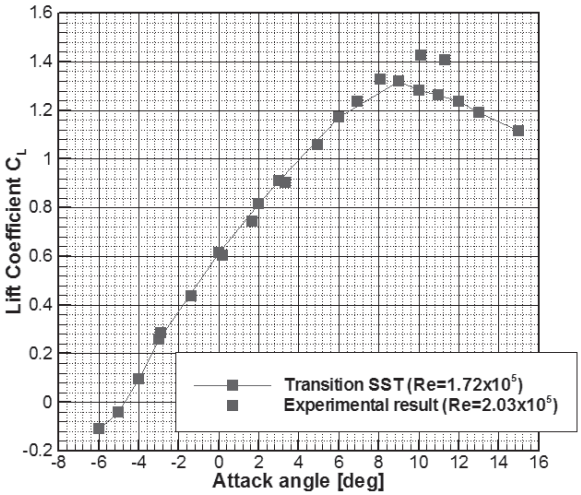


Fig.3 Lift coefficient

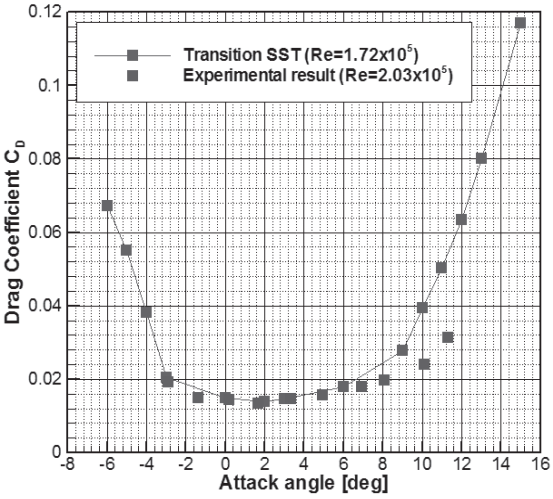


Fig.4 Drag coefficient

今回の無人飛行機の設計では、水平定常速度として容易に追跡できる 30Km/h を想定したので、初期条件として一様流の流速は、8.48m/s であり，乱流強度は 10%，乱流粘性比は 10 として計算を行なっている．

Fig.3, 4 に解析結果とイリノイ大学が行った実験結果[1)]と比較したグラフを示す．グラフより，迎角-3deg から 7deg 付近まで揚力係数，抗力係数の値がともによく一致している．しかし，それより迎角が上がると FLUENT の解析結果の方が実験結果よりも早く失速しているのがわかる．これは SST 遷移モデルによる乱流遷移，あるいは剥離が過剰に予測されているからであると考えられる．

設計に使用する迎角の範囲は実験結果と一致している部分であるため，解析が実験結果を模擬できるとして，FLUENT の解析結果を用いて概念設計の揚力係数 C_L と抗力係数 C_D の推算を行なう．水平飛行時には抗力係数が小さい方が消費する電力が少なくてすむので，抗力係数が一番小さい迎角 2deg の解析結果の値を揚力係数 0.8146，抗力係数 0.0139 として設計に反映する．

2.2　エネルギの推算

2.2.1 水平飛行時に必要なパワー

ここでは後述で推算する機体重量，主翼アスペクト比と選定した翼型の性能から必要パワーを求める式について述べる．水平飛行時の揚力 L と重量 W のつり合い式と推力 T の式より水平飛行時に必要なパワーP_{lev} は，以下のように表わされる．

$$P_{lev} = \frac{C_D}{b}\sqrt{\frac{2AR(mg)^3}{\rho {C_L}^3}} \tag{1}$$

ここで，C_L は前述で求めた揚力係数であり，AR はアスペクト比，g は重力加速度，ρ は密度，m は機体構造質量,b は主翼の翼幅である．また，抗力係数 C_D は，主翼の抗力係数 C_{Dafl}，誘導抗力係数 C_{Di}，胴体の抗力係数 C_{Db} を足したものであり、,以下に式を示す．

$$C_D = C_{Daft} + C_{Di} + 0.5C_{Db} + C_{D0} \tag{2}$$

ただし，胴体の面積は主翼面積の半分と仮定し，胴体の抗力係数は実際の抗力係数の半分の値を足している．胴体の抗力係数は Grant ら [2)]が設計に用いた 0.015 と Sun Ssilor[3)]の設計で用いられている胴体の抗力係数 0.014 の平均値 0.0145 を胴体の抗力係数と仮定して設計を行った．

