

태양광 무인기 복합재 윙 리브 최적 제작 연구

양용만^{1,2†} · 김명준² · 김진성² · 이수용²¹한국항공우주연구원²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Optimal Manufacturing of Composite Wing Ribs in Solar-Powered UAVs: A Study

Yongman Yang^{1,2†}, Myungjun Kim², Jinsung Kim² and Sooyong Lee²¹Korea Aerospace Research Institute²School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

In our preceding study, we reported that the use of light, composite-material wings in long-endurance Solar-Powered UAVs is a critical factor. Ribs are critical components of wings, which prevent buckling and torsion of the wing skin. This study was undertaken to design and manufacture optimal composite ribs. The ribs were manufactured by applying laminated-layer patterns and shapes, considering the anisotropic properties of the composite material. Through the finite element analysis using the MSC Patran/Nastran, the maximum load and the displacement shape were identified. Based on the study results measured by structural tests, we present an optimal design of ribs.

초 록

선행 연구 개발을 통하여 장기 체공 태양광 무인기 복합재 날개의 경량화는 매우 중요한 요소임을 확인하였다. 날개 외피의 좌굴 방지와 비틀림 방지 역할을 하는 구조물인 리브는 날개의 구성 요소 중에 필수적이다. 본 연구는 최적의 복합재 리브를 설계, 제작하기 위하여 복합소재의 이방성 특성을 고려한 다양한 적층 패턴 적용 및 형상에 대하여 리브를 제작하였고, MSC. Patran/Nastran을 이용한 유한요소 해석을 통하여 최대 하중 및 변위 형상을 확인하였으며, 구조 시험을 통하여 측정된 시험 결과를 바탕으로 최적의 리브를 제시하였다.

Key Words : Solar Powerd UAV(태양광무인기), Composite Wing(복합재 날개), Co-curing(일체성형)

1. 서 론

태양광 무인기는 공력, 구조, 추진, 태양광 발전시스템, 제어시스템 등 다양한 설계 제작의 요소들이 최적 설계에 반영된다. 그 중 무인기 기체 구성 중에서 가장 큰 비중을 차지하는 주 날개는 날개 상부에 태양 전지

판의 배열이 최대화 할 수 있는 날개 면적으로 설계가 제한되기 때문에 날개의 경량화는 무엇보다도 중요한 요인이 된다.[1, 2].

복합재를 주요 소재로 제작하는 무인기의 경우에는 소재의 특징 중 하나인 직조 방향에 따른 적층으로 기계적, 물리적 성질이 달라진다.

탄소섬유 강화 복합재료의 경우 섬유방향과 그 직각 방향과는 강성도가 약 20배 정도 달라질 만큼 이방성(anisotropic) 특성을 가지고 있기 때문에 구조 자체에 요구되는 강도나 강성을 변화시킬 수 있으므로 적절한

섬유 방향을 선택하면 최적의 경량화된 효율이 높은 구조로 만들어 낼 수 있다[3].

본 연구에 앞서 시험비행을 수행했던 태양광 무인기 시제 1, 2호기는 기존의 발사(balsa)형태로 제작되었던 RC무인기와 차별하여 전 기체를 복합소재 일체성형(co-curing)방식으로 자체 제작하였고, 기존의 동급 무인기보다는 36.1%이상 경량화를 이루었다[1, 4].

또한, 일반적인 무인기의 경우 날개의 구조 강도는 스파(spar)가 주요 강도를 담당하고 있기 때문에 리브의 중요도가 무시될 수 있다고 볼 수 있으나, 외피의 좌굴 방지와 비틀림의 방지 역할을 하는 구조물인 리브를 날개 전체 단면에서 발생하는 압력 분포를 각각의 리브 위치에 구조 하중으로 구분하여 적용해보면 날개에 적용된 최고 하중에 준한 강도의 리브를 똑같이 적용한 기존의 날개보다 날개 각 리브 위치에 각각의 다른 하중이 적용되는 것을 고려하여 효율적으로 적용된 복합재 리브를 적용한 경량 날개를 제작하고자 하였다.

이를 위해 본 연구는 똑같이 적용된 정형화된 리브(rib)를 형상 및 적층 패턴(layer-up orientation)의 변화 등 다양한 복합재 리브를 제작하여 유한요소해석 및 구조 시험을 수행하고 결과를 비교하였다.

2. 본 론

2.1 개요

일반적으로 날개에 적용된 에어포일(airfoil) 형상의 리브를 각 날개의 공력 값과 안전계수를 고려하여 각 리브가 위치한 지점의 공력 값을 산출할 수 있게 된다.

같은 형상과 하중을 기준으로 제작된 리브의 강도는 날개에 적용된 최고 공력 하중 위치의 리브 강도가 전체 똑같이 제작 적용 된다.

여기에 각각의 리브 위치에 각기 다른 공력 값이 적용됨을 착안하여 날개의 리브 각 위치마다 최적의 하중 값을 건디는 리브를 적용하면 다양한 형태의 리브가 구조적으로 위치할 수 있다.

