

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(2), 127-133(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.2.127>

## 고 세장비 일체형 복합재 날개 제작 연구

주영식\*, 전우철\*, 변관화\*, 조창민\*, 한진욱\*\*

## A Study on Manufacture of Integrated Composite Wing with High Aspect Ratio

Young-Sik Joo\*, Oo-Chul Jun\*, Kwan-Hwa Byun\* Chang-Min Cho\* and Jin-Wook Han\*\*

Agency for Defense Development\*, DACC\*\*

## ABSTRACT

In this paper, the study for the manufacture of the integrated composite wing is performed. The wing has a pivoting structure and high aspect ratio to increase lift drag ratio. The wing is designed with carbon fiber composite because the wing needs to be light and have sufficient strength and stiffness to satisfy structural design requirements. The number of structural members is decreased by part integration to reduce manufacturing cost and the wing is manufactured with the integrated molding process by an autoclave. The material properties are identified by the coupon tests and the structural strength and stiffness are verified through the component tests.

## 초 록

본 논문에서는 일체형 복합재 날개 제작에 대한 연구를 수행하였다. 날개는 피벗구조 형태 및 양항비가 큰 고 세장비 구조를 가지고 있다. 날개는 가벼워야 할 뿐만 아니라 구조성능 요구조건을 만족하는 충분한 강도 및 강성이 요구되므로 탄소섬유 복합재를 적용하여 설계하였다. 제작비용을 줄이기 위해 구성 부품을 일체형으로 설계하여 구조 부품수를 감소시키고, 오토클레이브를 사용하여 날개를 일체성형으로 제작하였다. 제작공정별 시편시험을 수행하여 재료물성을 확인하였으며, 부분품시험을 통하여 일체성형에 따른 구조성능을 검증하였다.

**Key Words** : High Aspect Ratio(고세장비), Composite Wing(복합재 날개), Integrated Molding(일체성형), Component Test(부분품 시험)

## 1. 서 론

항공기에 탑재가능하고 양항비(Lift Drag Ratio)가 큰 날개 구조를 개발하기 위해 일체형 복합재 구조설계 통한 저비용 제작에 관한 실험적 연구를 수행하였다. 양항비 증대를 위한 고세장비(High

Aspect Ratio)의 날개는 가벼워야 할 뿐만 아니라 비행하중을 지지할 수 있는 충분한 강도 및 강성이 요구되므로 날개 설계에 탄소섬유 복합재를 사용하였다.

한편, 제작비용을 줄이기 위해 날개 구조를 일체형으로 설계하여 부품수를 줄였으며, 두꺼운

† Received: July 13, 2012 Accepted: January 4, 2013

\* Corresponding author, E-mail : ysjoo@add.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

복합재의 저비용 제작이 가능한 압축성형과 오토 클레이브 공정을 적용하여 일체성형으로 제작하였다.

제작공정에 따른 재료물성특성 및 구조특성을 확인하기 위하여 시편시험 및 부분품시험을 수행하였다. 시편시험 결과를 비교/분석하여 공정별 복합재의 기계적 물성특성을 확인하였다. 또한 실물 크기의 부분품시험을 통하여 강도 및 강성이 날개의 설계요구조건을 만족하고 있음을 검증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 설계요구조건

#### 2.1.1 구조형상

장거리 비행을 위해서는 양항비의 증대와 중량감소가 필수적이다. 본 연구의 날개 익형의 기본형상은 RAE-2822를 기본으로 구조적인 안전성을 고려하여 날개 두께를 키운 형상이다. 접이식 날개는 동체 좌/우에 체결되어 세장비는 약 16.0으로 날개의 길이에 비해 날개폭과 두께가 작은 형상을 가지고 있다. Fig. 1은 고세장비 복합재 날개의 형상을 보인 것이다.

그림에 보인바와 같이 날개는 피벗 구조로 동체에 체결되어 접이식으로 사용된다. 그리고 날개에는 조종면과 유선형 덮개가 장착된다. 유선형 덮개는 탈착이 가능하도록 되어 있으며 그 내부에는 조종면을 구동하기 위한 구동모터가 장착된다.

