소형 복합재 태양광 무인기 윙 리딩에지스킨 모델 비교 연구

양 용 만^{1*} · 김 용 하¹ · 김 종 환¹ · 김 영 인¹ · 이 수 용¹

¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

A Comparison Study of Wing Leading Edge Skin Models in Small Composite Solar-Powered UAVs

Yong-Man Yang^{1*}, Yong-Ha Kim¹, Jong-Hwan Kim¹, Young-In Kim¹ and Soo-Yong Lee¹

¹Division of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace Univ., Goyang, 10540, Korea

Abstract

The wing leading edge skin in this research is an essential structural factor for improving wings' aeromechanical functions, protecting the interior elements of the wings from external damage including birds, and navigating planes safely. The study compared and reviewed models manufactured for optimal light-weight wings of composite UAVs. It compared and investigated displacement forms of torsion loads through finite element analysis using MSC. Patran/Nastran. By confirming the improvement of light-weighting performance according to lamination type, thickness change and shape through torsion strength tests of each model, the research suggested the optimal light-weight wing leading edge skin for small composite UAVs.

Keywords : solar powered UAV, composite wing, wing leading edge, torsion test

1. 서 론

태양광 무인기는 태양 에너지와 배터리의 제한된 동력으로 장기 체공 운용시간과 비행효율을 높이기 위해서는 저 전력 소모, 고효율 에너지 발전, 기체 및 탑재물의 경량화가 필요하며 그 중 높고 많은 전력을 생산하기 위한 태양 전지판들을 많이 장착할 수 있도록 설계 제작되어야 한다(Hwang, 2016). 또한, 장기 체공과 긴 항속거리 등을 위하여 세장비(aspect ratio)가 큰 날개를 장착하게 되는데(Kim, 2016) 이러한 주 날개는 상부에 날개 면적을 충분히 확보하여 제한된 중량내에서 태양 전지판들을 최대한 많이 장착할 수 있도록 기체와 날개의 무게를 최대한 경량화 하는 것이 필수적으로 고려되어야 한다. 이러한 경량화를 위하여 복합재 날개 제작공법 연구와 복합재 날개를 구성하는 최적 리브 연구, 비행 중 발생하는 좌굴과 비틀림을 받는 날개 앞전 스킨 최적 연구와 경량 제작된 날개와 제작 요소들의 실험 및 유한요소해석 등의 비교를 통한 주 날개를 구성하는 모든 복합재 부분품들의 최적 경량화 구성과 최적의 복합재

주 날개 제작이 필요하다.

특히, 항공기 날개 앞전(wing leading edge)은 조류들과의 충돌이 불가피한 곳으로 그 피해는 매우 치명적이다. 미국 FAA(Federal Aviation Administration)에 따르면 미국에서만 1990년에서 2013년 사이에 138,000건 이상의 피해가 발생되었다고 보고되었다. 따라서, FAR(Federal Aviation Regulations)과 같은 국제 인증 규정에서도 모든 항공기의 구성 요소들을 사용하기 전에 특정 수준의 이러한 조류 충돌(bird strike)에 대한 허용치를 증명해야 한다고 요구하게 되었다. 이러한 조류 충돌의 피해 분포는 Fig. 1과 같이 항공기의 엔진 입구, 팬 블레이드(fan blade), 날개 및 앞전, 윈드실드(windshield), 창틀 및 레이돔(radome)과 같은 전방을 향하는 다양한 부분에 피해 분포를 볼 수 있으며 특히, 날개 및 앞전은 전체 항공기 구성요소 중에서 엔진 다음으로 높은 약 31%를 차지하고 있다(Hassan, 2016).

이러한 날개 앞전은 스파(spar), 리브(rib), 스트링거(stringer)등 날개를 구성하는 주요 요소보다는 구조적으로

* Corresponding author:

Tel: +82-10-8253-2676; E-mail: aeromeca@naver.com

Received August 10 2017; Revised September 11 2017;

Accepted October 14 2017

©2017 by Computational Structural Engineering Institute of Korea

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Fig. 1 Airplane components struck and damaged by bird worldwide(1999~2008)(Hassan,2016).