이는 앞서 언급하였듯이 일괄적인 최대 하중 강도의 각각의 리브 자체 하중을 보완하여 좀 더 경량화 할 수 있는 계기가 될 수 있고 경량 날개 제작을 위한 하나의 대안으로 제시할 수 있다.

또한, 항공기에서는 리브의 형태나 무게의 영향보다

주요 구조 부재인 스파에 집중적으로 강도를 고려하면 되었으나, 소형 무인기의 경우는 경량화가 가장 우선시 되어야 할 부분이기 때문에 불필요한 강도의 리브를 모두 같은 형태로 적용하는 것보다 각 날개에 적용된 공력 하중에 맞는 강도를 가진 다양한 형태의 리브를 적용함으로써 주어진 각 리브의 하중 값에 최적의 리브를 적용하는 것이 본 연구의 의의라 할 수 있다.

2.2 날개 리브 샘플제작

본 연구에서는 추가적인 날개 연결이 용이하도록 직사각형 형태의 날개로 제작함으로 인하여 리브는 동일한 형상을 가지고 있다[5, 6].

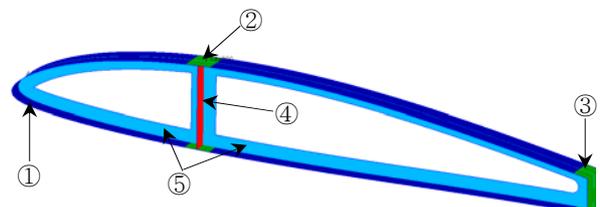
특히, 복합재 성형 제작 특징인 일체성형 방법을 고안 적용함으로써 플랜지(flange), 웹(web)의 두께와 넓이를 자유자재로 제작하였고, 복합재의 이방성 특성까지 이용한 다양한 형태의 리브(Rib) 제작이 가능하였다.

적용한 재료는 (주)한국카본의 CF-1114 카본페브릭(Carbon Fabric)과 CU-0753 카본테이프 (Carbon Unidirectional Tape)을 사용하였다.

제작되어진 샘플은 웹 길이와 플랜지 넓이를 고려한 리브, 플랜지, 웹의 두께를 고려한 리브, 웹 길이 변화와 여러 형상을 고려한 리브를 대표적으로 제작하였고, 유한요소해석 max load값의 경향성을 바탕으로 추가적인 샘플 제작을 통하여 데이터의 신뢰도를 높였다.

각 리브 형상에 따른 샘플은 Fig. 2에서 보는 바와 같이 4가지 형상으로 구성이 되었고, 여기에 프리프레그(prepreg)의 다양한 Layer patten과 방향성(Orientation)의 변화를 적용하여 제작하였다.

2.2.1 리브 제작 레이어 패턴 표기



- ① Rib flange part ② Flange/Spar cross part
- ③ Rear spar part ④ Main spar part
- ⑤ Rib web part

Fig. 1 Layer pattern of rib

Figure 1은 앞전, 웹, 플랜지, 앞전 스파, 뒷전 스파의 레이어 패턴의 위치를 표시하였다. 복합재의 이방성 특성을 이용한 다양한 형태의 리브 제작방법을 표현할 수 있다.

2.2.2 웹 길이와 플랜지 너비를 고려한 날개 리브 제작

리브의 웹과 플랜지의 크기 변화에 따른 강도 변화를 유지하기 위하여 웹 길이를 5 mm, 7.5 mm, 10 mm의 길이변화에 따른 샘플과 플랜지 폭 10 mm, 15 mm의 넓이 변화에 따른 샘플을 Table 1과 같은 적층패턴으로 제작하였다.

Table 1 Layer-patten of Type 1 shape of rib

①	②	③	④	⑤
UD0° CF0° CF0°	UD90° UD0° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0°	CF/CF/ CF/UD [90°]s	CF [0° ₄] Web 5/7.5/ 10mm

2.2.3 두께를 고려한 날개 리브 제작

일반적으로 날개에 하중 작용시 웹은 좌굴이 발생하지 않도록 설계하지만 이럴 경우 웹의 두께가 커지고 중량이 증가하고 각 웹의 좌굴허용응력은 웹의 두께에 따라 달라진다[7]. 웹 두께와 플랜지 두께 보강에 따른 적층패턴은 Table 2, 3과 같다.