2.2.2　24 時間飛行に必要なエネルギ

ここでは飛行中に消費する，太陽電池によって発電しなければならないエネルギを推算する式について述べる．飛行に必要な総電力消費量 $P_{electot}$ は,モータの効率 η_{mot}，ギアボックスの効率 η_{grd}，速度コントローラの効率 η_{ctrl}，プロペラの効率 η_{plr} を考慮しなくてはならない．また，アビオニクスが消費する電力 P_{av} や，カメラなどの搭載物が電力を消費するのであれば，その消費電力 P_{pld} も考慮しなくてはならない．したがって,$P_{electot}$ は，以下の式で表わされる．

$$P_{electot} = \frac{1}{\eta_{mot}\eta_{grb}\eta_{ctrl}\eta_{plr}}P_{lev} + \left(P_{av} + P_{pld}\right) \tag{3}$$

24時間飛行に必要なエネルギ $E_{electot}$ は，バッテリの充電・放電効率 η_{chrg}，η_{dchrg} を加味しなくてはならないので以下のように表わされる．

$$E_{electot} = P_{electot}\left(T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{chrg}\eta_{dchrg}}\right) \tag{4}$$

T_{day} は日中の発電・飛行時間，T_{night} は夜間の飛行時間である．

2.2.3　翼面上での太陽電池の総発電量と面積

ここでは太陽電池の発電能力を推算し，必要エネルギとの釣り合いから太陽電池の面積を求める式について述べる．翼面に太陽電池を張り付ける場合には,翼面が湾曲しているために太陽光の入射角が変わるので発電量が低下する．この湾曲による低下率 η_{cbr} を考慮して翼面に張り付けた場合,太陽電池が一日に発電するエネルギ $E_{electsolar}$ は，以下のように表わされる．

$$\mathrm{E}_{\mathrm{electsolar}} = E_{sr}A_{sc}\eta_{sc}\eta_{cbr}\eta_{mppt} \tag{5}$$

ここで，E_{sr} は単位面積あたりに太陽から降り注ぐ日射量，A_{sc} は太陽電池の面積，η_{sc} は変換効率，η_{mppt} は MPPT(Maximum Power Point Tracker)の変換効率である．24 時間飛行に必要なエネルギ $E_{electot}$ と太陽電池で発電されるエネルギ $E_{elect\ solar}$ は釣り合っていなくてはならない．したがって，式(4)，(5)より必要な太陽電池の面積 A_{sc} は以下のように表すことができる．

$$A_{sc} = \frac{1}{E_{sr}\eta_{sc}\eta_{cbr}\eta_{mppt}}\left(T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{chrg}\eta_{dchrg}}\right)P_{electot}\ . \tag{6}$$

2.3　質量の算出

2.3.1　太陽電池の質量

ここでは太陽電池の面積から太陽電池質量を推算する式について述べる．太陽電池の質量 m_{sc} は太陽電池自身の質量 k_{sc} と太陽電池の保護フィルムと設置に使う接着剤等の面積質量 k_{enc} より，以下の式で求められる．

$$m_{sc} = A_{sc}\left(k_{sc} + k_{enc}\right)\cdot \tag{7}$$

2.3.2　機体構造質量

過去のソーラー飛行機の主翼面積 S, アスペクト比 AR および機体構造重量より，機体構造重量 W_{af} の予想モデル式を以下のように求めた．

$$W_{af} = gk_{af}S^{x_1}AR^{x_2} \tag{8}$$

ここで，g は重力加速度であり，k_{af},x_1,x_2 は過去の機体データから最小二乗法によって見積もる係数である．過去のソーラー飛行機で構造重量が記載してある機体は 4 機しかなかったので総重量に対する構造重量の割合を求め，構造重量を仮定した．以下に，4 機のソーラー飛行機の総重量に対しての構造重量の割合を Table 1 に示す．Table 1 より,総重量に対しての構造重量の割合は 44.72% であるので 83 機のソーラー飛行機の総重量より各機体の構造重量を仮定して予想モデル式を導き出した．また，83 機から重い機体を 9 機ずつ減らし，サンプル数を減らしている．機体構造重量予想モデルをまとめた表を