#### 2.1.2 강도 및 강성조건

날개는 외부장착물의 비행에 요구되는 공력하중을 충분히 담당할 수 있도록 설계되어야 한다. 비행 동안 양(+)의 하중배수(Load Factor)는 2.0g, 음(-)의 하중배수는 -1.5g로 설정되었다. 설계하중은 기동상태에 따라 여러 조건의 하중이 있으며, Fig. 2는 대표적으로 2.0g 피칭기동의 설계제한하중(DLL)에 대한 굽힘 모멘트 선도를 보인 것이

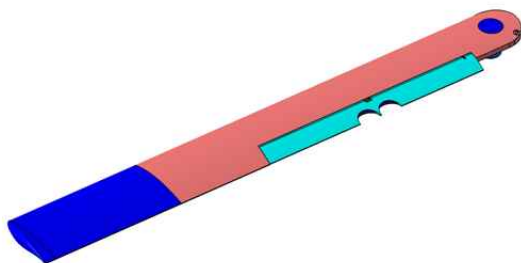


Fig. 1. Composite wing with high aspect ratio

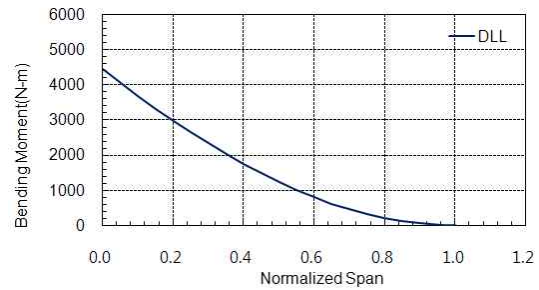


Fig. 2. Bending moment diagram

다. 또한 공력하중에 의한 날개의 변형은 공력특성이나 조종특성에 영향을 미치므로 처짐이 날개 길이의 15% 미만으로 최소화되도록 충분한 강성을 가지고 있어야 한다.

### 2.2 설계 및 제작

#### 2.2.1 구조설계

날개는 가벼워야할 뿐만 아니라 강도 및 강성특성을 고려할 때 탄소섬유 복합재를 적용하는 것이 효율적이므로 탄소섬유 에폭시 일방향 소재인 USN175BX 프리프레그와 탄소섬유 에폭시 직물형 소재인 WSN3K 프리프레그를 사용하여 구조설계를 하였다.

날개의 내부구조 배치는 접이식 복합재 날개의 기능을 고려하고 공력하중을 충분히 지지할 수 있도록 설계하였다. 또한 구조설계시에 제작비용을 절감하기 위하여 여러 개의 구조부재를 일체형으로 설계하여 부품수를 줄이고 제작공정을 단순화하여 일체성형으로 제작이 가능하도록 설계하였다. 항공기 날개의 경우 일반적으로 다수의 스킨, 스파, 리브 등이 각각 별개로 설계/제작되어 조립된다. 그러나 본 연구에서는 전방, 중앙, 후방 스파와 리브 등을 결합하여 구조적 기능을 담당할 수 있도록 하나의 박스형으로 설계하여 부품수를 대폭 줄였다. 상/하부 날개 스킨은 일체형으로 적층된다. 따라서 조종면을 제외하면 날개의 주요 부품은 스킨, 스파, 피벗마운트, 유선형덮개, 피벗, 모터장착리브 등의 부품으로 구성된다. Fig. 3은 날개의 구성도를 보인 것이다. 조종면과 유선형덮개는 탈착할 수 있도록 분리 제작되고, 금속재인 피벗과 모터장착리브는 날개에 조립되는 부품이다. 그러므로 이를 제외한 복합재 날개는 두 가지 공정이 결합되어 일체성형으로 제작된다.

날개 구성 부품 중 피벗마운트는 날개의 피벗이 장착되고 큰 하중을 담당해야 하는 주요 부품이다. 피벗마운트 설계에 금속재 대신 가볍고 구

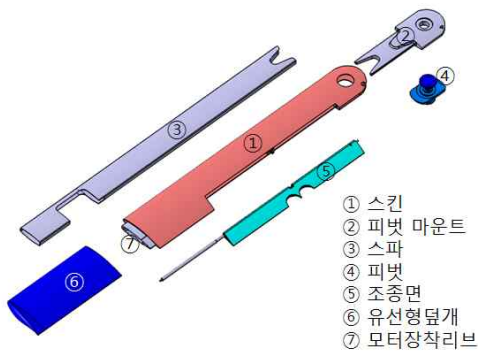


Fig. 3. Structural components of wing

조강도 및 강성을 높이기 위해 복합재를 사용하였다. 두꺼운 복합재 적층판을 제작하여 기계 가공하는 방법과 날개의 스킨을 제외한 Net Shape을 압축성형으로 제작하는 방법이 있으며, 이는 기계가공에 의한 가공비를 최소화할 수 있다.