Table 2 Layer-patten of rib with increased web thickness

no	①	②	③	④	⑤
Web 2ply add	UD0° CF0° CF0°	UD90° UD0° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0°	CF/CF/ CF/UD [90°]s	CF [0° ₈]
Web 3ply add	UD0° CF0° CF0°	UD90° UD0° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0°	CF/CF/ CF/UD [90°]s	CF [0° ₁₀]
Web 4ply add	UD0° CF0° CF0°	UD90° UD0° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0°	CF/CF/ CF/UD [90°]s	CF [0° ₁₂]

Table 3 Layer-patten of rib with increased flange thickness

no	①	②	③	④	⑤
Flan ge 2ply	UD0° CF0° CF0° CF0°	UD90° UD0° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0° CF0°	CF/CF/ CF/U D [90°]s	CF [0° ₄]
Flan ge 3ply	UD0° CF0° CF0° CF0°	UD90° UD0° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0° CF0°	CF/CF/ CF/U D [90°]s	CF [0° ₄]
Flan ge 5ply	UD0° CF0° CF0° CF0° CF0° CF0°	UD90° UD0° CF0° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0° CF0°	CF/CF/ CF/U D [90°]s	CF [0° ₄]

2.2.4 여러 형상을 고려한 날개 리브 제작

Table 4, 5와 같이 리브의 형태는 기본적인 형상과 리브의 보강 위치에 CU-0753 카본테이프 2ply를 보강 형태로 제작한 것과 날개 보강을 위한 압축 리브의 형태를 고려한 카본테이프 UD 0°/ UD 90°와 카본패브릭 CF 45°/ CF 0°의 솔리드 타입 형태로 Table 6과 같은 적층 패턴으로 제작하였다.

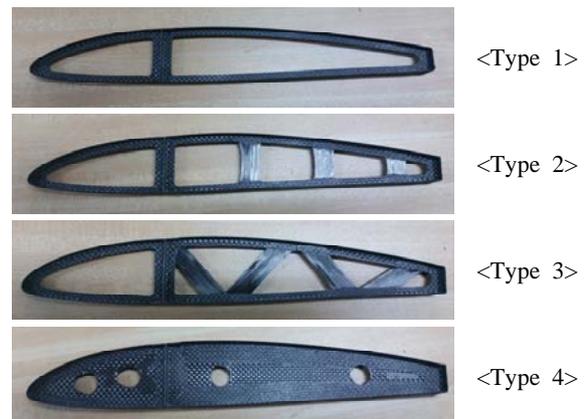


Fig. 2 Four types of rib shapes

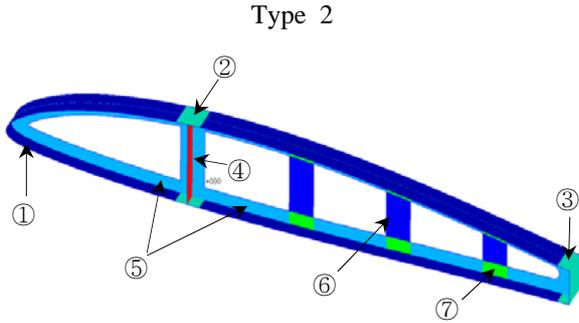


Table 4 Layer-patten of Type 2 shape of rib

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦
UD0° CF0° CF0°	UD0° UD90° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0°	CF/ CF/ CF/ UD [90°] s	CF [0° ₄]	UD 0° UD 0°	[CF0°/ CF0°/ UD0°] s

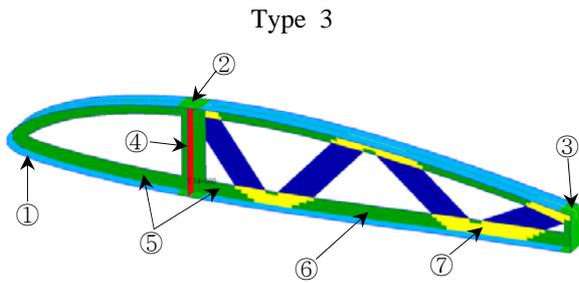


Table 5 Layer-patten of Type 3 shape of rib

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦
UD0° CF0° CF0°	UD0° UD90° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0°	CF/ CF/ CF/ UD [90°] s	CF [0° ₄]	UD 0° UD 0°	[CF0°/ CF0°/ UD0°] s

2.3 리브 유한요소해석

무인기 날개 스킨에서 리브로 전달되어지는 다양한 방향의 하중들을 본 연구에서는 리브의 변형을 고려한 하중만을 적용하고 리브에서만 주어지는 하중을 고려하여 유한요소해석을 수행하였다. 유한요소모델링과 해석에는 상용프로그램인 MSC. Patran/Nastran을 이용하였다.

시험에서의 리브의 변형을 예측하고, 실제 시험 측정 값과의 각 경우별 최대 하중의 경향성을 비교를 하였다.

적용된 재료의 물성치는 Table 7과 같다[8].

