



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2017.21.5.029>

HALE 무인기의 태양전지 열특성에 관한 해석적 연구

송지한^{a,*} · 남윤광^a

A Numerical Study On Thermal Characteristics of HALE UAV Solar Arrays

Ji-Han Song^{a,*} · Yoonkwang Nam^a

^aAgency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: silentgoodbye@add.re.kr

ABSTRACT

In this study, a numerical analysis is made of the fluid flow and heat transfer characteristics in the solar arrays of HALE (High Altitude Long Endurance) UAV. In the stratosphere where UAV operates, high level solar radiation is induced, heat transfer decreases due to natural convection and forced convection is dominated by ambient flow. In order to predict the solar array temperature range in this environment condition, the conjugate heat transfer analysis was carried out for the solar arrays on the main wing. The investigation focused on the temperature distribution of solar array and heat transfer characteristics according to influence of solar energy, flight condition as vehicle speed, air density, temperature.

초 록

본 연구에서는 수치해석을 통해 장기체공 무인기(HALE UAV)에 사용되는 태양전지에 대해 유동 및 열전달 해석을 수행하였다. 무인기가 운용되는 성층권에서는 강한 태양복사에너지가 유입되며, 자연대류에 의한 열전달이 감소하고 주위 유동에 의한 강제대류의 지배를 받는다. 이러한 환경에서의 태양전지 온도범위를 예측하기 위해 주익에 부착되어 있는 태양전지모듈을 대상으로 복합열전달 해석을 수행하였으며, 성층권 환경에서 시간에 따른 태양복사에너지, 비행속도, 밀도, 온도 등의 외기환경이 태양전지의 온도분포와 열전달 특성에 미치는 영향을 분석하였다.

Key Words: High Altitude Long Endurance(장기체공), Solar Array(태양전지), Solar Radiation(태양복사), Heat Transfer(열전달)

Received 27 December 2016 / Revised 29 June 2017 / Accepted 6 July 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회(2016. 12. 21-23, 강원랜드 컨벤션호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

최근 항공우주의 미래기술 분야 중 하나인 장

기체공 무인비행체 개발에 많은 관심이 집중되고 있다. 일반적으로 고고도 장기체공 무인기(High Altitude Long Endurance, HALE UAV)는 고도 4~8만 피트(12~20 km) 정도 고도에서 12시간 이상 비행이 가능한 무인기를 칭한다. 주로 성층권에서 환경 및 해양감시, 통신중계, 감시정찰 등 민수 및 군수분야에 다양하게 적용할 수 있고 인공위성 대비 유지비용이 적으며, 친환경적이라는 장점이 있어 여러 국가에서 HALE 무인기 개발이 시도되고 있다. 이중 영국 QinetiQ사에서 개발한 Zephyr는 태양전지 및 리튬-황 배터리를 이용하여 2010년 고도 21 km 이상에서 336시간 비행을 함으로써 최장시간 체공 기록을 세우기도 하였으며, Pathfinder는 태양전지와 2차전지를 사용하여 고고도 비행에 성공하였다[1-4].

국내에서도 장기체공 무인항공기의 개념 설계 분야와 에너지 분배를 활용한 비행 프로파일을 수립하는 분야, 실기체 제작 및 비행시험을 통한 연구 등이 활발히 진행되고 있다. Ahn[5]은 태양전지와 2차전지 개발 추세를 파악하고 이를 고려한 항공기 개념 설계에 대한 연구를 수행하였으며, Nam 등[6]은 태양광에 따른 태양에너지 수집 예측량과 이를 효율적으로 분배하는 방안을 제시하였다. 항공우주연구원(KARI)에서 태양전지와 2차전지(리튬-이온)를 기반으로 하는 중소형 장기체공 무인기 EAV-2[7]를 제작하여 25시간 동안 장기체공 시험비행을 성공하고, EAV-3[8]를 설계 및 제작하여 2015년 8월에 고도 14.1 km까지 성층권 비행을 하는 등 국내에서도 관심을 가지고 연구에 집중하고 있다.