2.2.2 제작공정

2.2.2.1 피벗마운트 제작절차

피벗마운트의 제작비용을 줄이기 위하여 복합재를 적용하여 압축성형[1]으로 제작하였으며, 공정순서를 Fig. 4에 나타내었다.

제작절차를 보면 적층순서에 따라 예비 적층판을 만들고 피벗마운트 형상의 철형을 이용하여 적층판을 절단한다. 여러 가지 형상으로 절단된



Fig. 4. Compression molding procedure

적층판을 피벗 형상에 맞도록 금형위에 적층한다. 적층 작업이 완료되면 금형을 압축성형장비를 사용하여 경화작업을 수행한다.

2.2.2.2 일체형 날개 제작절차

Figure 3의 날개 구성도에서 주 하중부재인 피벗마운트, 스파, 스킨은 일체성형공정으로 제작된다. 제작순서를 살펴보면 먼저 압축성형 공정에 따라 제작한 피벗마운트와 스파 IML(Inner Mold Line) Tool을 Lay-up 치구에 조립한 후 스파를 적층한다. 스파 적층이 완료되면 전/후방 IML Tool을 조립하고 그 위에 스킨을 적층한다. 적층이 완료되면 OML(Outer Mold Line) 치구를 덮고 Bagging 후 오토클레이브 공정으로 성형한다. 성형이 완료되면 탈형 작업 및 OML Trim 작업을 수행한다. 마지막으로 피벗 장착 구멍을 가공하면 날개 제작이 완료된다. Fig. 5는 오토클레이브 공정을 적용한 일체성형공정 순서를 나타낸 것이다.

2.2.3 제작공정별 재료물성특성

날개 제작에 적용된 두 가지 공정에 대한 기계적인 물성특성을 확인하기 위하여 시편시험을 수행하였다. 인장시험, 압축시험 및 전단시험을 각각 ASTM D3039, ASTM D3410, ASTM D5379



Fig. 5. Autoclave molding procedure

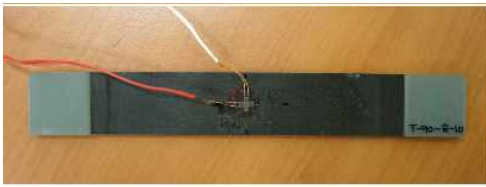


Fig. 6. Photo of tension specimen(0°dir.)

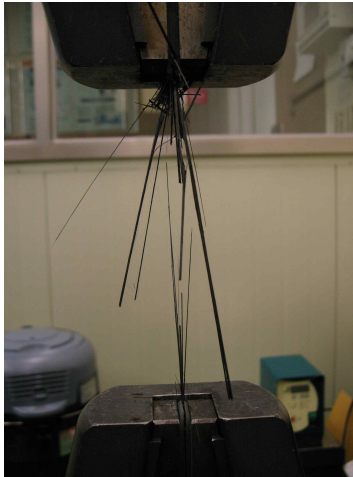


Fig. 7. Photo of tension test(0°dir.)

를 준수하여 상온에서 수행하였다. 각 조건에 대해 소재 USN175BX를 사용하여 압축성형과 오토클레이브로 시편을 제작하였으며, 10개 시편의 시험결과를 분석하였다. 시험데이터의 통계치리는 MIL-HDBK-17[2]의 절차에 따라 수행하여 B-Basis 값을 산출하고 재료물성특성을 비교하였다. 통계치리에 적용할 확률 분포를 결정하기 위하여 와이블 분포와 정규분포에 대한 적합성 검사를 수행하였다. 적합판정은 Anderson-Darling 검사 통계자료로부터 OSL(Observed Significance Level)을 산출하여 판단하였다. 적합성 검사 결과 정규분포에 대한 OSL이 규정을 만족하므로 정규분포에 따라 B-Basis 값을 산출하였다. Fig. 6과 7은 오토클레이브 공정으로 제작한 인장시험 시편의 시험 전과 후의 사진을 보인 것이다.