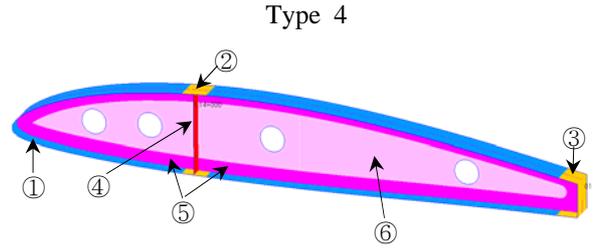


Table 6 Layer-patten of Type 4 shape of rib (UD0°/UD90°/CF45°/CF0°)

①	②	③	④	⑤	⑥
UD0° CF0° CF0°	UD0° UD90° CF0° CF0° CF0°	CF0° UD90° UD0° CF0° CF0°	CF/ CF/ CF/ UD [90°] s	[CF0° CF0° UD0°] _s	UD0° UD0°
				[CF0° CF0° UD90°] _s	UD90° UD90°
				[CF0° CF0° CF45°] _s	CF45° CF45°
				[CF0° CF0° CF0°] _s	CF0° CF0°

Table 7 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

2.3.1 유한요소 모델링

유한요소해석은 전체 리브 샘플에 대하여 모두 수행하였다. 이때 유한요소모델은 Fig. 2와 같이 4가지 형상으로 적용하였으며, 각 형상에 대한 적층패턴을 고려하여 정의된 영역에 따라 적층판을 적용하였다.

유한요소 모델링은 4절점 Shell(CQuad4)을 사용하였으며, 대표적인 4가지 형상에 대한 리브의 유한요소 모델은 Fig. 3과 같다.

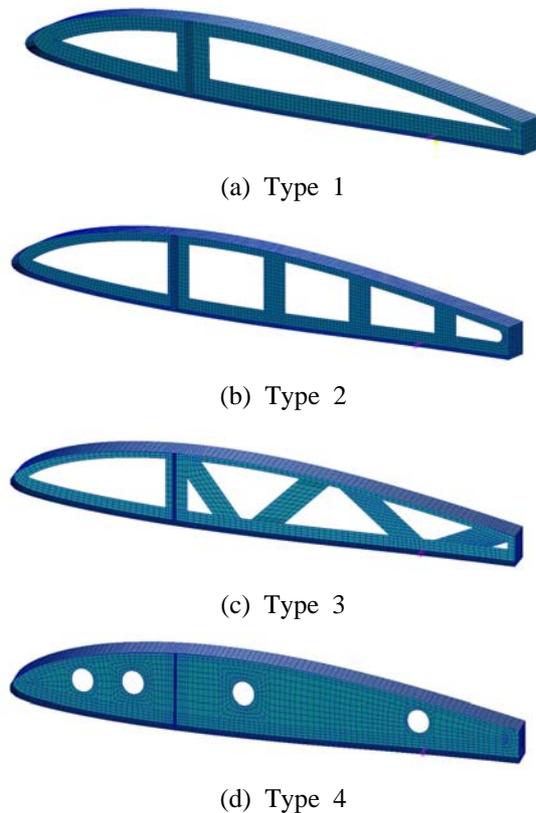


Fig. 3 FEM modeling result for four types of rib shapes

2.3.2 유한요소해석

2.3.2.1 하중 및 경계 조건

하중 및 경계 조건은 리브 샘플에 대한 구조시험 조건과 동일하도록 적용하였다. 실제 시험 지그에 구속되는 리브의 전방 영역을 모두 6자유도 구속하였으며, 실제 시험장비로부터 하중이 전달되는 위치에 강제요소를 이용하여 하중을 작용하였다.

2.3.2.2 유한요소해석 방법

리브의 유한요소해석은 선형정적해석을 통하여 수행하였으며, 단위하중에 대한 변위 및 플라이별 최대응력 결과를 측정된 뒤 리브에 적용된 각 재료의 방향별 강도를 바탕으로 최대응력파손기준(maximum stress failure criterion)을 이용하여 리브가 담당할 수 있는 최대하중을 예측하였다. 이때 첫 번째 플라이가 파손될 때(first-ply failure)를 기준으로 재료파손 여부를 판단하였다.

2.3.2.3 유한요소해석 결과

리브의 형상 및 적층패턴에 따른 유한요소해석 결과는 Fig. 4~9와 같다. 해석을 통하여 시험을 수행하기 이전에 대략적인 최대 파손 하중의 수준, 위치, 리브 형상 변위 형태 및 적층에 따른 max load의 경향성과 변화를 파악하였다.