Table2 に示す．機体構造質量 m_{af} は，重力加速度で割れば求められるので,以下のように表される．

$$m_{af} = \frac{W_{af}}{g} \tag{9}$$

本論文では，まず最初に，機体構造質量 maf を Table 2 に示した式により概算し，必要な主翼面積を求め，必要エネルギとの釣り合いから太陽電池の面積を決定し，求められた機体構造重量と推算した機体構造重量を比較し，もし，条件を満たさない場合は，太陽電池枚数や主翼平面形状を変更し条件を満たすまで繰り返した．

Table 1 The structure mass ratio for the total mass of 4 solar airplanes[3-6)]

Name	Total Mass[kg]	Structure Mass[kg]	Rate of Structure Mass[%]
SunSailor	3.6	1.79	49.72
NanSun	4.1	2.08	50.73
Sky-Sailor	2.5	0.748	29.92
SunriseII	10.21	4.951	48.49
		Average[%]	44.72

Table 2 Airframe weight prediction models

Samples	W_{af}=f(S,AR)	W_{af}=f(b,AR)
83	$4.5S^{1.12}AR^{0.50}$	$4.5b^{2.24}AR^{-0.62}$
74	$5.3S^{0.99}AR^{0.33}$	$5.3b^{1.98}AR^{-0.64}$
65	$4.2S^{1.01}AR^{0.39}$	$4.2b^{2.02}AR^{-062}$
56	$4.3S^{1.04}AR^{0.34}$	$4.3b^{2.08}AR^{-0.70}$

2.3.2 MPPT の質量

ここでは太陽電池が発電できる最大パワーから MPPT の質量の推算を行う式について述べる．ソーラー飛行機やソーラーカーに使われる MPPT は，一般的な家庭用の製品に比べると，高変換効率，低重量の 2 つが要求される．このことから，ソーラー飛行機とソーラーカーに使われている 8 つの MPPT より，質量パワー係数 k_{mppt} を 0.0004kg/W と求めた．したがって，MPPT の質量は以下の式で求められる．

$$m_{mppt} = k_{mppt} P_{\max} = k_{mppt} I_{\max} \eta_{sc} \eta_{cbr} \eta_{mppt} A_{sc} \tag{10}$$

ここで，P_{max} は太陽電池で発電される最大パワー，I_{max} は最大日射量である．

2.3.3 バッテリ質量

ここでは飛行に必要な総電力消費量より夜間飛行に必要なバッテリ質量の算出を行う式について述べる．バッテリの質量 m_{bat} は，以下の式で求めることができる．

$$m_{bat} = \frac{T_{night}}{\eta_{dchrg} k_{bat}} P_{electot} \tag{11}$$

ここで，k_{bat} は質量エネルギ密度 J/kg である．また，T_{night} は夜間の飛行時間である．日の出や日の入りの際に，太陽電池とバッテリ両方から電力を消費する時間帯がある．この時間を加味するために 1 時間のマージンを取って計算を行う．

2.3.4 推進部分の質量

Noth ら[5)]によって通常の離陸時と手投げ離陸時でのスピードコントローラ，モータ，ギアボックス，プロペラの質量パワーが求められている．スピードコントローラ，モータ，ギアボックス，プロペラの質量パワー係数を合計した値の k_{prop} より，推進部分全体の質量を以下の式で見積もる．

$$m_{prop} = \frac{1}{\eta_{ctrl} \eta_{mot} \eta_{grd} \eta_{plr}} k_{prop} P_{lev} \cdot \tag{12}$$

2.4 設計条件

上記の 2.1 節から 2.3 節までに述べた式を用いて，機体の外形を決定する計算を行う． Table 3 に設計条件を示す．最大日射量は，東海大学湘南校舎近辺で最も少ない条件を想定し，3 月 16 日の海老名市での値とした．また一日の日射量は, 19.1MJ である．これらの値は, NEDO(独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構)の年間時別日射量データベース(TETPV-11)から得た値である．太陽電池の効率，質量は AZUR SPACE Solar Power GmbH 社製，薄型シリコン太陽電池 S32 である．また，リチウムイオン電池の重量エネルギ密度はパナソニック製円筒型リチウムイオン電池 NCR18650B を想定している．飛行高度は 100m を想定している．

