



The Analysis of Optimized Rib Distance for Solar-Powered UAV's Ultra-Light Composite Wing

Yongman Yang¹, Hyunsu Kim², Jonghyun Ryu²

¹*School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University*

²*Department of Flight operation, Chodang University*

ABSTRACT

Reflecting various fabrication design elements, such as air power, structure, propulsion, control systems and solar power systems, Specially solar powered unmanned aerial vehicles are making efforts to improve long-term air time and flight efficiency through the lightweighting of low-power, high-efficiency energy storage systems, unmanned aerial vehicles and payloads in order to increase the power of the limited batteries. Generally, in the case of a solar unmanned aerial vehicle, it is equipped with a wing having a large aspect ratio so as to be lightweight for a long-term gliding and long-range endurance. In this study, the buckling and structural problems of the wing front skin caused by torsion at the wing and wing connections during a test flight of a solar unmanned aerial vehicle, the rib spacing of wings has been identified as a very important factor to reduce impact and for long duration of flight and aircraft safety and wing-specific lift and to optimize its efficiency. Prior to sample production and structural testing, the finite element analysis analyzed the effects of aircraft wing ribs on the buckling of the wing front skin, and the structural analysis was performed using the ANSYS program to derive the optimal rib clearance for solar unmanned aircraft.

© 2019 KKITS All rights reserved

KEYWORDS: Solar powered UAVs, Composite wings, Composite wing rib, Wing design, Aerodynamics design, Finite element analysis

ARTICLE INFO: Received 7 November 2018, Revised 28 January 2019, Accepted 8 February 2019.

*Corresponding author is with the Department of Flight Operation, Chodang University, 380 Muanro-ro, Muangun,

Jullanamdo, KOREA. 58530

E-mail address: lanshu94@hotmail.com

1. 서론

태양광 무인기는 공력, 구조, 추진, 제어시스템 및 태양광 발전시스템 등 다양한 제작 설계 요소들이 반영된다. 특히, 태양광 발전 시스템의 경우 시간, 공간적 원인에서 기인한 태양에너지 변화와 배터리 효율 등의 문제로 저전력, 고효율 에너지 축전시스템, 무인기 기체 및 탑재물의 경량화 등을 통해 체공 및 운용 시간 증대 등 비행 효율 향상을 위해 노력 하고 있다[1][2]. 일반적으로 장기 체공과 긴 항속거리 등 비행 효율 향상을 위해 사용되는 세장비(aspect ratio)가 큰 날개의 경우 날개 면적을 넓혀 높고 많은 전력을 생산하기 위하여 태양 전지판의 추가적인 장착이 필요하기 때문에 날개 및 기체 무게는 최대한 경량화 하는 것이 매우 중요하다[3-6].

경량화를 위해 적용된 주요 소재인 복합소재는 일반적으로 금속소재에 비해 강도(strength)와 강성(modulus)이 높고 낮은 비중 때문에 높은 비강도(strength/density) 및 비강성(modulus/density)의 값을 갖고, 밀도는 알루미늄보다 낮기 때문에 항공기 중량을 20% 이상의 무게를 줄이는 장점이 있다 [7][8].

본 연구에서는 시험 비행시 확인된 날개와 날개의 연결 부분의 비틀림 현상에서 기인한 날개 앞전 스킨의 좌굴 등 구조적 영향은 장기 체공 및 안전한 비행에 지장을 줄 뿐만 아니라 날개 고유 양력에도 영향을 줄 수 있기 때문에 개선이 필요하였고[9][10] 앞전 스킨에 직접적인 영향을 줄 수 있는 날개 리브와 리브의 간격이 매우 중요한 요인으로 확인되었다. 이에 샘플 제작 및 구조 시험 전 유한요소해석을 통하여 날개 리브 간격이 날개 스킨의 좌굴에 미치는 영향을 분석하고 실제 제한적인 제작 몰드 한계 등을 고려하여 최적의 리브 간격유추를 위한 구조해석을

수행하였다[11]. 본 논문에서는 본론에서 적용된 일체성형 무인기 복합재 날개 제작 방식의 제작 몰드 한계를 고려하여 기존 공력데이터를 활용한 샘플 날개를 제작하고 각 리브 간격별 유한해석을 통해 샘플제작 및 구조 시험 분석을 실시하였다.