무인기가 장기체공 하면서 비행하기 위해서는 높은 양항비를 가지는 유체역학적 설계 뿐만 아니라, 초경량 구조와 적절한 에너지 수급 및 분배가 초기 설계시 고려되어야 한다. 특히 추진시스템은 주간에는 태양에너지를 전기에너지로 변환하여 동력을 항상 공급할 수 있는 태양전지를 사용하고, 밤 혹은 비상시에는 에너지 밀도가 높은 2차전지를 주로 사용하여 상호 보완적인 역할을 한다. 이중 태양전지 성능은 온도와 밀접한 관계가 있는데, 일반적으로 태양전지의 표면온도

와 출력 성능은 서로 반비례하는 특성을 가지고 있다. 현재 상용화된 태양전지 효율은 15~22% 정도이며, 온도변화에 따른 성능 예측 및 효율 향상을 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. Jin 등[9]은 셀 표면 냉각에 의한 효율 향상에 대한 연구를 수행하였으며, Schwingshackl 등[10]은 바람에 의한 냉각효과가 태양전지 온도에 미치는 영향을 확인하고 예측 모델을 연구하였다. 하지만 위의 연구들은 주위 온도변화가 태양전지에 미치는 영향을 분석하였지만, 주로 지상에서 고정된 태양전지모듈을 대상으로 태양의 일사량 조건이 1 Sun ($1,000 \text{ watt/m}^2$), AM 1.5, 25°C 에서 태양전지의 출력을 측정하는 시험인 STC (Standard Test Condition) 조건에서 수행된 시험결과를 기반으로 한 연구가 대부분으로써 고고도에서의 비행환경 등에 의한 태양전지 출력 특성 예측이 어렵다.

성층권에서 비행하는 장기체공 무인기의 주위 대기는 극저온, 극저압 상태이며 구름의 영향을 받지 않아 태양복사에너지의 세기가 강해진다. 이로 인하여 태양전지 효율은 지상에서 보다 상승할 것으로 예상되지만 이를 직접 확인하기 위한 모사 시험 시설이 국내에는 구비되지 않아 고고도에서의 비행속도, 외기환경 등으로 인한 특성 변화량은 실제 비행시험을 통해서만 정량적으로 확인 가능하다.

본 연구는 태양전지가 부착되어 있는 무인기의 주위를 대상으로 3차원 복합열전달(conjugate heat transfer) 해석을 수행하고 유동과 열전달 특성을 분석하여, 고고도 환경에서 태양복사에너지와 비행환경 등이 태양전지모듈에 미치는 영향을 분석하고자 한다.

2. 해석 방법

2.1 모사 환경

성층권은 대기가 안정하여 비행체가 장기체공하기에 적합하지만 온도와 밀도가 극히 낮다. Fig. 1은 국립기상연구소에서 국내 7월 오산지역 부근의 라디오존데를 이용하여 관측한 고도별

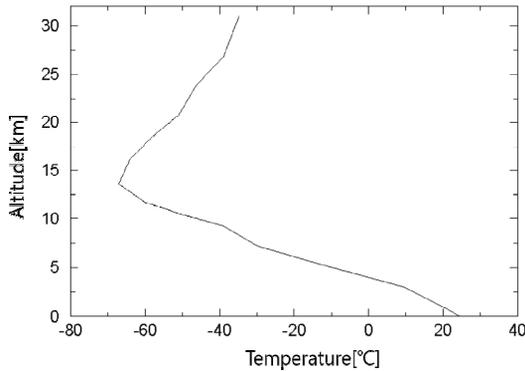


Fig. 1 Temperature profile according to altitude[11].

Table 1. Atmospheric condition.

	Sea Level	14km
Temperature (K)	300	203
Pressure (atm)	1	0.139
Density (kg/m ³)	1.225	0.22786
Acceleration of the gravity (kg · m/s ²)	9.81	9.763
Solar intensity (W/m ²)	800	1,350

온도분포이다. 고도 14 km 부근의 외기온도가 약 -70°C로 최저로 관측되었다. 최저온도의 비행 환경에 의한 태양전지 표면에서 발생하는 열전달 현상을 확인하기 위하여 14 km의 대기조건을 해석에 적용하였다. Table 1은 해수면과 고도 14 km 부근의 대기환경을 비교한 것이다.