2.5 解析結果

主翼長を 0.1m 間隔で 8.0m まで，また，アスペクト比を 8.0 から 16.0 まで 1.0 間隔で変化させて計算した結果を Fig.5，6 に示す．Fig.5 は各翼幅に対する必要パワーであり, Fig.6 は太陽電池を貼ることの出来る面積の割合を示す．これらの図にある値は全て 2.4 節の設計条件を満たす値であるが，この 2 つの図を比較し，小型で太陽電池を貼る面積をできるだけ多くとれることなど,運用面において最適な条件に合致する形状を更に選定する.アスペクト比が 8 のとき,設計点は大型の機体となるため不適である．これは，Fig.5 に示しているようにアスペクト比が小さければ誘導抵抗が大きくなり，必要パワーが大きくなる.したがって,太陽電池の搭載量が多くなり，設計点が存在しなかったと考えられる．図のライン上はすべて 24 時間飛行可能な設計点であるが, 太陽電池は高額であるので太陽電池の面積をなるべく減らすため，アスペクト比はなるべく大きくする．しかし，アスペクト比を大きくすると強度が強い主翼構造を作ることが難しくなるので，アスペクト比 13 を設計点とする．また，主翼のコード長を変えず，アスペクト比を大きくすれば，主翼の誘導抗力が減少するため，必要パワーが減り，結果として，太陽電池の搭載量を減らすことができるが，主翼の製造が困難になるので,研究室で製造できると思われる 4.0m を設計点とする．Table 4 に概念設計の結果としてアスペクト比 13，主翼長 4.0m の各種データをまとめたものを示す．

Table 3 Numerical condition of the conceptual design

Amount of Solar Radiation Conditions			
L_{max}	741.7	W/m^2	Maximum solar radiation
T_{day}	11.5	H	Duration of the day
E_{sr}	19.1	mJ	Amount of solar radiation
Aerodynamics			
C_L	0.8146	-	Airfoil lift coefficient
C_D	0.0139	-	Airfoil drag coefficient
C_{Db}	0.0145	-	Fuselage drag coefficient
e	0.80	-	Oswald Efficiency Factor
Propulsion Group			
η_{ctrl}	0.95	-	Efficiency of speed controller
η_{mot}	0.87	-	Efficiency of motor
η_{grb}	0.97	-	Efficiency of gear box
η_{plr}	0.82	-	Efficiency of propeller
K_{prop}	0.008	kg/W-	Mass / power ratio
Solar Cells			
k_{sc}	0.32	kg/m^2	Mass density of solar cells
k_{enc}	0.26	kg/m^2	Mass density of encap sulation
k_{mppt}	0.0004	kg/W	Mass / power ratio of MPPT
η_{sc}	0.169	-	Efficiency of solar cells
η_{cbr}	0.90	-	Efficiency of cambered configuration
η_{mppt}	0.97	-	Efficiency of MPPT
Avionics and Payload			
m_{av}	0.25	kg	Avionics mass
m_{pld}	0.028	kg	Camera mass
p_{av}	2.0	W	Avionics power consumption
Battery			
η_{chrg}	0.95	-	Efficiency of battery charge
η_{dchrg}	0.95	-	Efficiency of battery discharge
k_{bat}	245	Wh/kg	Energy density of battery
Airframe Mass			