2. 데이터 분석 및 유한요소해석

무인기 날개 구조는 날개의 모든 집중하중과 분포하중을 담당하는 주요 구조 부재인 스파(spar) 뿐만 아니라 스킨(skin), 리브(rib), 리딩에지(leading edge)등으로 구성된다. 일반적으로 스파는 공기력 등에 의해 발생하는 굽힘 모멘트와 전단력, 비틀림 하중을 지지하고, 스킨은 공력면을 형성하며 리브로 일부 응력을 전달하며, 리브는 스파와 스파 사이에 수직으로 배치되며 날개 에어포일 형상을 만들어 내는 구조 부재로써 스킨과 세로지(stringer)로부터의 하중을 스파에 전달하는 역할과 하중 전달에 의한 스킨 형상이 비틀어지는 것을 방지한다. 리딩에지는 날개의 전단부를 구성하는 구조물로 공력면을 형성하게 된다. 또한, 굽힘 및 비틀림 하중 지지를 위한 일체화된 날개 스킨과 스파 구조의 경우는 가장 효율적인 경량 구조 방식으로 얇은 스킨의 두께로 충분한 굽힘 강성을 얻을 수 있다. 그러나 스킨의 두께가 얇아질 경우 날개의 하중에 따라 스킨에 좌굴이 발생할 수 있기 때문에 대변형(large-deformation) 해석 방법으로 최대 하중 범위에서 스킨의 좌굴을 확인해야 한다[12]. 여기에 날개를 구성하는 리브와 리브사이의 간격이 매우 중요한 요인으로 작용이 된다.

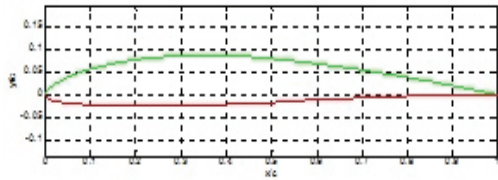
본 연구에 적용된 일체성형 무인기 복합재 날개 제작 방식의 제한적인 제작 몰드 한계를 고려하여 ANSYS 프로그램을 이용한 방법으로 우선적으로 최적의 리브 간격을 유추 비교해 보았다[13],[14].

2.1 공력 데이터 분석

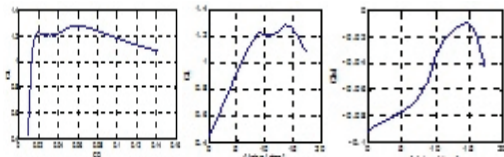
날개의 좌굴을 평가하기 위한 하중 조건을 얻기 위해서는 공력해석을 통하여 날개의 압력 분포 도출이 필요하고 2차원 날개의 공력해석 프로그램(x-foil)을 이용하여 항공기 속도, 공기 밀도, 날개 받음각 등을 고려하여 날개의 압력분포를 얻고자 하였다. <그림 1>은 K3311 에어포일의 공력해석 결과를 나타낸다. 해석에 적용된 항공기 운항속도는 10m/s으로 가정하였으며 Mach number는 0.0294이다. 공기의 특성은 표준대기 기준으로 밀도는 1.225kg/m³, 1.783 kg/(m·s), 음속 340.43 m/s이다.

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (1.1)$$

$$Re = \frac{1.225 \left[\frac{kg}{m^3} \right] \times 10 \frac{m}{s} \times 0.3m}{1.783E-05 \frac{kg}{ms}} = \frac{1.225 \times 10 \times 0.3}{1.783E-05} = 2.06e5 \quad (1.2)$$



(a) K3311 Airfoil



(b) 항력-양력 (c) 받음각-양력 (d) 받음각-모멘트

그림 1. K3311 에어포일 공력해석 결과
Figure 1. Result of Aerodynamic Analysis for Airfoil K3311)

<그림 1>의 (c)와 같이 K3311의 최대 양력은 13.5° 일때 1.285이며 최대 모멘트는 14.5° 일때 0.099이다. 날개 스킨의 전단좌굴은 비틀림 하중과 직접 관계하기 때문에 14.5° 조건을 적용하였으며 이때의 양력계수는 1.272이다.