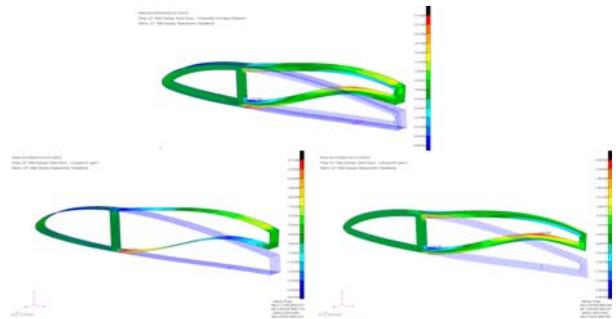


Fig. 4 Analysis results of rib with increased web thickness

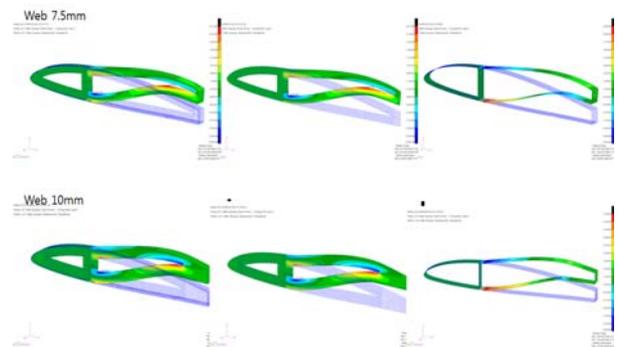


Fig. 5 Analysis results of rib with changes in web length

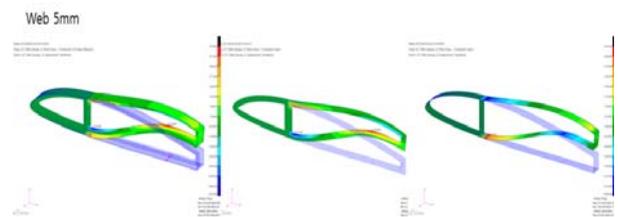


Fig. 6 Analysis results of rib with increased flange width (10 mm => 15 mm)

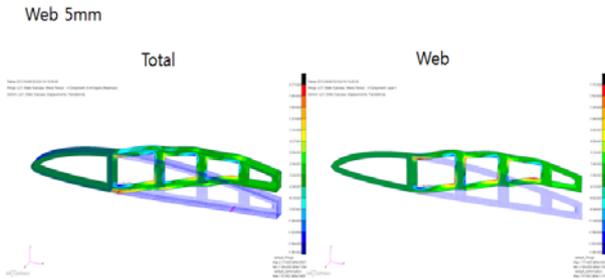


Fig. 7 Analysis results of Type 2 shape of rib

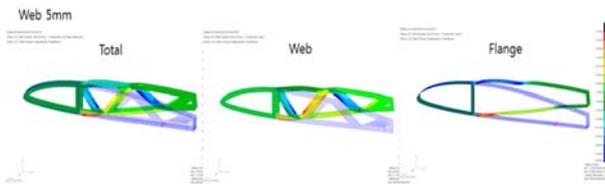


Fig. 8 Analysis results of Type 3 shape of Rib

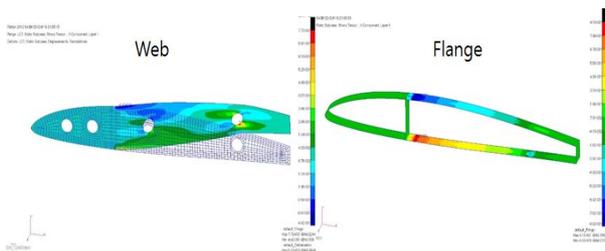


Fig. 9 Analysis results of Type 4 shape of Rib

2.4 리브 구조 시험

리브 구조시험은 리브 내부의 형태 변화 상황 등을 모니터링 하기 위하여 하중 방향을 위 방향으로의 인장 방법과 아랫방향으로 하중을 주는 두 가지 방법을 사용해 보았으나, 측정되는 리브의 휨 정도가 적고, 정확도가 높은 위 방향 인장 방식으로 측정하였다[9, 10].

2.4.1 시험 모습

리브 구조시험은 MTS 810을 기반으로 수행하였다. 리브 구조에 작용하는 하중을 고려하여 50 kgf의 로드 셀을 부가적으로 장착하여 하중을 측정하였다.

시험 속도는 5 mm/min으로 설정하였다. 리브의 전방 영역이 고정이 되도록 별도의 보조 지그를 장착하였으며, 후방 영역에 인장력이 가해지도록 시편을 장착하였다.