압축성형 공정과 오토클레이브 공정에 따른 USN175BX Laminar의 재료물성을 Table 1과 2에 정리하였으며, 강성과 강도 비교는 Fig. 8 및 9와 같다. 두 공정의 섬유체적 비는 0.8% 차이를 보이고 있었다. Fig. 8과 9에서 보는 바와 같이 큰 차이는 없지만 인장강성(E11(T)) 및 강도(F11(T))는 오토클레이브 공정으로 제작한 것이 다소 크고, 압축강성(E11(C)) 및 강도(F11(C))와 전단강성(G12) 및 강도(F12)는 압축성형 공정의 결과가 다소 크다는 것을 알 수 있다.

Table 1. Material properties, autoclave process

시험항목	Modulus (GPa)	Strength (MPa)	Poisson's ratio	
인장	0	118.15	1639.04	0.288
	90	9.74	18.43	
압축	0	102.20	447.24	
	90	9.02	157.54	
평면전단	19.10	60.33		

Table 2. Material properties, compression process

시험항목	Modulus (GPa)	Strength (MPa)	Poisson's ratio	
인장	0	108.77	1505.08	0.212
	90	9.17	23.30	
압축	0	114.93	578.15	
	90	8.70	161.10	
평면전단	22.59	134.74		

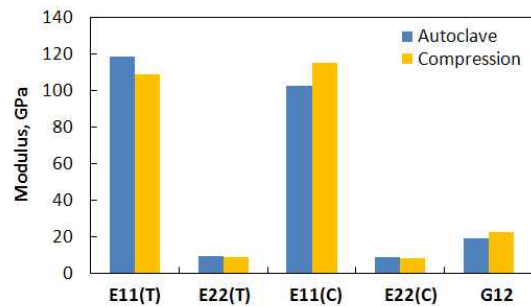


Fig. 8. Stiffness comparison

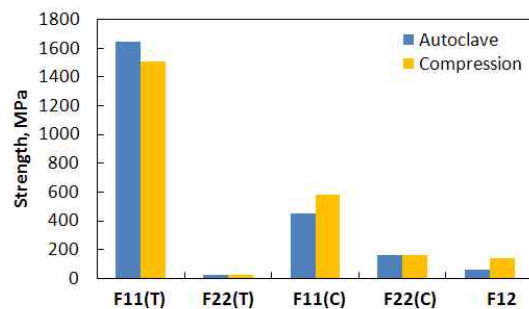


Fig. 9. Strength comparison

### 2.3 부분품 구조성능특성

#### 2.3.1 베어링 강도특성시험

날개는 피벗구조로 동체에 체결되므로 피벗 부위가 가장 취약한 구조형상을 가지고 있다. 초기 설계단계에서 피벗 부위 구조강도를 조기에 검증하기 위하여 베어링 강도시험을 수행하였다. 실제 구조형상에서 피벗에 작용하는 하중전달구

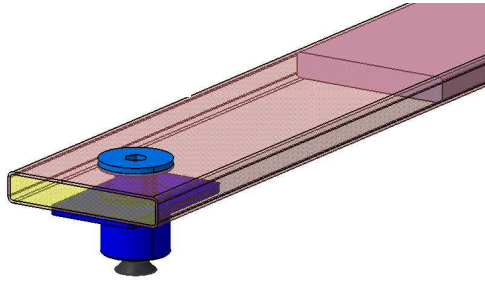


Fig. 10. Specimen for bearing test

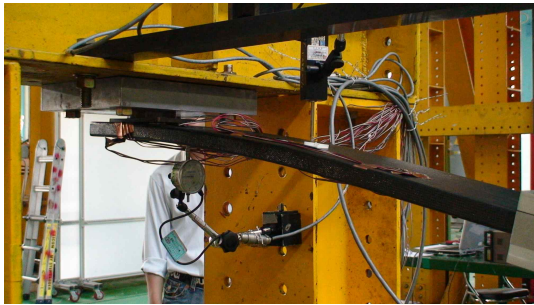


Fig. 11. Photo of bearing testing

조가 유사하도록 시편형상을 단순화하여 시편을 제작하였다. Fig. 10은 시편의 형상을 보인 것이다. 금속재인 피벗을 제외한 시편은 USN175BX 프리프레그 복합재 소재를 적층하여 오토클레이브 공정으로 제작하였다. 시편의 두께는 약 21.6 mm 이고, 피벗의 구멍 직경은 37.0 mm이었다.