중요 요소가 아닐지 모르나, 날개의 공기역학적인 기능뿐만 아니라 이러한 조류 등의 외부 손상을 줄 수 있는 것으로부터 날개 내부 구성요소를 보호하기 위해서는 반드시 필요한 구조 요소이다. 또한, 항공기 경량화 및 앞전의 보호차원에서 다양한 소재(Fig. 2~4)와 용도로 제작 사용되어 왔으며, 본 연구에 적용되는 무인기 날개 앞전의 경우 비행 중 연결된 날개의 비틀림에도 영향을 받는 것으로 판단이 됨으로 경량화와 구조적 강도에도 주안을 두게 되었다.

Fig. 2 Wing leading edge forming wood

출처: <https://mars58superstinker.wordpress.com/tag/glued-up/> 2017.08.08

Fig. 3 Wing leading edge forming Aluminum

출처: <http://maybach300c.blogspot.kr/2012/11/wing.html/> 2017.08.08

Fig. 4 Wing leading edge forming Composite

출처: <http://www.supercub.org/forum/showthread.php?40889-Building-a-Javron-Cub/page26/> 2017.08.08

날개 앞전에 적용된 소재 중 복합소재는 일반적으로 금속 소재에 비해 비강도(specific strength) 및 비강성(specific stiffness), 내부식성, 내피로성등 기계적 성질이 좋고, 섬유 방향에 따른 기계적, 물리적 성질이 다른 이방성(anisotropic) 특성을 가지고 있기 때문에 구조 자체에 요구되는 강도나 강성을 조절, 변화시킬 수 있으므로 구조물 각 위치에 주어지는 하중을 고려하여 설계, 제작 적용함으로써 적절한 섬유 적층의 방향과 두께의 최적 경량화된 효율이 높은 구조로 만들어 내고 불필요한 재료의 낭비를 막을 수 있는 특징을 가지고 있다(Yang, 2016). 또한, Fig. 2와 Fig. 3에서 보는 바와 같이 목재나 금속재 앞전의 경우는 상당한 무게 증가에 대한 부담을 가지고 있음으로 복합소재 대체가 경량화에 큰 도움을 줄 수 있을 것으로 판단하였다.

이에 본 연구는 무인기 날개의 제한된 무게의 한도 내에서 적용하는 프리프레그(prepreg)의 적층수 변화와 카본 UD의 섬유 방향성을 이용한 보강 및 리브 추가 방법 등 다양한 복합재 날개 앞전 실험 모델들을 제작하고, 실험과 유한요소해석을 통하여 비교 검토함으로써 가장 효율적인 날개 앞전스킨 모델을 제시하고자 한다. 날개 앞전스킨만의 관련 자료 조사가 미비하여, 항공기 날개 모핑(morphing), 조류충돌(bird-strike), 방빙(de-icing)등의 자료들도 함께 참조하였다.

2. 본 론

본 장에서는 공력데이터를 바탕으로 비틀림에 의한 날개 앞전스킨(wing leading edge skin)의 형상변화 변위 산출과 샘플 제작, 유한요소해석과 비틀림 구조 실험을 통한 산출된 데이터를 바탕으로 각 샘플 모델들을 비교·검토하였다.

2.1 개요

일반적으로 복합재 날개 앞전스킨들은 셸이나 평판의 형태를 갖는데 이러한 구조 요소는 재료 자체의 정적 강도에 비해 상대적으로 낮은 좌굴 응력을 갖는 특징이 있다(Kim, 2005). 따라서, 이들 구조물에서는 재료 자체의 강도를 초과하는 과부하에 의한 파손보다는 좌굴과 그로 인한 파손이 대부분이다(Lee, 1994). 또한, 좌굴 응력은 표피의 두께나 크기 또는 경계 조건 등에 따라 큰 영향을 받는데 좌굴 응력을 높이기 위해 두께를 크게 하면 항공기의 구조 설계시 가장 중요한 요소 중의 하나인 경량화에 역행하게 된다. 따라서, 거의 모든 항공기에서 이를 보완하기 위하여 보강재로 표피를 보강하여 좌굴응력을 높임으로써 항공기의 무게에 대한 효율을 증가시킨다(Lee, 1994). 이점에서 보더라도 최적 날개 앞전스킨 모델 연구의

의의 확인이 되었다.