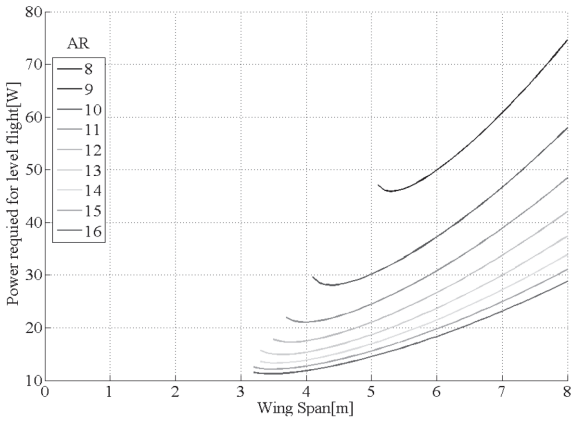


Fig.5 Power required for level flight

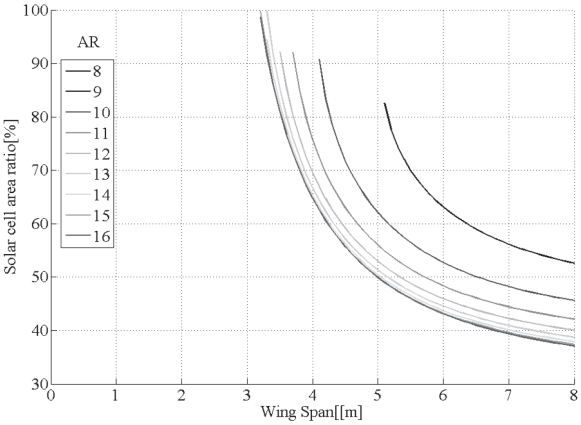


Fig.6 Solar cell area ratio

3. 全機周りの数値流体解析

2 章の概念設計において決定した主翼翼面積や機体外形を元に空力性能の再評価を行なう．これによって想定された飛行時における揚力や抗力についてより確度の高い計算でき,空力的により詳細な設計を行なうことができる．またこの解析結果を基に再設計を行なう.

3.1 NACA6409 翼型の 3 次元流体解析

まず最終的な外形の決定の前に主翼の取り付け角の決定を行なう.ここでは主翼翼幅 4m，アスペクト比 13 での NACA6409 翼型に対する 3 次元計算について述べる．計算方法は,2.1 節に述べた通りである.解析格子は,ハイブリッド格子とした.解析領域は,翼弦長に対して上流，下流ともに 30 倍，また，原点を基準に上下でも 30 倍取っている．そして，側方側は主翼長さの半分の長さ 2.0m に対して 6 倍の解析領域を確保している．また，翼型の上下面でともに 100 点，翼後流領域に 50 点，原点を基準に上下面方向に 60 点,主翼スパン方向に 100 点のポイント数を置いている．また，最小格子幅は 7.0×10^{-5}，境界層は 10 層として，成長率を 1.2 としている．翼表面セル数は 20,412，総セル数は 3,734,760 である．境界条件については，翼中心で対称条件とし，流入部分を Velocity Inlet，流出部分を Out Flow としている．翼表面は，断熱壁で Non-Slip 壁としている．初期条件として一様流の流速は 8.48m/s であり，乱流強度 10%，乱流粘性比 10 として計算を行なう.概念設計の結果では飛行速度は 7.92m/s であるが，搭載機器の配線，固定部材などを加味していないため総質量は増加する恐れがあるので飛行速度をあげている.

Fig.7 に解析結果として各迎角における揚抗比を示す．この図より主翼のみの解析では迎角 3.5deg の時に最も揚抗比が最大になることがわかる．また，Fig.8 に各迎角における揚力係数の図を示すが，迎角 3.5deg における揚力係数 0.8124 と概念設計で用いた揚力係数 0.8146 にもっとも近いことから主翼の取り付け角は3.5deg 以上にしなくてはならないことがわかる．よって取り付け角は余裕をもって 3.8deg とした.

Table4 First design value for the Solar UAV

Speed[m/s]	7.92
Wing area[m^2]	1.23
Solar sell area[m^2]	0.821
Solar sell area rato[%]	66.7%
Power required for level flight[W]	15.4
Total electrical power consumption[W]	25.4
Battery mass[kg]	1.47
Airframe mass[kg]	1.44
Solar sell mass[kg]	0.476
MPPT mass[kg]	0.036
Propulsion group mass[kg]	0.187
Avionics & Payload mass[kg]	0.278
Total mass[kg]	3.88