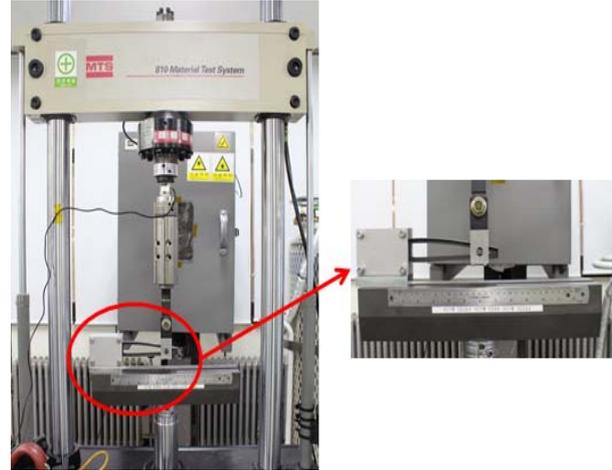


Fig. 10 Structural test of Rib

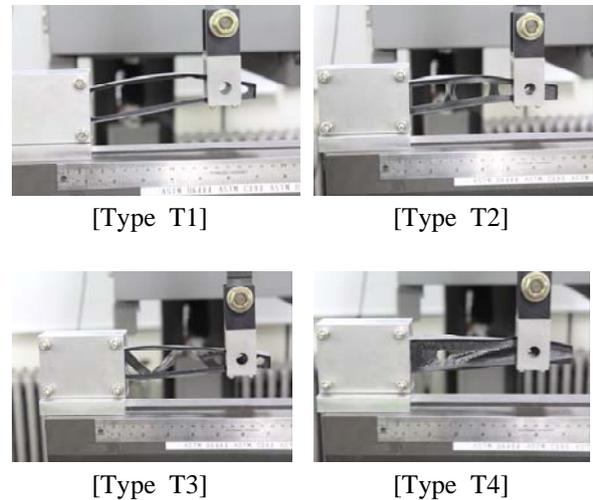


Fig. 11 Test of four kinds of rib shapes

2.4.2 시험 결과

리브의 형상에 대하여 웹 두께 변화에 대한 하중-변위 선도를 Fig. 12~14에 나타내었다. 웹 두께가 증가할수록 하중이 증가하는 경향이 나타남을 확인할 수 있었다.

Figure 12~15는 웹 및 플랜지 보강에 따른 하중-변위 선도를 나타낸 것이다. 웹을 보강한 경우가 플랜지를 보강한 리브에 비해 상대적으로 하중이 높게 나타나는 것을 볼 수 있다.

Figure 15는 45도 패턴을 Type 1의 형상에 보강하여 플랜지 두께 변화에 따른 하중-변위 선도를 나타낸 것이다.

Figure 16~19는 4가지 형상의 리브 시험 결과를 나타내며, 각 리브의 웹 길이 변화(5 mm, 7.5 mm, 10 mm)에 따른 하중-변위 특성을 비교하였다.

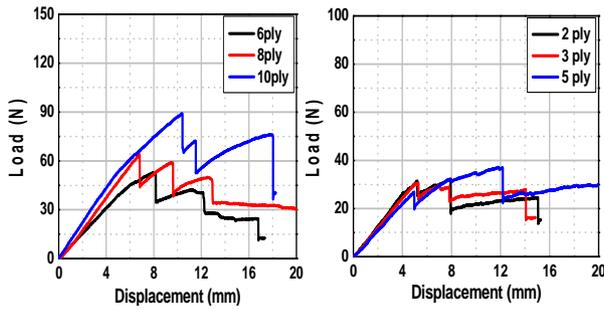


Fig. 12 Strengthened Web Rib*

Fig. 13 Strengthened Flange(1) Rib*

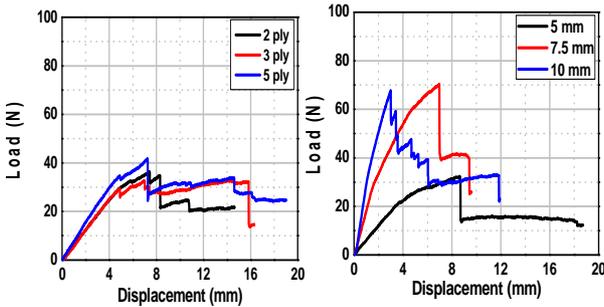


Fig. 14 Strengthened Flange(2) Rib*

Fig. 15 Strengthened Flange(45°) Rib*

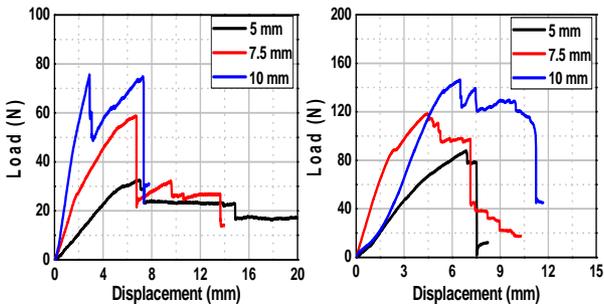


Fig. 16 Type 1 Rib*

Fig. 17 Type 2 Rib*

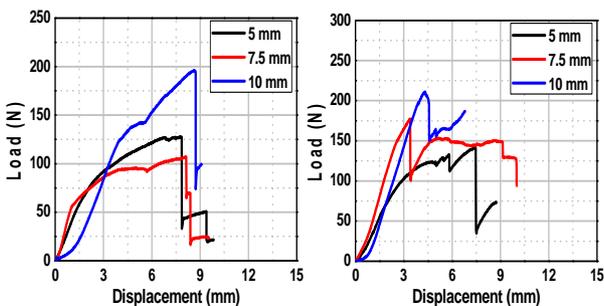


Fig. 18 Type 3 Rib*

Fig. 19 Type 4 Rib*

* load—displacement diagram

3. 결과

기준 리브 샘플 값으로는 무게 4.72 g, 측정 시험 하중 값 31.86 (N)을 기준으로 각 타입들의 샘플들을 비교 검토하였다. 이에 다음과 같은 결과를 정리하였다.

① 리브의 두께 증가에 의한 경우

Table 8에서 보는 바와 같이 시험 하중 값은 기준 리브 대비 약 0.584배, 0.99배, 1.79배 결과를 보인다.