<그림 2>는 K3311 에어포일의 압력분포의 벡터를 보여주며 해석에서는 표준대기 조건에서 날개의 받음각14.5°, 날개시위(chord) 길이는 300mm를 적용하였다.

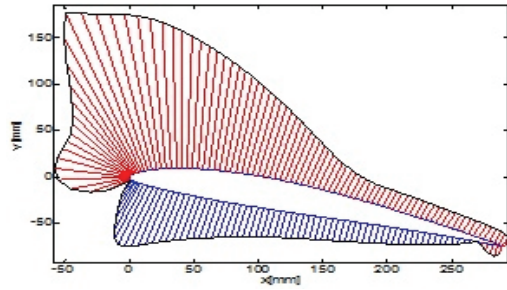


그림 2. K3311 14° 압력 분포
Figure 2. Pressure Distribution of Airfoil K3311 14°

2.2 리브 간격 유한요소해석(ANALYSIS)

본 장에서는 날개 리브 간격이 날개 스킨의 좌굴에 미치는 영향을 분석하기 위하여 최적의 리브 간격에 대한 구조해석을 수행하였다.

표 1 재료물성값(Mechanical Properties)
Table 1. Mechanical Properties

MATERIAL PROPERTY	CF-1114	CU-0753	Note
Density (g/cm ³)	1.44	1.52	-
E ₁ (GPa)	58.92	112.8	-
E ₂ (GPa)	56.17	8.443	-
ν ₁₂	0.06	0.308	-
G ₁₂ (GPa)	3.96	3.875	In-plane shear
G ₁₂ (GPa)	-	4.83	Iosipescu
σ _{1t} (MPa)	653.59	1887.57	-
σ _{2t} (MPa)	644.14	31.60	-
τ ₁₂ (MPa)	70.16	-	In-plane shear
τ ₁₂ (MPa)	-	72.47	Iosipescu
1 Ply thickness(mm)	0.15	0.12	

※ 1 : Axial, 2 : Transverse, t : Tension

해석 모델링의 크기는 유한요소 모델 단순화를 위하여 무인기 전체 5.7m의 날개의 중앙을 기준으로 1/2모델로 적용하였고 구조해석을 위한 하중 도출을 위하여 2차원 날개의 공력 해석 프로그램(x-foil)을 사용하였다. 해석에 적용된 유한요소 모델은 <그림 1>과 같다. 그림에서 색상은 적용된 복합재 적층 패턴을 나타내었다. 적용된 재료의 물성치는 <표 1>과 같다[15].

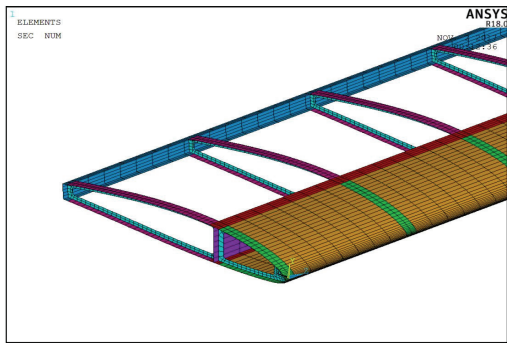


그림 3. 날개 유한요소해석 모델
Figure 3. FEM Modeling of Win

<그림 3>과 같이 하중과 경계조건은 날개의 중앙부 절점의 6자유도를 구속하였으며 날개의 공력하중은 <그림 3>과 같이 각 리브에 적용하였으며 <그림 2>의 압력 분포에 리브 간격에 해당하는 면적을 곱하여 각 절점에 힘으로 적용하였다.

리브 간격에 대한 결과 분석을 위하여 첫 번째 경우 리브 간격 127mm를 기준으로 하고, 두 번째 경우 첫 번째 기준 리브와 리브 사이에 리브 한 개를 추가하여 총 9개 추가 시 63.5mm와 세 번째 경우는 기준 리브와 리브 사이에 18개 추가 시 42.3mm에 대한 해석을 수행하였고 Von-mises stress 분포를 확인하여 날개 표면 좌굴 발생 여부를 확인하였으며 날개 좌굴에 따른 날개의 강성저하 비율을 서로 비교하기 위하여 변위 해석을 수행하였다.