2.2 해석 대상

본 해석을 위해 Fig. 2와 같은 형상의 비행체를 선택하였으며, 이는 지상검증용으로 제작된 축소비행체이다. 비행체 주익은 span 7 m, chord 0.52 m으로써 가로세로비(Aspect ratio)는 약 13.5이며 동체로부터 1/3 지점에 상반각이 7°가 적용되어 있다. 전지셀은 SUNPOWER사의 결정질 실리콘(crystalline silicon) 태양전지인 C60 제품을 모듈로 제작하여 Mylar 위에 부착하였으며 이는 주익면적의 약 62%를 차지한다. 제작사에 따르면 이 태양전지 셀은 주위 온도가 1°C



Fig. 2 Conventional type scaleddown UAV.

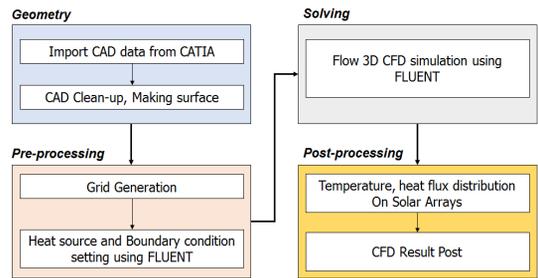


Fig. 3 3D simulation process.

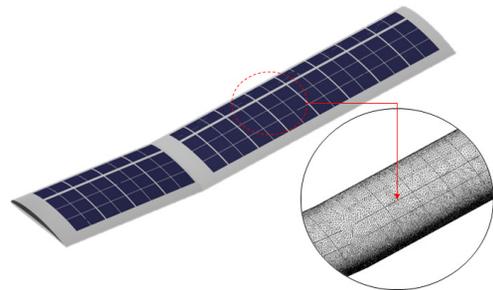


Fig. 4 Configuration of solar arrays and grid for simulation.

하강시 전압은 1.8 mV, 출력은 0.32%가 상승한다.[12]

2.3 해석 전처리 과정

본 해석은 Fig. 3과 같은 절차로 수행하였다. 태양전지모듈은 실제 축소비행체 형태와 유사하게 모델링하였으며 효율적인 계산을 위해 주익의 우측형상만 고려하였다. 주익 및 태양전지모듈을 비정렬 격자로 구성하였고 far-field는 실린더 형태로 만들어 전체 격자를 Fig. 4처럼 생성하였으며, 그 결과 전체 약 400만개의 격자로 구성하였다. 열전달 해석을 위해서 에너지 방정식

을 사용하는 전산유체해석 프로그램인 ANSYS FLUENT 14.0을 해석 도구로 사용하였다.

사용되는 에너지 방정식은 Eq. 1[13]과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) \\ & = \nabla \cdot \left\{ (k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\overline{\tau_{eff}} \cdot \vec{V})) \right\} + S_h \end{aligned} \quad (1)$$

$$k_{eff} = k + k_t \quad (2)$$

$$E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \quad (3)$$

여기서 k_{eff} 은 유효열전도도(effective thermal conductivity, $W/m \cdot K$), \vec{J}_j 는 종의 확산율(diffusion flux, $kg/m^2 \cdot s$), E 는 에너지(J), h 는 엔탈피, S_h 는 화학적 반응열 등을 각각 의미한다. 유효열전도도는 Eq. 2와 같이 표현할 수 있으며 이때 k_t 는 난류에 대한 열전도도이다. 에너지 또한 Eq. 3과 같이 표현 가능하다.

태양전지는 태양복사에너지를 받아 전력을 생산한다. 태양전지와 태양은 열전달 현상 중 복사 현상이 주를 이루는데 이를 모사하기 위해서는 태양전지의 흡수율(absorptivity, α)과 방사율(emissivity, ϵ)을 적용하여야 한다. 본 계산에서는 전기에너지 변환량을 차감한 흡수율을 사용하였으며, 비행속도 및 대기조건을 조절하여 해석결과를 비교하고자 하였다. 해석에 적용한 열적 물성치는 Table 2에 정리하였다.

경계조건은 고고도 대기의 온도, 압력, 밀도 등을 입구와 출구에 각각 적용하였다. 태양복사에너지는 한혜선 등[14]의 연구에서 산출한 하지 부근의 값인 $1,350 W/m^2$ 를 사용하였으며, 이때 비행체는 균일한 태양복사에너지 환경에 노출된다고 가정하였다. 또한 비행체와 태양의 시간별 상대 위치벡터는 FLUENT[13]에서 제공하는 정보를 사용하였으며 위도, 경도 정보는 대전 부근으로 설정하였다.