시편을 구조물에 고정하고 실제 날개에서 피벗에 작용하는 전단력과 굽힘 모멘트가 같도록 시험하중을 부가하였다. Fig. 11은 시험장면을 보인 것으로 하중을 부가했을 때의 모습이다.

Figure 12는 피벗부위에 부착한 스트레인게이지 값을 보인 것이며 최종 파손될 때 까지 측정한 것이다. 파단은 기준하중의 약 270%에서 발생하였으며 이는 설계에 요구되는 강도 이상임을 확인할 수 있었다. 파단시편의 관찰 결과, 피벗주위

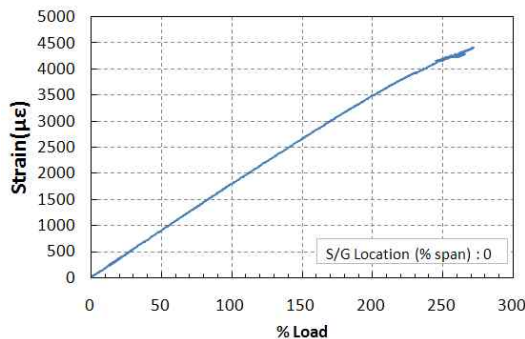


Fig. 12. Strain behavior of bearing test

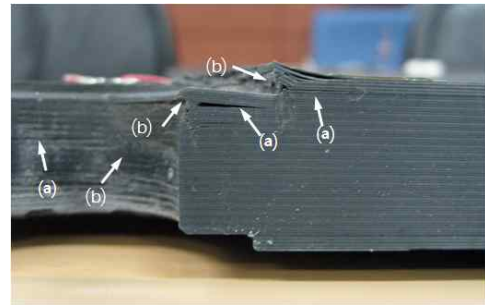


Fig. 13. Section photo : delamination(a), crushed(b)

의 복합재 스킨의 섬유가 파단 되고 금속재 피벗과 접촉이 발생하는 구멍 주위에서 복합재가 압축하중에 의해 문드러지면서 위로 층간 분리된 현상을 볼 수 있었다. Fig. 13은 시편 내부를 관찰하기 위하여 시편을 절단 한 후의 시편 사진이다. 시편 구멍 내부에서도 압축하중에 의해 복합재가 다소 문드러져 있고 두께 방향의 가운데에서 층간이 분리되어 있음을 볼 수 있었다.

### 2.3.2 부분품 강도특성시험

날개의 제작비용을 줄이기 위해 일체성형으로 제작한 날개구조가 요구되는 강도 및 강성을 충족하고 있음을 확인하기 위하여 부분품 구조시험을 수행하였다. 날개구조에서 주요 하중부재인 피벗마운트를 압축성형으로 제작하였을 때 구조 성능을 확인하기 위해 오토클레이브 적층판으로 제작한 것과 비교/분석하였다. 피벗마운트를 압축성형으로 제작한 부분품 시편과 프리프레그를 적층하여 오토클레이브로 성형한 적층판을 피벗마운트 형상으로 기계 가공한 부분품 시편이 있으며 두 시편 모두 외형은 동일하다. Fig. 14는 시편 형상을 보인 것으로 시편(a)는 오토클레이브 공정으로 제작한 피벗마운트를, 시편(b)는 압축성형 공정으로 제작한 피벗마운트를 포함한 부분품시편이다.

시험하중은 날개에 공력하중을 모사한 하중으로 블록과 Whiffle Tree를 구성하여 분포하중으로 부가하였다. 구조시험시에 날개구조의 거동을 관찰하고 분석하기 위하여 날개 상/하 표면에