변위 해석에서 하단 스펙트럼 최대값은 변위가

가장 큰 날개 끝단의 변위를 의미하며 날개 끝단 변위 비교를 통하여 좌굴에 따른 강성을 상호 비교할 수 있다.

<그림 4>는 첫 번째 경우인 리브 간격이 127mm일 때 응력 분포 결과를 나타내며 날개 중앙부에서 좌굴이 발생함을 확인하였다.

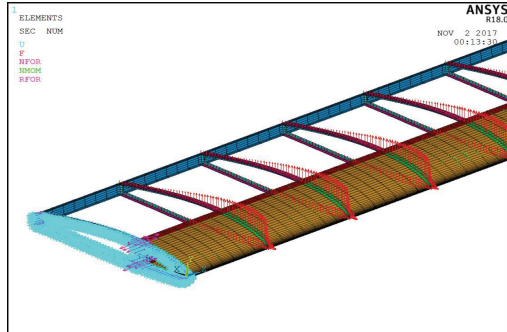


그림 4. Von-Mises 응력 분포(Rib 간격: 127mm)
Figure 4. Von-Mises Stress Distribution,(Rib Distance: 127mm)

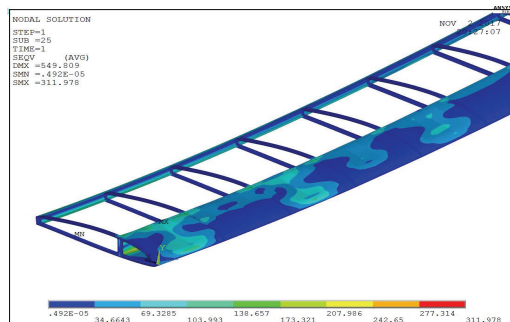
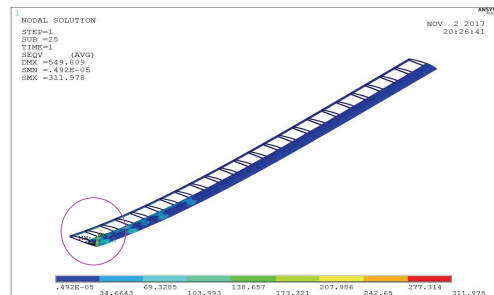


그림 5. 좌굴 형상 모습(Rib 간격: 127mm)
Figure 5. Buckling shape, (Rib Distance: 127mm)

<그림 4>에 좌굴 발생 형상을 확대하여 나타내었으며 항공기 날개의 변위는 <그림 5>에 나타내었다. <그림 6과 7>은 두 번째 경우인 리브 간격이 63.5mm일 때(리브 추가 9개) 응력 및 변위 결과를 나타내었다. 기준 날개 보다 리브의 간격을 줄였음에도 불구하고 좌굴이 발생됨을 확인되었으나 변위는 514mm로 기준 날개의 변위 549mm와 비교하여 약 35mm이상 감소됨을 확인 하였다.

<그림 8과 9>는 세 번째 경우로 리브 간격이 42.3mm일 때(리브 추가 18개) 응력 및 변위 결과를 나타내었다. 리브의 간격을 127mm와 비교하여 1/3로 축소할 경우 변위는 429mm로 감소됨을 확인하였다.

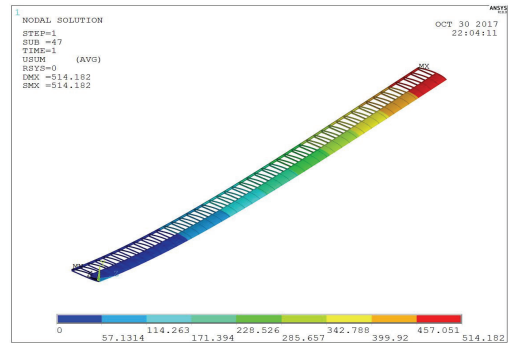


그림 7. 날개 변위 형상(Rib 간격: 63.5mm)
Figure 7. Displacement of Wing, (Rib Distance: 63.5mm)