또한, 본 연구의 태양광 무인기 시험 비행 중 날개 연결부위의 비틀림 현상과 날개 앞전스킨 좌굴의 발생 원인을 유추하면서 이를 보강하기 위한 최적 방법을 찾던 중 세 가지 방법을 가정하였다. 첫 번째는 연결되는 날개의 조인트 바를 보강하는 방법, 두 번째는 설계된 리브를 추가 보강하는 방법, 세 번째는 날개 앞전스킨을 최적 디자인하는 방법으로 유추하였다. 첫 번째 조인트 바 보강하는 방법은 무게의 증가와 비행 중 발생하는 공탄성 현상에 의하여 불가할 것으로 판단하였고, 두 번째 추가적인 리브 보강과 세 번째 최적 디자인 방법을 통한 날개 앞전의 무게, torsion값, 유한요소해석 분석, 실험값 등을 비교하여 최적의 방법을 찾고자 하였다.

2.1 전산유체해석

전산유체역학 CFD(computational fluid dynamics)를

Fig. 5 (A) Mesh of flow field configuration (B) Span wise pressure contour (C) Rib load condition (D) Wing span wise

Fig. 6 Lift coefficient diagram(leading edge skin dent)

이용하여 비틀림 하중으로 인한 날개 앞전스킨의 형상 변화에 의한 양력 감소량을 도출하고자 하였다.(전체 날개길이 5.7m, 항공기 순항속도는 10m/s로 산정하였다.) 여기서, 평균공력 시위 25% 지점에서의 피칭 모멘트 $0.64897\text{N} \cdot \text{m}$ 를 산출해 낼 수 있었으며 날개 한 개의 리브(rib) 개수가 10개인 것을 감안하여 비틀림 하중은 $6.4897\text{N} \cdot \text{m}$ 로 가정하였다(Fig. 6).

순항상태의 무인기의 유동조건은 10m/s, 받음각 5° , 기체 중량 7.5kg(양력면의 면적: 1.8m^2)로 가정하고, 순항상태 양력 계수(C_L)는 기체중량 $\times 1.1 = 0.765$ 로 하였다.

Fig. 6에서 보듯이 양력계수가 0.765이하의 경우 순항으로 서의 비행이 어려운 것을 알게 되었다. 이러한 결과를 바탕으로 $6.4897\text{N} \cdot \text{m}$ 의 비틀림 하중 시 날개 앞전스킨에서 4mm의 찌그러짐(dent) 한계 값을 산출하였다(Table 4).

2.2 샘플제작

샘플제작에 적용된 복합재료는 한국카본의 프리프레그 카본 패브릭(carbon fabric) CF-1114와 카본UD(carbon unidirection) CU-0753을 사용하였으며, 재료 물성치는 Table 2에 나타나 있다. 경화 장비는 오븐을 이용하였고, 안정적인 샘플의 경화를 위하여 경화싸이클은 two-step 방식을 적용하였다.

날개 앞전스킨 실험에 제작되는 샘플은 본교에서 연구 제작한 전 기체 복합재 태양광 무인기 날개 한 개(1,145mm)의 55.5%(635mm) 축소 모델로서 리브와 스파는 일체 성형 공법으로 성형하였고 날개 앞전스킨과는 상온경화용 액상타입의 에폭시 접착제를 이용하여 최종 접착 조립하는 이차접착(secondary bonding)공법을 적용하였다. 접착시 조립 지그는 날개 앞전스킨 성형 제작물드를 사용하였다.

날개 앞전스킨을 제작하기 위한 몰드는 Female 형태의 상하 결합형으로 제작 원가 절감을 위하여 1block 가공을 지양하고 4piece로 분할 설계, 제작하였다(Fig. 10). 또, 날개 앞전스킨의 리브와 스파의 용이한 접착을 위하여 프리프레그 적층시 필플라이(peelply)를 적용하여 성형시 어느 정도 레진 흡수와 접착면의 접착을 위한 sanding 공정을 최소화하였다. 샘플 형태는 재단된 카본 패브릭 CF-1114 직사각형 형태의 프리프레그 위에 다양한 경우의 패턴들을 적용한 다음 날개 앞전스킨 몰드를 이용하여 날개 리브의 앞전 형상 "C"형태로 성형해 내는 것인데, 적용된 적층 플라이수, 적층각등은 Table 1과 같다.