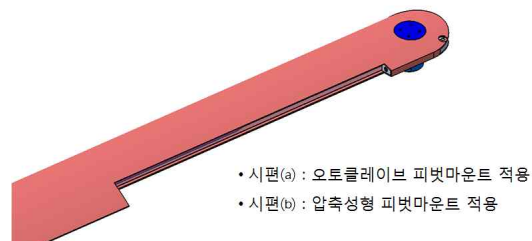


Fig. 14. Specimen for component test

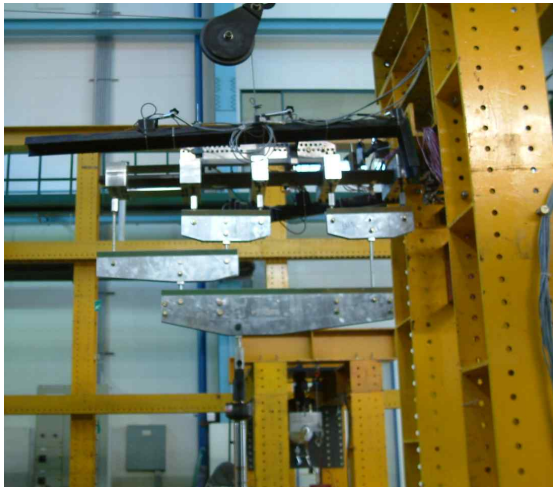


Fig. 15. Photo of component testing

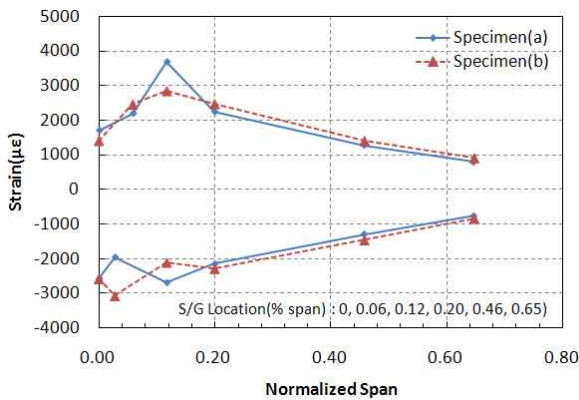


Fig. 16. Strain distribution along to span

스트레인게이지와 변위게이지를 스패방향에 따라 부착하였다. Fig. 15는 부분품시험 장면을 보인 사진이다.

시험 중 스패방향에 따라 부착한 스트레인 게이지의 측정결과를 정리하여 두 공정차이에 따른 거동특성을 비교하였다. 스패방향 위치 0에서 피벗 구멍 주위의 스트레인은 상면의 스트레인이 하면의 스트레인 보다 크지만 스패방향 위치 약 0.12 이후에서는 상/하면 스트레인이 비슷하게 발생하였다. 피벗주위 상면에서 피벗과 접촉에 의해 압축이 발생하므로 이러한 거동 특성이 발생하였다. 또한 전체적으로 유사하지만 시편(b)의 스트레인이 조금 큼을 알 수 있었다. 이러한 특성은 Fig. 17에 나타낸 바와 같이 스패방향에 따른 처짐 특성에서도 나타나고 있다. 처짐량이 시편(b)에서 다소 크지만 큰 차이는 없었다.

최종적으로 구조 강도를 확인하기 위하여 파단 시험을 수행하였다. 파단시험시에 동일한 위치에서 측정된 스트레인 게이지 결과를 비교하여

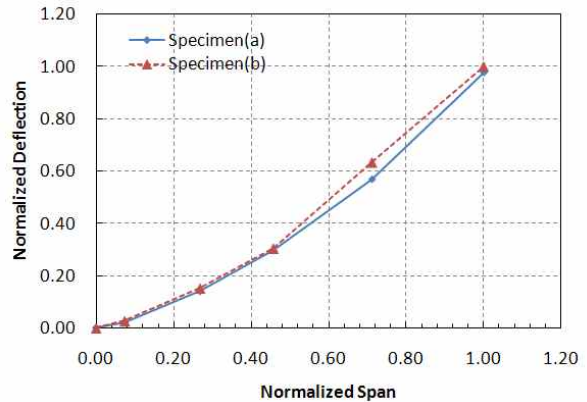


Fig. 17. Displacement distribution along to span

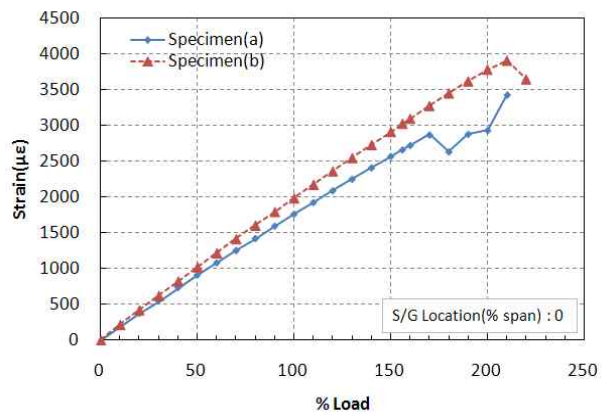


Fig. 18. Strain behavior of component test

Fig. 18에 나타내었다.