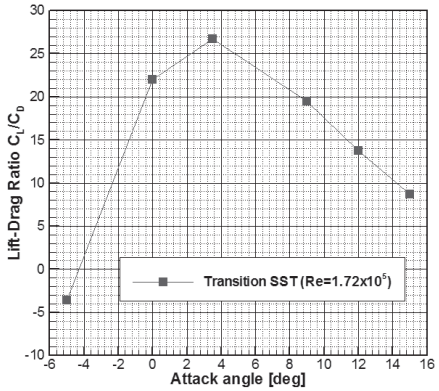


Fig.7 Lift-Drag ratio

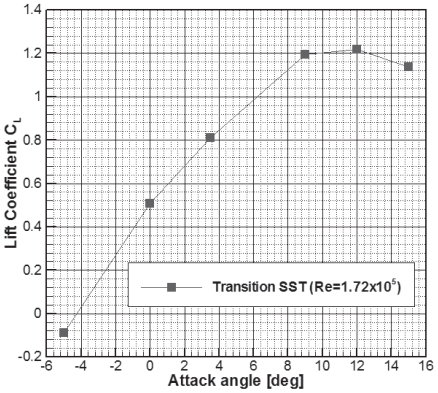
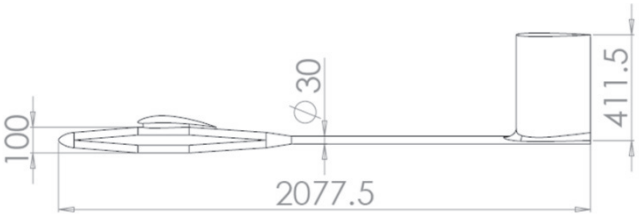


Fig.8 Lift coefficient



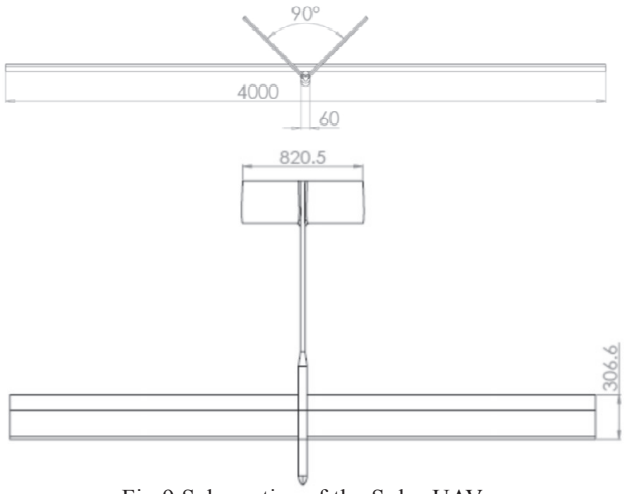


Fig.9 Schematics of the Solar UAV

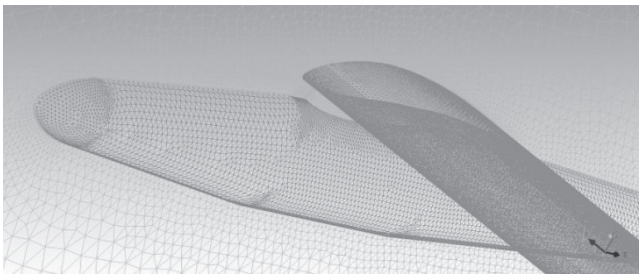


Fig.10 Mesh on the surface of wing and fuselage

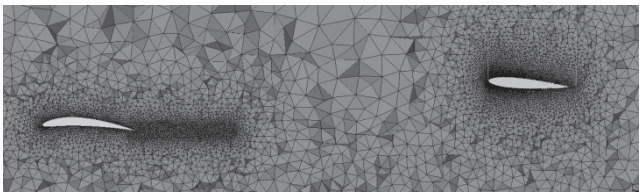


Fig.11 Mesh of the cross section area around wings

3.2　機体の 3 次元流体解析

ここでは決定した機体外形の空力性能の詳細な設計を行なうため，Fig.9に示した機体の全機周りの数値流体解析について述べる．解析方法は,2.1 節で述べた通りである.解析格子は，ANSYS 社のメッシュ生成ソフト ANSYS ICEM CFD 14.0 を用いて非構造格子で作成した．解析領域は，機首上流に 22.6m，機体後部下流に 43.1m，また，機体側面側は 30.0m，上下面は機体中心から 41.1m の解析領域を確保している．また，最小格子幅は 4.0×10^{-5}，境界層は 10 層として，成長率を 1.2 としている．主翼表面セル数は 432,679，胴体表面セル数は 21,974，尾翼表面セル数は 99,206 で総セル数は 16,207,494 である. Fig.10 に機体表面メッシュの画像を示す．また，Fig.11 に示すように主翼後流を正しく評価するために細かいメッシュを配置している．境界条件については，機体中心で対称条件とし, 流入部分を Velocity Inlet, 流出部分を Out Flow としている. 翼表面は, 断熱壁で Non-Slip 壁としている. 初期条件として一様流の流速は 8.48m/s であり，乱流強