몰드에 적층된 프리프레그 위에 이형필름(release film)과 브리더(breather)를 덮고 진공용 필름(bagging film)과 실런트 테이프(sealant tape)을 이용하여 밀봉한다. 성형 준비가

Table 1 Sample layer patten

Sample	skin layer plies	layer patten	remark
Case 1	2	± 45	-
Case 2	3	$+45/-45/+45$	add 1ply skin
Case 3	2	± 45	add UD strip
Case 4	2	± 45	add rib 5ea
Case 5	2	± 45	add rib 10ea

Fig. 7 Sample Case 3

Fig. 8 Sample Case 4

Fig. 9 Sample Case 5

Fig. 10 Leading edge skin mold & parts

Fig. 11 Leading edge skin and rib bonding

완료된 샘플은 오븐을 이용하여 진공 성형을 한다. 일체성형을 이용한 성형된 샘플모델들을 실기 제작과 같은 방법으로 날개

앞전과 날개 앞전스킨을 에폭시를 이용하여 고정·접착한다. 이때, 진공 성형 시 적용되었던 날개 앞전스킨 몰드를 다시 접착 고정지그로 재사용한다(Fig. 10,11).

2.3 유한요소해석

공력데이터를 바탕으로 실험 장치의 실험 적용 값과 상용 코드를 이용한 날개 앞전스킨의 유한요소해석에 적용해 봄으로써 실험 결과와 해석 결과를 비교 연구하고자 하였다. 유한요소 모델링은 전 처리 프로그램인 PATRAN을 이용하여 수행하였으며, 구조 해석은 NASTRAN을 이용하였다.

Fig. 12 Analysis results of wing torsion

Fig. 13 Analysis results of wing leading edge skin torsion

Fig. 14 Results of buckling analysis of wing leading edge skin torsion

전체 날개와 날개 앞전스킨 부분의 유한요소해석 변위 및 좌굴하중 결과를 비교해 보았다(Fig. 12~14). 그 비교 결과 샘플들의 날개 앞전스킨 축소형 모델링으로도 충분히 비교가 가능할 것으로 확인하였다. 날개 앞전스킨의 전체 모델링 구조는 스킨(skin), 스파(spar), 리브(rib)의 웹(web)과 플랜지(flange)등으로 구성하였으며 4절점 쉘(shell) 요소를 사용하여 유한요소모델을 생성하였다.

유한요소모델은 날개 앞전스킨을 지지하는 알루미늄 고정 지그 프레임에 고정지지 조건으로 설정하였으며, 하중 조건은 반대쪽 고정 지그 프레임의 Z축 방향 토크를 적용하였다. 에어 포일(airfoil) 단면의 코드(chord)방향을 X축, 캠버(camber) 방향을 Y축, 스패(span)방향을 Z축으로 정의하였다. 단위는 모두 mm를 사용하였다. 스패의 길이는 635mm로 실제 날개 한 개의 55.5% 축소형이며, 비틀림이 주어지는 부분은 샘플의 root부분이 된다. 또한, 각 리브간의 거리는 115mm이며, 스파에서 앞전(leading edge) 까지의 거리는 77mm이다. 유한요소해석에 사용되어진 재료의 물성치는 Table 2와 같다.

변위 해석 결과로 날개 앞전스킨의 형상변형, 토션에 의한 토크-변위 곡선을 통하여 실험과의 토크-변위 기울기를 통하여 강성(단위 변위당 필요 토크)을 산출하였으며, 이를 Table 3과 같이 실험 결과 값과 비교하여 실험의 정확도를 확보하였다. 그러나, 토션이 작은 범위에서는 선형 해석 결과와 일치하지만 비틀림 하중 값이 커지면서 국부적인 변형의 심화가 일어나는 경우엔 선형 해석과 많은 차이가 발생하므로 선형 해석 결과만을 제시하였다(Cho, 1997). 또한, 본 논문에서는 좌굴 해석을

통해 날개 앞전스킨(Case 1)의 좌굴 하중 및 모드를 예측하였다. 예측된 좌굴 하중은 5,130N-mm이며, 좌굴 모드는 Fig. 14와 같다. 실험에서 도출된 좌굴 하중은 4,460N-mm 이며, 실험에 의한 좌굴 모드는 Fig. 17과 같다. 따라서 좌굴 해석 결과와 비교하여 실험의 정확도를 확보하였다.