하지만, 소형 무인기 리브 구조체의 특징상 경량화가 우선인 것을 고려하여 최적의 리브 구조를 찾는 것이 중요하였다.

플랜지 두께 증가 제작방법은 앞전과 뒷전을 따로 따로 보강하는 방법[Fig. 13]과 함께 보강하는 방법[Fig. 14]으로 제작을 해 본 결과 큰 차이 값이 없는 것을 시험 결과 나타났으며, 작업 효율성을 고려하여 선택을 하면 될 것이다.

상향으로의 제한적인 시험 하중에 대한 결과이긴 하지만, 구조 경량화를 고려하여 플랜지의 보강 방법보다 웹 보강 방법이 더 효율적임을 시험 결과로 확인하였다.

하지만, 이 경우 역시 최적의 리브 제작 방법은 아닌 것으로 판단하였다.

② 플랜지 넓이 증가에 의한 경우

플랜지의 넓이 증가 제작방법은 시험의 특성상 하중 방향을 수직 방향으로 함으로써 큰 영향성이 없을 것으로 해석상 보였고, 시험 측정값의 결과 넓이 변화에 따른 강도 변화는 큰 영향성이 없음을 확인하였다.

본 경우 역시 무게 대비 최적의 제작방법은 아닌 것으로 판단되었다. 시험 하중 방향에 의한 제한적인 결과일 것으로 판단되었다[Table 9].

③ 웹 길이 변화에 의한 경우

웹 길이 변화에 따른 시험 측정값은 함께 전체적으로 웹의 길이가 증가하면 시험 하중 값 역시 증가하는 것으로 보이나, 무게대비 강도의 기준으로 보았을 때 가장 효율적인 웹의 길이는 5 mm, 7.5 mm, 10 mm 중 무게 대비 증가율(5 mm->7.5 mm일 때 9%, 5 mm-> 10 mm 일 때 23%)과 시험 하중 값의 증가율(5 mm->7.5 mm일 때 78%, 7.5 mm=>10 mm일 때 124%)을 비교해 볼 때 웹 길이를 무한정 늘리기 보다는 무게 대비 강도의 효율성을 볼 경우 웹 길이 7.5 mm가 가장 효율적이었다 [Table 9].

④ 리브 형상 변화에 의한 경우

Type 2와 Type 3이 무게대비(5.5%, 13.7%) 증가분에 시험 하중 값은 1.76배, 4배 증가된 값을 볼 때 Type 2, 3 모두 효율적인 것으로 판단이 되나, 무게 대비 하중 강도를 고려한다면 Type 2 형상이 더 효율적일 것이다.

또한, Type 4와 같은 압축 리브를 적용하는 날개 부분의 경우는 UD 0°, 90°, CF 45°, 0°를 적용해 보았다. CF 0°가 무게 대비 32.2% 증가에 5.28배 강도 증가를 보임으로써 가장 효율적인 Solid web layer patten 임을 보였다[Table 10].

⑤ 리브 보강에 의한 경우

플랜지를 적층 보강하기 보다는 웹 두께를 적층 보강하는 것이 강도 측면에서는 보다 더 향상적인 방법으로 확인되었으며, 플랜지, 웹 전부 CF 45°의 경우와 플랜지 CF 45° 1ply 플랜지 보강 역시 기준 리브의 하중 값에 미치지 못함으로 제외하였다[Table 11].

Table 8 Test result of rib with increased thickness

Sample		Weight(g)	Load(N)
Basic rib (CF[0° ₄])		4.72	31.86
Web	2ply(CF[0° ₈])	5.25	49.15
	3ply(CF[0° ₁₀])	5.88	63.45
	4ply(CF[0° ₁₂])	6.55	89.02
Flange	1ply *	5.50	36.51
	1ply **	5.35	37.88
	2ply *	6.26	35.32
	2ply **	5.90	33.41
	3ply *	7.81	35.32
	3ply **	6.94	37.74

* front, rear rib each lay-up

** front, rear rib join together lay-up

Table 9 Test result of rib with increased flange width

Sample		Weight(g)	Load(N)
Basic rib (Flange wide 10mm)	web 5mm	4.72	31.86
	web 7.5mm	5.15	56.64
	web 10mm	5.81	71.59
Basic rib (Flange wide 15mm)	web 5mm	6.26	32.51
	web 7.5mm	7.04	58.81
	web 10mm	7.73	75.57

Table 10 Test result of various shapes of ribs

Sample		Weight (g)	Load (N)	
Basic Rib (web 5mm) (Flange wide 10mm)		4.72	31.86	
Type 2	web 5mm	4.98	87.82	
	web 7.5mm	5.65	118.41	
	web 10mm	6.29	146.30	
Type 3	web 5mm	5.37	127.50	
	web 7.5mm	6.01	106.97	
	web 10mm	6.64	195.97	
Type 4	UD 0°	web 5mm	8.89	228.74
		web 7.5mm	8.17	177.47
		web 10mm	8.87	211.03
	UD 90°	web 5mm	9.07	199.84
		web 7.5mm	8.26	244.08
		web 10mm	8.76	231.83
	CF 45°	web 5mm	6.31	141.35
		web 7.5mm	7.29	202.60
		web 10mm	7.86	271.74
	CF 0°	web 5mm	6.24	168.13
		web 7.5mm	7.35	168.72
		web 10mm	7.42	228.44