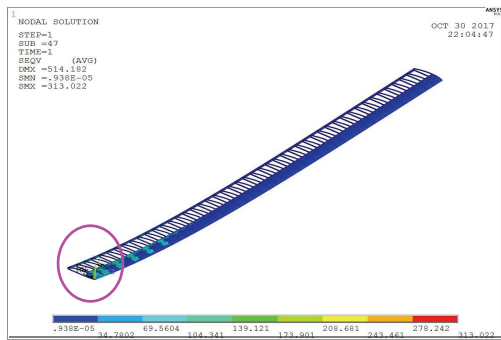


그림 6. 좌굴 형상 모습(Rib 간격: 63.5mm)
Figure 6. Buckling shape, (Rib Distance: 63.5mm)

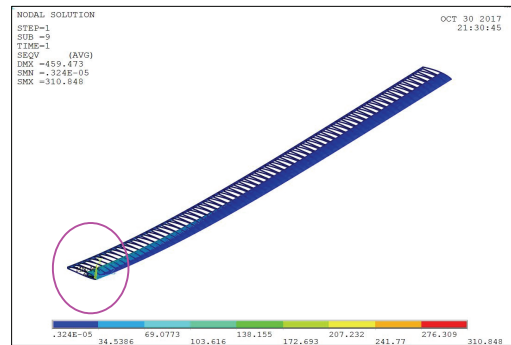
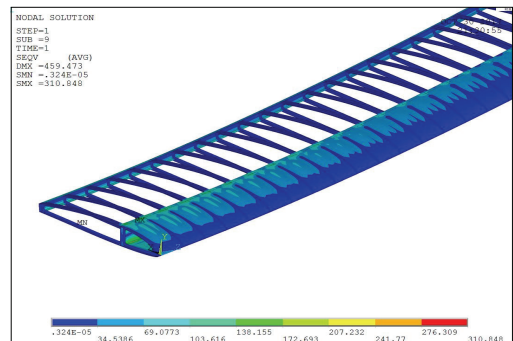


그림 8. 좌굴 형상 모습(Rib 간격: 42.3mm)
Figure 8. Buckling shape, (Rib Distance: 42.3mm)



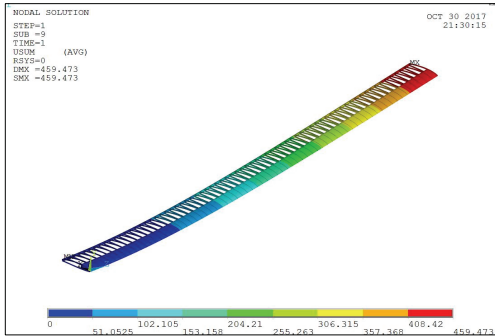


그림 9. 날개 변위 형상(Rib 간격: 42.3mm)
Figure 9. Displacement of Wing,(Rib Distance: 42.3mm)

3. 샘플제작 및 구조시험/분석

기준 날개 리브 간격 127mm에 대한 해석결과 날개 중앙부의 스킨에서 좌굴이 발생됨을 확인하였다. 스킨의 좌굴은 리브 2칸 간격으로 발생하였으며 이는 좌굴 변형 형상에 따른 현상이라 볼 수 있다. 리브 간격을 1/2로 축소하여(9개 리브 추가) 해석을 진행한 결과 유사한 패턴으로 좌굴이 확인되었다. 좌굴 상태에서 응력은 유사하지만 날개 끝단의 변위는 550mm에서 514mm로 소폭 감소하였다. 이는 리브 간격이 날개의 굽힘 강성에 영향을 주었음을 확인하였다.

표 2. 날개 리브 추가에 따른 유한요소해석(ANSYS) 결과
Table 2. Results of FEM Analysis with added Wing Rib

Sample	Rib Distance (mm)	Displacement Max(mm)	Max Load
BASIC	127.00	549.8	312
9EA	63.50	514.2	313
18EA	42.33	459.5	310

세 번째 경우처럼 리브 간격을 더욱 좁게 하여 해석을 진행한 결과(18개 리브 추가) 스킨의 좌굴이

중앙부 모든 스킨에서 동일한 패턴으로 발생됨을 확인하였으며 날개 끝단의 변위는 더욱 감소하여 460mm로 확인하였다. 이러한 해석으로 최대응력은 거의 같으나 날개 리브의 간격을 좁게 할수록 좌굴강도에 대한 변위가 점차 작아짐을 확인하였다 [표2].