2.4 실험순서

수평계를 이용하여 바닥을 수평으로 맞춘 후 비틀림이 가해지는 토션바의 수평도 함께 체크한다. 오메가(Ω)형태의 필로우형 볼베어링인 고정 지그는 비틀림 하중을 취함에 있어서 토션바의 하향 하중을 최소화하기 위한 장치이다(Fig. 15). 날개 앞전스킨의 일정하게 표시한 3개 지점의 초기 변위 값을

Fig. 15 Digital torque meter measuring

Fig. 16 Measuring position

Table 2 Material Property

Property	CF-1114	CU-0753
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
σ_{1t} (MPa)	653.59	1887.57
σ_{2t} (MPa)	644.14	31.60
1 Ply thickness(mm)	0.15	0.12

※ 1: Axial, 2: Transverse, t: Tension

Table 3 Comparison of Structural test values and FEM values

Sample	Displacement δ (mm)/ position ③						K ⁽²⁾ average	
	Structural test			FEM			Structural test (Table 6)	FEM
	Torque(N-mm)			Torque(N-mm)				
	1,010	3,000	5,000	1,010	3,000	5,000		
Case1	0.22	0.64	1.09	0.150	0.447	0.744	4603.17	6734.01
Case2	0.13	0.38	0.65	0.106	0.316	0.527	7703.70	9483.17
Case3	0.25	0.62	1.01	0.124	0.390	0.650	5266.81	7598.50
Case4	0.28	0.62	0.97	0.158	0.400	0.680	5798.32	7708.79
Case5	0.19	0.51	0.83	0.116	0.349	0.582	6250.00	8592.91

레이저 변위계(laser displacer)를 통하여 측정한다(Fig. 16). 이후 초기 토크 하중과 최대 토크 값에 의한 변위 값을 측정한다. 또한, 날개 앞전스킨의 좌굴 또는 임계좌굴하중의 국부적인 변형이 심화될 때까지 최대 토크 하중도 함께 측정하였다.

2.5 비틀림 구조 실험

운항중인 항공기의 날개 구조는 외부로부터 압력과 전단응력 형태의 공기력을 받으며, 이러한 하중은 구조물에 굽힘과 비틀림의 형태로 전달되어 진다(Cho, 1997). 특히, 날개와 날개의 연결부위에서 발생하는 비틀림은 시험비행 결과 연결 날개에서의 비틀림 현상을 확인하게 되었고, 이로 인한 날개 앞전스킨의 영향성을 발견하게 되었다. 일반 알루미늄 항공기의 날개 앞전스킨의 보강은 스트링거(stringers)등을 사용하여 보강하는 방법을 취할 수 있으나, 이것은 추가적인 항공기 하중 증가로 이어진다. 그러나, 복합재 무인기의 경우는 추가적인 보강 없이 이방성 재료의 특징을 이용하여 섬유 방향 특성이 가장 높은 하중 방향에서 최적의 강도를 만들 수 있을 것으로 판단하여 보다 효율적인 날개 앞전스킨의 모델을 찾아내고자 하였다.

날개 앞전스킨 비틀림 강도 실험은 무인기 한 개 날개의 56.7%(635mm)길이를 적용하여 스킨의 샘플 무게, 비틀림에 의한 스킨 변위, 변형 및 비틀림 강도를 비교 측정하였다.

실험은 유한요소모델의 설정을 모사하여 날개의 tip쪽은 고정하였고, 다른 root쪽은 스파를 중심으로 선형구간으로 추정된 비틀림 하중 1.3, 5N·m과 공력데이터에서 추정된 비틀림 하중 6.5N·m 값을 적용하여 하중을 가하여 토크를 주었다. 변위 값의 측정은 레이저 변위계를 이용하여 Fig. 16과 같이 스킨의 tip, center, root 세부분을 측정하였다. tip(①)의 변위는 공력데이터의 찌그러짐 한계 값을 확인하였고, root(③)의 변위는 실험과 유한요소해석 결과의 검증, 강성 및 비강성 등의 적용 값으로 사용하였다.

2.6 구조 실험과 유한요소해석 검증

유한요소해석 결과(강성:단위 변위당 필요 토크)를 Fig. 15와 같이 실험 결과와 비교하였다(Table 3). 강성(K)은 공력 성능 및 구조성능에 대한 지표이며 항공기 날개의 공력성능을 유지하기 위해서 최소한의 설계 요구치를 가져야 한다. 유한요소해석 결과는 실험 결과와 비교하여 약 20~30%정도 차이를 보였다. 따라서, 구조 실험을 통한 날개 앞전스킨의 구조 성능을 도출하는데 무리가 없을 것으로 판단하였다.