度 10%，乱流粘性比 10 として計算を行なう．Fig.12 に解析結果として正面と側面からの静圧分布を示す．(a)の正面からみた分布では主翼上面の静圧は下面よりも低く，分布も翼幅方向に楕円形の分布となっていることが分かる．また側面から見た静圧分布においては，主翼において急激な静圧の回復が見られず，計算が発散などによる不連続な圧力変動も見られないので物理的に理にかなった結果となっていると考えられる．この結果より全機周り流れ場が物理的に特異な流れになっていないことから，実際の飛行時を模擬出来ていると考える．よってこの解析の結果より水平飛行時の揚力を 40.9[N]，抗力を 1.83[N]と求めた．

4. 全機周りの数値流体計算結果を加味した再設計

3 章の全機周りの数値流体計算で求めた揚力，抗力を基に再設計を行う．

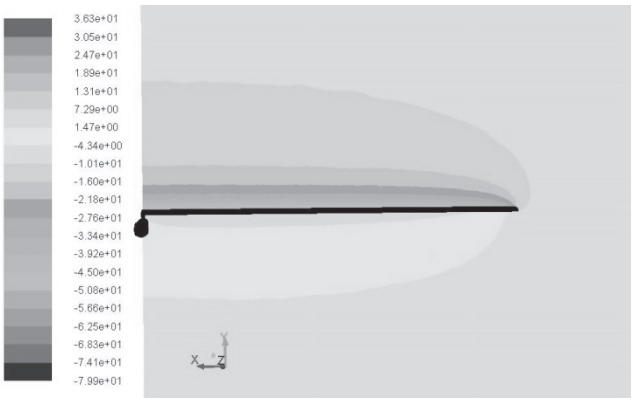
4.1　日中に必要になるバッテリ容量

ここで Fig.13 に示している図のように,日の出，日の入り時にバッテリと太陽電池両方から得られる電力を消費して飛行している時間帯に必要となるバッテリ質量の見積について述べる．日射量は正弦関数を用いて近似することができる[5]．面 aed'は，太陽電池から供給されるエネルギ$E_{electot}$を表わしている．面 abc，b'c'd'は日の出，日の入り時にバッテリと太陽電池両方から得られる電力を消費して飛行しなくてはならない時間帯に必要なバッテリエネルギ E_{bat} を表わしている．面 abc，b'c'd'の面積を求めるために y 軸を P_{max} で無次元化し，x 軸を θ[rad]とする．x 軸と sinθ で囲まれている面 aed の面積 S_{cell} は以下のように表わされる．

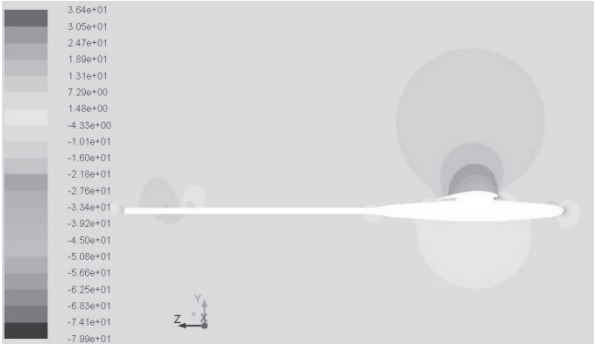
$$S_{cell} = \int_0^{\pi} \sin\theta d\theta = 1 - \cos\pi = 2 \tag{13}$$

また，面 abc の面積 S_{abc} は

$$S_{abc} = \frac{P_{electot}}{P_{\max}} \sin^{-1}\frac{P_{electot}}{P_{\max}} - \left\{1 - \cos\left(\sin^{-1}\frac{P_{electot}}{P_{\max}}\right)\right\} \tag{14}$$