에너지 및 난류항은 2차 풍상차분법(upwind

Table 2. Material thermal properties.

	Solar Cell
Thermal Conductivity ($W/m^2/K$)	109.4
absorptivity/Emissivity, α / ϵ	0.75 / 0.64
Heat Capacity, C_p	961

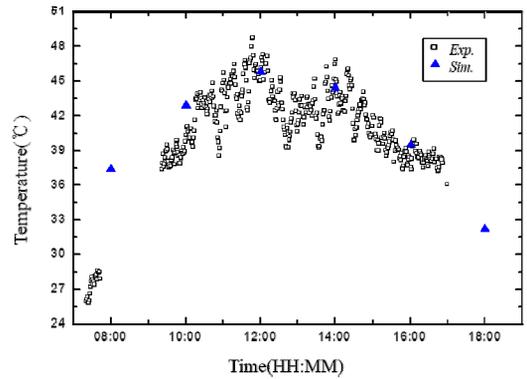


Fig. 5 Temperature results between simulation and test for scaled-down UAV solar arrays.

scheme)을 사용하였다. 또한 벽에는 점착조건(no slip)을 주었고, k- ϵ 난류모델을 벽함수(wall function)와 함께 적용하였다.

실제 비행시에는 태양의 위치, 비행체 자세, 양력에 의한 주의 변형 등에 의해 태양복사에너지로부터 태양전지 사이의 입사각이 지속적으로 변화하고 공중에서 산란되어 태양전지로 유입되는 태양복사에너지가 있을 것으로 예상된다. 본 연구의 목표는 태양복사에너지와 비행환경에 의한 태양전지의 표면의 온도 변화를 예측하고자 하는 것이기 때문에 비행체는 기동이 없고 안정적인 비행 상태라고 가정하였으며, 산란되어 유입되는 태양복사에너지는 고려하지 않았다.

3. 해석 결과

3.1 결과 검증

2016년 5월 말경 축소비행체를 야외에 노출시켜 태양전지를 하루 동안 운용하였다. Fig. 5는

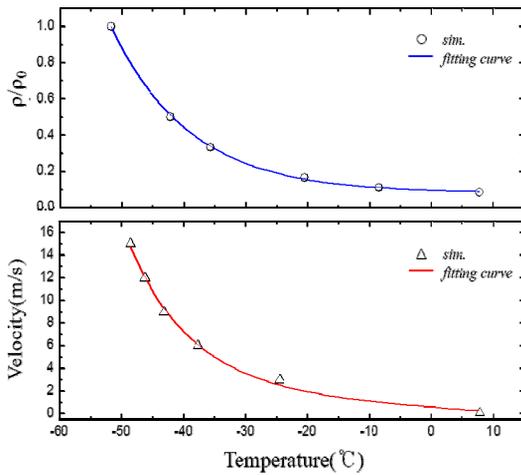


Fig. 6 Solar arrays surface temperature according to density and velocity.

시험시간 동안 태양전지 표면 온도를 측정된 결과와 정상상태(steady state) 해석 결과를 비교한 것이다. 시험시 비행체는 서쪽을 향해 있었으며 비행체 거동이 없도록 지상에 고정하였다. 구름은 거의 없었으며 맑고 바람이 약간 부는 날에 수행하였다.

결과를 살펴보면 해석결과가 시험 데이터보다 전체적으로 높은 온도분포를 보였다. 이는 정상상태 해석결과가 일출과 일몰시 가열 및 냉각 소요시간을 고려하지 못하고 열적 평형 상태의 결과값을 도출하였기 때문이라고 판단된다. 일출 및 일몰 부근을 제외하고는 전체적인 경향은 유사하게 관찰되어 해석결과는 신뢰할 만한 결과라고 보여진다.