시편(a)의 경우 파단발생 부위에 부착한 스트레인게이지 및 변위측정 데이터와 파단면 관찰결과, 기준하중의 약 170%에서 층간분리현상이 일차적으로 발생하고 그 이후 약 210%에서 파단되었다. 또한 시편(b)은 약 210%에서 파손이 시작되어 220%에서 최종 파단 되었다. 파단강도는 시편(b)가 더 큼을 확인할 수 있었으며, 시편(a)가 시편(b) 보다 층간분리가 먼저 발생하였다.

파단시험 후 시편 내부를 관찰하기 위하여 두 시편을 절단하였다. Fig. 19와 20은 두 시편의 절단면을 각각 나타낸 것이다. Fig. 19에 보인바와 같이 상면 날개 스킨과 피벗마운트 사이에서 층간분리가 선명하게 보이고 있고 두께방향의 내부와 하부 스킨에서도 층간분리가 관측되었다. 또한 시편(b)도 시편(a)와 같이 상/하부 스킨과 내부의 여러 곳에서 층간분리가 발생하였음을 알 수 있다. 상부 스킨과 피벗사이에서 압축에 의한 탄소섬유의 파손도 발생하였다. 시편(a)의 상면 스킨에서 발생한 층간분리는 Fig. 18에서 관측된바와 같이 약 170%하중에서 발생한 것으로 판단된다.

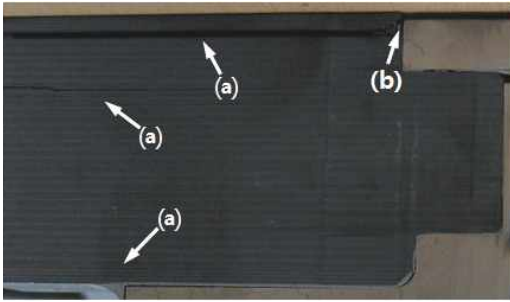


Fig. 19. Section photo of specimen(a) : delamination(a), fiber broken(b)



Fig. 20. Section photo of specimen(b) : delamination(a), fiber broken(b)

이상과 같이 두 공정의 피벗마운트를 사용한 구조성능시험에서 전체적인 거동특성은 유사한 것으로 판단되지만 파단 강도는 시편(b)가 좀 더 높은 것으로 확인되었으며, 파손의 주요 원인은 스킨이나 피벗마운트에서 발생한 층간분리와 섬유파손인 것으로 판단되었다.

한편, 상기 시험결과는 2.0g 조건에 대한 결과로서 -1.5g 조건에 비해 약 1.3배 보수적이므로 대칭인 구조형상을 고려할 때 -1.5g 조건의 하중에 대해서는 충분히 안전할 것으로 판단된다. 또한 안전계수 1.5를 고려한 설계극한하중(DUL)

이상에서 파단이 발생하였으므로 2가지 시편 모두 구조설계요구조건을 만족하고 있었다.

### III. 결 론

항공기에 탑재 가능하고 양항비가 큰 고세장비 일체형 복합재 날개의 제작에 대한 연구를 수행하였다. 날개는 접이식인 피벗구조로 되어 있고, 장거리 비행을 위해 가벼워야하므로 비강도 및 비강성 특성이 우수한 복합재를 날개설계에 사용하였다. 날개의 설계요구조건을 만족하고 제작비용을 줄이기 위하여 두꺼운 복합재를 저렴하게 제작할 수 있는 압축성형 공정과 오토클레이브 공정을 사용하여 일체성형기술로 날개를 제작하여 기계적인 특성을 비교하였다. 두 공정에 따른 기계적인 물성특성을 시편시험을 통하여 확인하였으며, 부분품시험을 수행하여 최종적으로 구조성능을 검증하였다. 두 가지 공정으로 제작한 피벗 마운트를 사용한 시편은 유사한 구조특성을 가지고 있었으며 모두 구조성능을 만족하고 있었다.

### References

- 1) D. G. Lee, "Mechanics and Manufacturing of Composite Material", 1996.
- 2) MIL-HDBK-17-1E, Polymer Matrix Composites, 1996.
- 3) MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide ver68, MSC Software Corporation, 1994.
- 4) O. C. Jun, K. H. Byun, Y. S. Joo, W. J. Kim, S. Y. Shin, J. K. Choi, "Structural Analysis for Low Cost High Aspect Ratio Composite Wing", MSC User's Conference, 2010.