3. 날개 앞전스킨의 구조 성능 분석

날개 앞전스킨은 일정 토크에 대하여 국부 좌굴 방지 및 공력 성능 저하를 막기 위한 강성이 요구된다. 국부 좌굴 현상이나 비선형 변형은 유한요소해석으로 정확하게 구현하는 것이 쉽지 않다. 따라서 본 연구에서는 샘플 Case 5가지에 대하여 구조 실험을 수행하고, 각 샘플에 대한 구조 성능(강도, 강성)을 분석하였다. 구조 실험 결과는 Table 3, 4와 같다.

Table 4에서 보듯이 공력데이터에서 산출되었던 6.4897 N·m의 비틀림 하중시 4mm의 찌그러짐(dent) 한계 값을 샘플 모두 기준치를 통과하는 것으로 확인이 되었고, 여기에서 임계 비틀림(critical torque)은 하중이 가해지기 시작하면서 한계하중(limit load) 또는 최대하중에 도달할 때까지 한가지의 형상으로 변형을 일으키다가 순식간에 평형상태가 바뀌게 되는 국부 좌굴 현상을 말하는 것으로 본 실험에도 측정 비교해 보았다(Fig. 17). 또한, 본 연구에서는 각 샘플의 무게 대비 구조 성능을 분석하기 위해 다음 식을 이용하여 비강성을 계산하였다. 여기서, m 은 날개 앞전 샘플의 무게이다.

$$k_{sp} = \frac{K}{m} \quad (1)$$

$$K = \frac{T_2 - T_1}{\delta_2 - \delta_1} \quad (2)$$

각 샘플에 대한 무게 및 비강성 결과는 평균값을 적용하여 Table 5, 6과 같고, Table 6과 같이 샘플 Case 2는 무게 대비 강성이 제일 높은 것을 확인할 수 있다. 모든 샘플 Case가 무게

Fig. 17 Buckling mode of a wing leading edge skin

Table 4 Test result of Displacement

Sample	Add item	Displacement (tip-dent)mm ① position*	Critical buckling load (N·m)
Case 1	-	4.10	6700
Case 2	add 1ply skin	2.34	10150
Case 3	add UD strip	4.00	9960
Case 4	add rib 5ea	1.03	10170
Case 5	add rib 10ea	0.77	10280

Table 5 Comparison of Weight(g)

Sample	Add item	Sample weight	Total wing weight(6ea)
Case 1	-	84.60	1015.20
Case 2	add 1ply skin	99.57	1194.84
Case 3	add UD strip	93.00	1116.00
Case 4	add rib 5ea	100.20	1202.40
Case 5	add rib 10ea	106.30	1275.60

※ Rib Structure(spar+rib 6ea): 42.4g

Skin(2ply,CF-1114): 34.1g

Table 6 Comparison of Stiffness & Specific stiffness

Sample	Stiffness (N-mm/mm)	Specific stiffness (N-mm/(mm/g))
Case 1	4603.17	54.41
Case 2	7703.70	77.37
Case 3	5266.81	56.63
Case 4	5798.32	57.87
Case 5	6250.00	58.80

및 강성 조건을 만족할 때 무인기 날개 설계에서는 강성 및 비강성이 제일 높은 Case 2를 적용하는 것이 가장 효율적이다.

4. 결 론

본 연구에서의 날개 앞전스킨은 스파 비틀림에 대한 거동을 실험적으로 연구하였다. 또한, 실험 결과와 유한요소해석을 이용한 선형 유한요소해석 결과와 비교하였다.

결과를 정리하면 비틀림 하중에 대한 구조적 거동을 실험으로 관찰하기 위하여 하중조건, 경계조건, 기하학적 비대칭으로 인한 구조물의 비틀림을 고려하여 실험 장치를 적용하였고(Cho, 1997) 실험에서는 토션에 의한 토크-변위 곡선을 통하여 스킨과 스파의 좌굴경향을 관찰하고 유한요소해석 결과와 비교하였다.

날개 앞전스킨의 비틀림 하중 작용 시 구조물의 좌굴 거동은 날개 앞전스킨의 각 위치 모드에 따라 좌굴 거동 또한 다름을 알 수 있었으며, 실험에서 스파의 비틀림 하중, 날개 앞전스킨의 각 좌굴 모드등 부분적으로 유한요소해석과 차이가 있었으나 전체적으로 구조물의 거동은 비교적 잘 일치하였다.