Table 11 Test result of strengthened ribs

Sample		Weight (g)	Load (N)
Basic Rib (web 5mm) (Flange wide 10mm)		4.72	31.86
Web 2ply Strengthened		5.25	49.15
Flange Strengthened (CF-1114 1ply)		5.36	32.32
Total CF45°	web 5mm	4.17	25.88
	web 7.5mm	4.83	28.72
	web 10mm	5.46	47.89
Total CF45° + Flange CF 45°	web 5mm	5.40	24.97
	web 7.5mm	5.87	71.75
	web 10mm	6.65	95.35

4. 결 론

본 논문에서는 복합재 리브를 플랜지의 두께 변화, 웹 길이 변화, 다양한 형상 변화, 적층 패턴의 변화 등 복합재 리브 제작이 가능한 최대한의 경우의 수들을 적용하여 샘플제작, 유한요소해석 및 구조시험 등을 통하여 본 결과,

보강 측면에서 두께 보강은 적층이 증가함에 따라 하중 강도 역시 증가하였으나, 무게 증가로 인하여 본 연구의 취지에는 부합하였고, 플랜지와 웹의 보강에서는 웹 두께 보강이 더 효율적이었으며, 방향성을 적용한 적층 보강 측면에서의 CF 45°는 기준 리브의 하중 값에 미치지 못하는 비효율적인 방법이었다.

웹 길이의 변화에서는 지속적 웹 길이의 증가보다는 무게 대비 하중 값으로 비교해 볼 때, Web 7.5 mm가 가장 효율적이었다.

리브의 형상적인 측면에서는 Type 2, 3 모두 우수했으나, 경량화를 고려해 볼 때 Type 2가 더 효과적일 것으로 판단되며, Type 4와 같은 형상의 압축 리브 패턴의 경우에는 CF 0°가 가장 효율적인 패턴이었다.

끝으로 앞서 언급했듯이 제한적인 시험장비 및 시험 방법으로 인하여 실제 비행 여건의 다양한 형태와 적용 방향의 하중 값을 적용하지 못하고, 수직 하중만으로 리브 하중 값의 비교가 아쉬움은 있으나, 효율적인 유한요소해석을 바탕으로 구조 시험에서의 리브의 변형을 예측하고, 실제 시험 측정값과의 각 경우별 하중 강도의 경향성 비교 및 리브의 변위 변화 등을 유추할 수 있었다.

이러한 결과로 선행 연구하였던 복합재 태양광 무인기 시제기 전체 날개에 적용되는 60여개의 각각의 리브 위치에 효율적인 강도의 리브를 각 위치별 적용할 수 있는 데이터를 마련했다는 데 의의가 있다.

또한, 최적의 복합재 일체성형 날개 제작이 가능하게 되었으며, 경량 리브 제작 방법과 복합재 적층 방향성에 의한 영향성 등을 이해, 적용할 수 있는 기초적인 자료가 마련되었다.

References

- [1] Y. M. Yang, J. S. Kim, I. Y. Ahn and S. Y. Lee "Experimental study on the optimum manufacture to composite wing rib of a UAV" Proc. of SASE Spring Conference 2014, Jeju, Korea, May 2014.
- [2] S. J. Hwang, S. G. Kim and Y. G. Lee "Developing High Altitude Long Endurance(HALE) Solar-powered Unmanned Aerial Vehicle(UAV)", *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, Vol.10, No.1, pp59-65, 2016.
- [3] Development of High Performance Composites Process Technology (III), Korea Institute of Machinery & Materials, 1995.
- [4] Y. M. Yang, "A study on manufacturing of light-weight composite UAV," Master Thesis, Korea Aerospace University, 2012.
- [5] 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.
- [6] T. E. Noll, J. M. Brown, M. E. Perez-Davis, S. D. Ishmael, G. C. Tiffany and M. Gaier, "Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap. Volume I Mishap" of Mishap Report Jan 2004.
- [7] J. H. Kwon, K. N. Qoo, C. O. Moon, J. S. Park, K. S. Woo, S. N. Jung, "Analysis of computational structure learned with NASTRAN" kyungmoon, 2004.
- [8] 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, pp38~43, 2008.
- [9] Ian Lea, Dan, Janice, "Sailplane Builder" of Notes p3 2-35, 1999.
- [10] A. Spadoni and M. Ruzzene, "Numerical and Experimental analysis of the static compliance of chiral truss-core airfoils", *Journal of mechanics of Materials and Structures*, Vol.2, No.5, 2007