(a)Front view



(b)Side view

Fig.12 Static pressure distribution

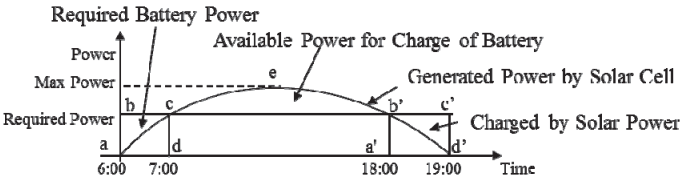


Fig.13 Distribution of energy balance

Table 5 Refined design value for the UAV

Solar sell area[m^2]	0.829
Solar sell area rato[%]	67.4%
Power required for level flight[W]	15.5
Total electrical power consumption[W]	25.6
Battery mass[kg]	1.52
Airframe mass[kg]	1.44
Solar sell mass[kg]	0.481
Avionics & Payload mass[kg]	0.278
Propulsion group mass[kg]	0.187
MPPT mass[kg]	0.036
Total mass[kg]	3.94

と表わされる．面 b'c'd'の面積は S_{abc} と同じである．よって，バッテリエネルギ E_{bat} は以下のように表わされる．

$$E_{bat} = \left[\frac{P_{electot}}{P_{\max}} \sin^{-1}\frac{P_{electot}}{P_{\max}} - \left\{1 - \cos\left(\sin^{-1}\frac{P_{electot}}{P_{\max}}\right)\right\}\right] \times E_{electot} \tag{15}$$

バッテリエネルギ E_{bat} よりバッテリ質量 m_{bat} は以下のように求められる．

$$m_{bat} = \frac{E_{bat}}{\eta_{chrg} k_{bat}} . \tag{16}$$

4.2　再設計

3 章で述べた機体の 3 次元流体解析の結果と日中必要となるバッテリのエネルギと質量の推算値を反映させ

て再設計を行った．Table 5 に再設計した結果をまとめて示す．日中に必要になるバッテリ質量は,式(16)より 0.11kg であることがわかった．また，夜間に必要となるバッテリ質量は,1.38kg であったので合計質量は 1.49kg であり，バッテリ本数で換算すると 31.3 本となる．実際に搭載するバッテリ本数は 32 本となり,バッテリ質量は 1.52kg となる．また，0.7 本分余分に搭載することによって 18 分のマージンがある．

再設計の結果，全備質量は 3.94kg であり，CFD より，揚力が 4.17kg であることからこの設計で機体を製作すれば 24 時間以上飛行することが可能である．

5. 結論

東海大学近くの海老名市の日射量条件より機体の概念設計を行い，24 時間以上飛行可能な機体設計を行ったところ，以下の結果となった．

- 日射量条件よりソーラー無人飛行機の概念設計を行い, 24 時間以上飛行可能と考えられる概念設計ができた．
- FLUENT を用いて全機周りの数値流体解析を行い，解析結果を用いて再設計を行い, 24 時間以上飛行可能と考えられる結果が得られた．
- 24 時間以上飛行可能と思われる概念設計により, 機体質量の割合でもっとも重いものは，バッテリであることがわかった．

本研究は, 概念設計によって主翼翼幅, アスペクト比を決定し，過去の機体を参考に外形を決定して FLUENT による空力設計を行った. 今後は, 飛行安定性や構造強度など多くの詳細設計が必要であり, 将来は実機を製作して飛行させることが課題である．

参考文献

1) Michael S. Selig,James J. Guglielmo, Andy P. Broeren and Philippe Giguere,Summary of Low-Speed Airfoil Data Volume1, pp.144-147, pp.281, 1995.
2) Grant Wilkins, Dehann Fourie, Johan Meyer, Critical Design Parameters For a Low Altitude Long Endurance Solar Powered UAV,IEEE AFRICON , pp.3,2009.
3) A. Weider, H. Levy, I. Regev, L. Ankri, T. Goldenberg, Y. Ehrlich, A. Vladimirsky, SunSailor: Solar Powered UAV, pp.6-7.
4) Troy Tegeder, DEVELOPMENT OF AN EFFICIENT SOLAR POWEREDUNMANNED AERIAL VEHICLE WITH ANONBOARD SOLAR TRACKER, pp.41, 2007.
5) Andre NOTH, Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight,DISS. ETH No. 18010, pp.40-106, 2008.