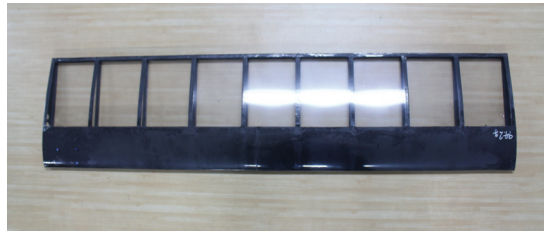


그림 10. 일체성형 BASIC 날개(276.2g)
Figure 10. Coocuring Basic Wing



그림 11. 리브 9EA 추가 날개(341.1g)
Figure 11. Wing added 9EA Ribs



그림 12. 리브 18EA 추가 날개(501.6g)
Figure 12. Wing added 18EA Ribs

설계 날개 무게를 감안하면 날개당 무게에 한하여 최고의 비강성 날개를 선택하는 것이 최적임을 고려할 수 있다. 그러나 설계 목표한 전체 날개의 무게 2kg를 감안해보면 리브 18EA 추가한 날개의

경우는 비강성은 우수하나 제한된 무게에 의해 리브 9EA 추가한 날개가 적용할 수 있는 최적의 우수한 강성의 날개임을 확인하였다<그림 10, 11, 12>.

4. 결 론

본 연구와 같이 공력해석을 이용하여 수집한 날개의 압력 분포는 무인항공기의 샘플제작 및 구조 시험 위한 좌굴 평가 하중 조건 추정을 위해 선행되는 과정이다. 특히 시험비행을 통해 발견된 날개와 날개의 연결 부분의 비틀림 현상으로 기인한 날개 앞전 스킨 좌굴의 구조적 영향은 장기 체공 및 안전한 비행에 지장을 줄 뿐만 아니라 날개 고유 양력에도 영향을 줄 수 있기 때문에 개선이 필요하였다. 이점을 보완하기 위한 최적의 리브 간격은 하중과 고유 양력에 영향을 주는 중요한 요소로 제한된 설계하중, 제작 몰드의 한계와 비용 뿐만 아니라 굽힘 모멘트의 영향과 하중을 고려하여 최적의 리브 간격을 구조 해석과 시험 등을 통하여 도출하였다.

References

- [1] O. S. Kwon, *Comparison of energy characteristics according to the type of solar Panels and Batteries*, Journal of The Korea Knowledge Information Technology Society. Vol. 13, No. 1, pp. 161-168, Feb. 2018.
- [2] T. C. Chu, and C. T. Tsao, *Ranking fuzzy numbers with an area between the centroid point and original point*, Computational Mathematics with Application, Vol. 43, pp. 111-117, 2002.
- [3] Y. M. Yang., Y. H. Kim, J. H. Kim, Y. I Kim, and S. Y. Lee., *A comparison study of wing leading edge skin models in small composite solar-Powered UAVs*, Journal Computational Structural Engineering Institute of Korea, Vol. 30, No. 5, pp. 445-452, Oct. 2017.
- [4] S. J. Hwang, S. G. Kim, and Y. G. Lee, *Developing high altitude long endurance(HALE) Solar-powered unmanned aerial vehicle(UAV)*, Journal Aerosp. Syst. Eng, Vol. 10, No. 1, pp. 59-65. 2016.
- [5] S. H. Kim, S. M. Chang, S. Y. Jang, and M. H. Cho, *Analysis of flight dynamic response with the aircraft wing deformation base on flexible multibody system dynamics*, Computational Structural Engineering Institute of Korea, COSEIK Academic Symposium, Apr. 2016.
- [6] S. W. Park, J. W. Shin, and T. U Kim, *Design of main wing structure of solar powered long endurance UAV*, The Korean Society of Mechanical Engineers Conference, pp. 3134-3138, Dec. 2016.
- [7] *Development of High Performance Composites Process Technology (III)*, Korea Institute of Machinery & Materials, 1995.
- [8] J. W. Shin, S. W. Park, S. W. Lee, and T. U. Kim, *Development of light weight airframe structure for HALE Solar Powered UAV*, The Korean Society of Mechanical Engineers Conference, pp. 144-146. Apr. 2016.
- [9] M. W. Lee, J. S. Bae, S. Y. Lee, S. J. Lee, and B. I. Jeon, *One-dimensional beam modeling of a composite rotor blade*, Journal of The Society for Aerospace System Engineering, Vol. 2 No. 1, pp7-12,

2008.