3.2 비행환경 모사 결과

Fig. 6은 밀도와 속도의 변화에 대한 태양전지 평균온도를 나타낸다. 상단의 그림은 밀도의 영향성을 확인하기 위해 비행체가 정지하였다고 가정하고, 태양복사에너지 및 외기온도(-70°C)를 일정하게 유지시킨 후 대기 밀도를 지상(100%), 지상의 50%, 30%, 15%, 10%를 적용하여 얻은 태양전지 표면 온도값이다. 밀도에 의한 영향을 살펴보면 대기 밀도가 감소함에 따라 전지모듈 온도는 상승하는 것을 확인할 수 있다. 밀도가

낮다는 의미는 열을 빼앗을 수 있는 공기량이 현저히 감소하여 자연대류로 인한 열전달량이 감소한 결과라고 보인다. 특히 대기밀도가 10%인 경우는 태양전지 표면이 영상까지 상승하였으며, 외기의 밀도가 지상의 30%이하인 환경에서는 밀도 감소율보다 표면온도 상승폭이 상대적으로 크다는 것을 관찰할 수 있었다.

자연대류에 의한 영향은 점성력에 대한 부력(buoyancy)의 비를 나타내는 Grashof 수 (Eq. 4) [15]에서 확인할 수 있다.

$$Gr = \frac{g\beta(T_s - T_\infty)L^3}{\nu^2} \quad (4)$$

여기서 g 는 중력가속도, β 는 열팽창계수(thermal expansion coeff.)로 온도 변화에 따른 밀도변화를 나타내는 값이며, L 는 특성길이, ν 는 동점성계수(kinematic viscosity)를 나타낸다. 이상기체의 경우 β 는 온도에 관한 함수이므로 온도가 같으면 이 값은 동일하다. 결국 동점성계수와 밀도는 반비례 관계이므로, 낮은 밀도에서는 Grashof 수가 감소하고 이는 자연대류에 의한 열전달량 감소를 의미한다. 즉 고고도에서는 자연대류에 의한 열전달 현상이 감소하여 태양전지의 방열 능력이 현저히 줄어들고 그 결과 표면온도가 상승하는 것이라고 판단할 수 있다.

Fig. 6의 하단 그림은 비행속도가 미치는 영향을 확인하기 위해 해석조건 중 최저값인 지상의 약 10%(고도 14 km)의 대기밀도를 사용하고, 태양복사에너지와 대기온도는 일정하게 적용한 결과이다. 속도가 증가함에 따라 강제대류에 의한 열전달 현상이 심화되면서 모듈 표면온도가 급격히 낮아짐을 관찰할 수 있었다. 특히 비행속도가 15 m/s와 0 m/s인 경우는 약 60°C까지 온도 차이를 보이는데 최고 속도에서는 자연대류와 강제대류가 모두 활발하게 작용하기 때문이라고 여겨진다. 해석 마지막 지점인 비행속도 15 m/s에서는 약 -50°C로 관찰되는데 15 m/s 이상에서는 비행속도에 의한 표면온도 변화량은 미미할 것으로 판단된다.

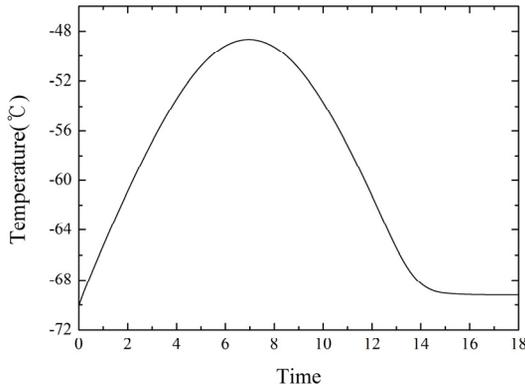
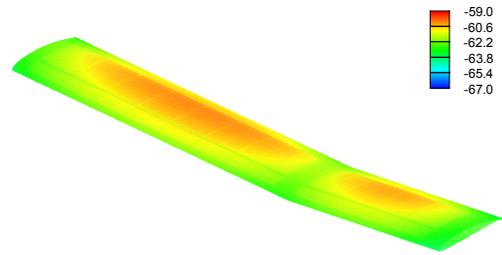


Fig. 7 Solar arrays surface temperature during day.