유한요소해석 결과 실험결과와 비교하여 약 20~30% 차이가 났다. 따라서, 효율적인 복합재 날개 앞전스킨 설계를 위해서는 이러한 차이를 감안하여 실험 등을 병행한 해석적 연구가 필요하다.

또한, 무인기 날개의 제한적인 하중 등을 고려해 볼 때, 각 샘플들의 비틀림에 의한 변위와 무게 및 복합재의 비강도를 비교해 본 결과 기존의 일반적인 날개 앞전스킨의 보강을 위한

추가적인 리브의 보강보다는 이방성을 고려한 복합재 1ply를 스킨에 보강하는 방법이 비강성 뿐만 아니라 제작의 용이성과 제조 단계 등을 고려하여 최적의 모델인 것으로 보이며, 이것은 복합재의 이방성 특징으로 인한 구조 자체에 요구되는 강도나 강성을 조절, 변화시킴으로 적절한 섬유 적층 방향과 두께를 최적의 경량화된 효율이 높은 구조로 만들어 낼 수 있음을 증명하였다. 또한, 카본 UD의 보강과 다양한 복합재 기하학적인 적용 방법 등도 추후 보다 다양하게 연구할 부분이라 할 수 있다.

본 연구의 결과를 토대로 날개 앞전의 경량화 모델 및 제조 방법을 제시하게 되었으며, 이러한 방법은 복합재 날개 앞전스킨의 보강 및 날개앞전슬롯(leading edge slot) 뿐만 아니라 나아가서는 대형기의 앞전 플랩에도 적용 가능할 것으로 판단이 된다. 또한, 조류 충돌 방지를 위한 장치를 삽입하여 방지하는 방법과 안티아이싱(anti-icing)시트를 함께 삽입 성형하여 안티 아이싱을 해결하는 방법 등에도 제시된 다양한 제작 모델의 비교 방법 등을 통하여 최적의 좋은 대안을 찾을 수 있을 것이다.

References

- Cho, J.H. (1997) Experimental and Analytical Study on Downscaled Composite Wing Box, *Master thesis, Korea Advanced Institute of Science and Technology*.
- Hassan, P., Mohammad, H.A. (2016) Mass and Performance Optimization of an Airplane Wing Leading Edge Structure Against Bird Strike using Taguchi-based Grey Relational Analysis, *Chinese J. Aeronaut.*, 29(4), pp.934~944.
- Hwang, S.J., Kim, S.G., Lee, Y.G. (2016) Developing High Altitude Long Endurance(HALE) Solar-powered Unmanned Aerial Vehicle(UAV), *J. Aerosp. Syst. Eng.*, 10(1), pp.59~65.
- Kim, K.S. (2005) Debonding Failure Characteristics of Composite Bonded Structures, *PhD thesis, Korea Advanced Institute of Science and Technology*, pp.138~142.
- Kim, S.H., Chang, S.M., Jang, S.Y., Cho, M.H. (2016) 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*(April).
- Lee, I.C. (1994) Buckling and Postbuckling Behavior of Stiffened Laminated Composite Panels, *Trans. Korean Soc. Mech. Eng.*, 1, pp.263~266.
- Yang, Y.M., Kwon, J.S., Kim, J.S., Lee, S.Y.

(2016) A Study on Manufacturing Methods of
Co-curing Composite Wings of Solar-Powered UAV,

J. Aerosp. Syst. Eng., 10(1), pp.43~50.

요 지

본 연구에서의 날개 앞전은 날개의 공기역학적인 기능뿐만 아니라 조류 등의 외부의 손상을 줄 수 있는 것으로부터 날개 내부 구성요소를 보호하고 안전한 항공기 운항을 위한 반드시 필요한 구조 요소이다. 복합재 무인기의 날개 경량화를 위한 최적의 제작 모델을 비교·검토하였다. MSC. Patran/Nastran을 이용한 유한요소해석을 통하여 비틀림 하중의 변위 형상을 비교·확인하였으며, 각 모델들의 비틀림 강도 실험을 통하여 적층 유형, 두께 변화 및 형상 적용에 따른 경량화 성능 개선을 확인함으로써 소형 복합재 무인기 최적의 경량화 날개 앞전스킨의 형태를 제시하였다.

핵심용어 : 태양광 무인기, 복합소재 날개, 날개 앞전, 비틀림 실험