- [10] G. W. Kim, and J. Y. Yang, *Study on the UAV hovering using a Mouse-based optical flow sensor*, Journal of Knowledge Information Technokogy and Systems, Vol. 10, No. 5, pp.537-545, Oct. 2015.
- [11] I. C. Lee, *Buckling and postbuckling behavior of stiffened laminated composite panels*, Trans. Korean Soc. Mech. Eng, 1, pp. 263-266.
- [12] Y. M. Yang. *A cocuring process for ultra-light composite wings for a solar-powered UAV*, Ph.D. thesis, Korea Aerospace University, 2018.
- [13] S. G. Kim, and C. W. Kim *Analysis using CFD for diffuser wind tunnel experiment about Wing*, Korean Society for Computational Fluids Engineering, pp. 27-31, 2013.
- [14] S. J. Kim, D. H. Kim, J. S. Lim, S. U. Lee, T. U. Kim, and S. H. Kim. *Structural analysis of flexible wing using mylar film*, Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Conference, pp. 306-309. Apr. 2015.
- [15] H. S. Hwang, S. Heo, J. H. Kim, and J. S. Bae, *Aircraft design and manufacturing for UAV*, Journal of The Society for Aerospace System engineering, Vol. 2 No. 4, pp. 38-43, 2008.

소형 태양광 무인기 복합재 날개의 리브 간격 최적화 연구

양용만¹, 김현수², 류종현²

¹한국항공대학교 기계공학과 박사

²초당대학교 항공운항학과 교수

요 약

공력, 구조, 추진, 제어시스템 및 태양광 발전시스템 등 다양한 제작 설계 요소들이 반영된 태양광 무인기는 제한된 배터리의 동력을 높이기 위하여 저전력, 고효율에너지 축적 전력시스템, 무인기 기체 및 탑재물의 경량화를 통해 장기 체공 운용 시간과 비행 효율화를 위한 노력을 하고 있다. 일반적으로 태양광 무인항공기의 경우 장기체공과 긴 항속거리 등을 위하여 최대한 경량화된 세장비(aspect ratio)가 큰 날개를 장착한다. 본 연구에서는 태양광 무인항공기 시험 비행 중 날개와 날개 연결 부분에서 비틀림 현상으로 발생한 날개 앞전 스킨의 좌굴과 구조적 문제에서, 날개의 리브 간격은 장기 체공 및 항공기 안전성, 날개 고유 양력에도 영향을 줄이고 효율을 최적화하기 위해 매우 중요한 요인으로 확인되었다. 이에 샘플 제작 및 구조 시험 전 유한요소해석을 통하여 항공기 날개 리브 간격이 날개 앞전 스킨의 좌굴에 미치는 영향을 분석하고, ANSYS 프로그램을 이용한 방법으로 구조해석을 수행하여 태양광 무인항공기의 최적 리브 간격을 도출하였다.



Yongman Yang received the Ph.D. degree in the Department of Mechanical engineering from Korea Areospace University in 2018, respectively. His current research interests unmanned aerial vehicle System and composite wings..

E-mail address: aeromwca@naver.com



Hyunsu Kim received the M.S. degree and processed the Ph.D. degree in the Department of Flight management from Korea Areospace University in 2016, respectively. He was a researcher at Griffith Research Institute from 2013 to 2014. Currently, He is a professor in the Department

of Flight Operation at Chodang University since 2015. His current research interests Airplane system and Noise. He is a life member of the KKITS.

E-mail address: lanshu@cdu.ac.kr



Jonghyun Ryu processing the Ph.D. degree in the Department of Mechanical engineering from Wonkwang University, He is a professor in the Department of Flight Operation at Chodang University since 2013. His current research interests Flight Training System and Airplane Noise.

E-mail address: haneul415@gmail.com