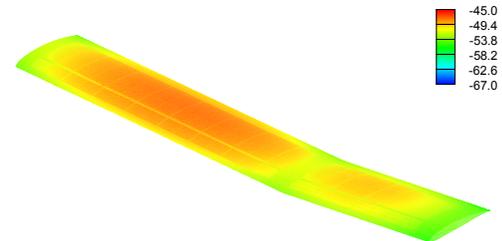
한편 장기체공 무인비행체가 성층권 환경에서 운용시 태양복사에너지가 시간에 따라 태양전지에 어떤 영향을 미치는지 확인하기 위해 일출부터 일몰까지 즉, 태양복사에너지의 영향을 받는 시간 동안 비정상(unsteady state) 계산을 수행하였다. 비행체에 부착되어 있는 태양전지는 야간에는 태양에너지에 의한 발전량이 없기 때문에 일출 직전에는 외기온도와 동일하게 적용하였다. 비행 환경인 고도 14 km의 대기 조건을 사용하였으며 이때 비행체는 서쪽을 향해 10 m/s의 속도로 거동하도록 하였다.

일출부터 일몰까지 태양전지모듈 표면 평균온도 변화를 Fig. 7에 나타내었다. 모듈 표면온도는 일출 및 일몰에 가장 낮은 온도를 보이고 약 13시에 -49.5°C 로 가장 높게 관찰되며, 외기온도와 약 20°C 차이를 보인다. 정오가 아닌 1시간 후에 가장 높은 온도를 보이는 것은 태양전지의 열용량에 의한 가열시간이 계산된 것으로 판단된다. 전체적인 온도변화는 태양복사에너지의 입사각 변화와 유사한 프로파일을 보인다.

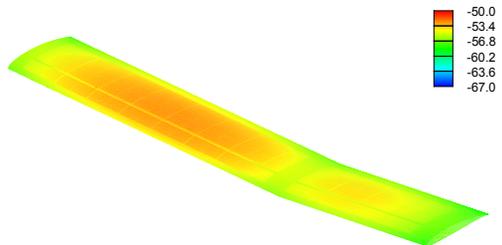
Fig. 8은 시간별 태양전지 온도분포를 나타낸 것이다. 일출 후 태양복사에너지의 영향으로 온도가 상승하는데 (a)에서 확인할 수 있듯이 비행체 방향과 에어포일 형상으로 인하여 주익의 후연(trailing edge) 부근부터 온도가 상승하기 시작한다. 정오(b)에는 태양복사에너지는 가장 큰 입사각을 가지게 되어 모듈 전체 영역이 골고루 영향을 받아 전체 평균온도가 상승하였으며 모듈



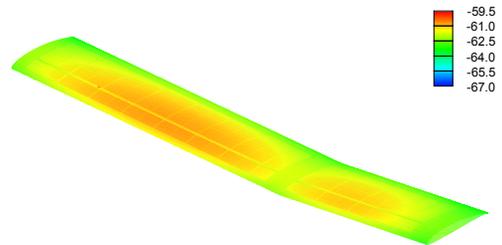
(a) 8:00



(b) 12:00



(c) 16:00



(d) 18:00

Fig. 8 Temperature distribution on solar array surface during day.

중심영역이 -46°C 로 가장 높게 관찰되었다. 태양이 비행체 전면으로 이동 중인 (c)는 태양복사에너지의 입사각이 감소하여 표면이 냉각됨으로써 전체적으로 온도가 감소하였다. 일몰이 가까워지는 18시(d)에는 주익의 전면(leading edge)에 부착되어 있는 태양전지모듈의 온도가 가장 높게 관찰되었으나 태양복사에너지의 감소로 인하여 냉각이 진행중임을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

본 연구에서는 태양에너지 기반 장기체공 무인기 주익에 부착되어 있는 태양전지모듈을 대상으로 성층권 환경에서의 열전달에 의한 태양전지모듈 표면 온도변화를 분석하였으며 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 고고도 장기체공 무인기 개발을 위한 축소비행체의 태양전지모듈을 3차원 복합열전달 해석을 수행하여 모듈 표면에 발생하는 열전달에 의한 온도변화를 확인하였다.
- 2) 비행환경 및 주위 대기조건에 따라 태양전지 표면의 온도변화는 다음과 같다.
대기의 밀도가 감소하면 표면에서 발생하는 자연대류로 인한 열전달량이 감소하여 결국 태양전지의 표면온도는 상승하였다. 특히 지상의 30%이하의 대기밀도에서는 밀도 감소율보다 온도 상승폭이 더 크다는 것을 확인하였다.
비행속도가 증가하면 강제대류에 의한 열전달 현상이 가속화되어 태양전지 표면온도는 급격히 하강하였으며, 15 m/s 이상의 속도에서는 열전달량 증가율이 미미함을 확인할 수 있었다.
- 3) 비정상계산을 통해 일출부터 일몰까지 태양복사에너지의 입사각에 의한 태양전지 모듈 온도분포와 변화를 확인하였으며 태양전지모듈과 외기온도는 최고 20°C 차이를 보였다.

본 연구결과는 비행체 형상, 태양전지 제작공

정에 따른 효율 감소, 비행프로파일, 비행체의 자세, 태양복사에너지 등에 따라 다른 결과를 야기할 수 있다. 본 연구방법은 장기체공 무인기 초기 설계과정에서 태양전지의 형상 및 표면온도에 따른 출력 특성을 정성적으로 예측할 수 있는 방안이라고 여겨진다.

더욱더 정확한 결과를 얻기 위해서는 실제 비행체 모델을 대상으로 양력에 의한 주익 변형을 고려한 열유동 해석을 수행할 필요가 있고, 모듈 환경/성능시험 결과와 비교/분석한다면 고고도에서의 성능까지 유추할 수 있을 것으로 판단되므로 이에 대한 추가적인 연구가 필요하다고 판단된다.

References

1. "Airbus," World Wide Web Location <http://defence.airbus.com/portfolio/uav/zeephyr>, 2015.
2. "NASA," World Wide Web location https://www.nasa.gov/centers/dryden/history/past_projects/Erast/pathfinder.html, 2010.
3. Montagnier, O. and Bovet, L., "Optimization of Solar-Powered High Altitude Long Endurance UAV," 27th International Congress of The Aeronautical Science, Nice, France, Sep. 2010.
4. Colozza, A.J., "Effect of Power System Technology and Mission Requirements on High Altitude Long Endurance Aircraft," NASA CR-194455, 1994.
5. Ahn, J., "Conceptual Design of a Solar-Powered High Altitude Long Endurance(HALE) UAV and Short Term Progresses in Solar Cell and Secondary Battery," 2012 KSAS conference, Jeju, Korea, pp. 750-754, Nov. 2012.
6. Nam, Y.G. and Park, T.S., "A Research for Energy Harvest/Distribution/Control of HALE UAV based on the Solar Energy,"

- Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 4, pp. 77-84, 2015.
7. Park, P.M., Kim, K.B. and Cha, B.J., "Flight Test of Hybrid Propulsion System for Electrically Powered UAV," 2012 *The Korean Society of Propulsion Engineers conference*, Yeosu, Korea, pp. 382-387, Nov. 2012.
 8. Hwang, S.J., Kim, S.G. and Lee, Y.G., "Developing High Altitude Long Endurance (HALE) Solar-powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 59-65, 2016.
 9. Jin, J.S., Yu, S.P., Kim, Y.H., Jeong, S.D., Seo, Y.S. and Jeong, N.J., "Improving the effectiveness of a photovoltaic system by cooling on the surface of photovoltaic cells," *The Korean Society For New And Renewable Energy conference*, Jeju, Korea, pp. 183-186, Jun. 2009.
 10. Schwingshackl, C. et al., "Wind effect on PV module temperature : Analysis of different techniques for an accurate estimation," *Energy Procedia* 40, pp. 77-86, 2013.
 11. Cho, Y.J., Choi, G.Y., Hah, J.C., Lee, H.C. and Cho, C.H., "A study on the meteorological application of microwave radiometer observation onboard high-altitude long-endurance UAV(Unmanned Aerial Vehicle)," 2014 *The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences conference*, Jeju, Korea, pp. 864-867. Nov. 2014.
 12. SUNPOWER Inc., C60 Data sheet.
 13. ANSYS Inc., *ANSYS FLUENT 14.0 Theory Guide*, 2011.
 14. Han, H.S., Kim, C.E. and Hwang, H.Y., "Initial Sizing of a Glider Type High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle Using Alternative Energy," *Journal of The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences*, Vol. 42, No. 1., pp. 47-57, 2014.
 15. Cengel, *Heat Transfer : A Practical Approach*, 2nd Edition, Mc-Graw Hill Education, Columbus, G.A., U.S.A, 2003.