

# 최적설계 및 다중공정을 적용한 일체형 접이식 복합재료 날개 개발 연구

이종천<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>국방과학연구소 제7기술연구본부

## A Study on the Development of Integrated Folding Composite Wing Using Optimal Design and Multiple Processes

Jong-Cheon Lee<sup>1</sup>

<sup>1</sup>The 7<sup>th</sup> Research and Development Institute, Agency for Defence Development

### Abstract

This research was carried out to develop an integrated folding wing made from carbon composite materials. Design requirements were reviewed and composite wing sizing was conducted using design optimization with commercial software. Three composite manufacturing processes including hot-press, pultrusion, and autoclave were evaluated and the most suitable processes for the integrated wing fabrication were selected, with consideration given to performance and cost. The determined manufacturing process was verified by two design development tests for selecting the design concept. Stiffness and strength of the composite wing were estimated through structural analyses. The test loads were calculated and static tests about design limit load and design ultimate load were performed using both wings. As a result, the evaluation criterions of the tests were satisfied and structural safety was verified through the series of structural analyses and testing.

### 초 록

탄소섬유 복합재료를 적용하는 일체형 접이식 날개 개발에 대한 연구를 수행하였다. 설계 요구조건을 검토하고 상용 소프트웨어를 적용한 최적설계기법을 통해 복합재료 날개 설계를 실시하였다. 복합재료 제조공정인 핫프레스, 필트루전, 오토클레이브를 평가하고 성능과 비용을 고려하여 일체형 날개제작에 가장 적합한 다중공정을 결정하였다. 설계개념 확정을 위해 두 차례의 설계개발시험으로 제작공정을 검증하고 구조해석을 통해 복합재료 날개의 강성과 강도를 예측하였다. 시험하중을 먼저 산출하고 양쪽 날개를 대상으로 설계제한하중과 설계극한하중에 대한 정하중 구조시험을 수행하였다. 그 결과, 시험의 각 평가기준을 만족하였으며 일련의 구조해석과 시험을 통해 구조안전성을 검증하였다.

**Key Words :** Composite Material(복합재료), Integrated Wing(일체형 날개), Optimal Design(최적설계), Manufacturing Process(제조공정), Structural Safety(구조안전성)

## 1. 서 론

탄소섬유 복합재료는 금속재료와 비교하여 비강성과 비강도가 매우 크고 피로특성과 내식성이 우수한 것이

특징이다. 따라서 경량화가 요구되는 비행체 구조에서 탄소섬유 복합재료가 차지하는 비율이 지속적으로 증가하고 있는 것이 세계적인 추세이다[1]. 최근에는 세계적인 흐름에 따라 국내개발 비행체에도 탄소섬유 복합재료가 많이 활용되고 있다. 그러나 금속재료는 등방성인 반면에 복합재료는 이방성이므로 설계를 최적화하는 것이 중요하다. 또한 구조의 성능과 비용을 고려하여 각 구조에 적합한 제조공정을 구현하는 것이

Received: Mar. 14, 2018 Revised: May. 29, 2018 Accepted: June. 14, 2018

† Corresponding Author

Tel: +82-42-821-4903, E-mail: jongcheon@add.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

필요하다[2].

본 논문에서는 탄소섬유 복합재료를 적용하고 최적 설계와 다중공정을 활용하는 일체형 접이식 날개 개발에 대한 연구결과를 기술하였다. 먼저 구조설계 요구조건과 기능을 검토하여 설계기준을 설정하였다. 설계기준을 고려하여 복합재료 구조의 최적설계기법을 수립하고 사이징(sizing)을 수행하였다. 일체형 제작공정 수립을 위해 여러 가지 복합재료 제조공정을 평가하고 그 결과에 따라 공정을 결정하였다. 설계와 공정을 사전에 검증하기 위하여 설계개발시험(DDT, Design Development Test)을 실시하였다. 그리고 구조해석을 통해 상세설계를 검증하였다. 마지막으로 정하중 구조시험을 수행하여 복합재료 날개의 강성과 강도를 확인하고 구조안전성을 검증하였다.

## 2. 구조 설계

### 2.1 구조 요구조건

일체형 접이식 복합재료 날개는 비행체의 주요 구조로서 비행 중에 발생하는 양력을 지지하고 전달하는 기능을 수행한다. 날개는 접이식으로 초기에는 접혀 있다가 운용에 따라 Fig. 1과 같이 펼쳐지게 된다. 따라서 날개 루트(root)에는 회전축(pivot)이 있어야 되고 날개장착을 위한 기계적 인터페이스(interface)가 반영이 되어야 한다.

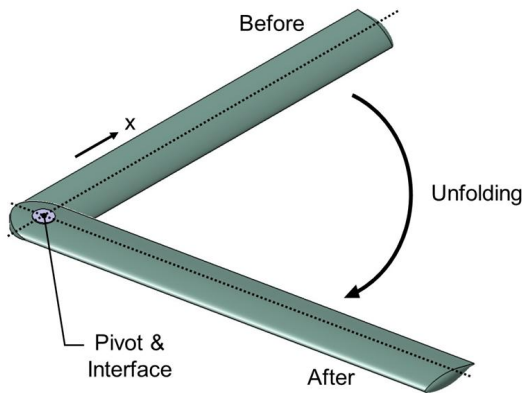


Fig. 1 Composite Wing Configurations

날개의 익형(airfoil)은 NACA 6-시리즈(series) 계

열을 바탕으로 수정을 한 것이다. 날개의 세장비(aspect ratio)는 약 14.2로 고세장비에 속한다. 날개 두께와 시위의 비율은 21.0%로 날개 두께가 약간 두꺼운 편이다.

하중조건으로 기동조건과 돌풍조건을 모두 고려하였다. 하중해석 결과, 기동조건이 돌풍조건보다 보수적이며 양의 하중배수는 3.0 g이고 음의 하중배수는 -1.5 g이다. 날개의 길이방향(spanwise) 하중분포는 일정하다. 그리고 날개의 시위방향(chordwise) 하중분포는 작용점이 시위의 0%, 25%, 50%인 경우로 구분된다.

구조안전성 평가를 위한 환경조건으로 실온건조(RTD, Room Temperature Dry), 고온습윤(ETW, Elevated Temperature Wet), 저온건조(CTD, Cold Temperature Dry)가 반영되어야 한다. 이 환경조건은 복합재료의 기계적 물성저하와 관련이 있다. 각 환경조건에 기계적 물성시험 결과를 반영한 복합재료의 환경계수로 0.75를 적용하였다. 그리고 복합재료와 금속재료의 안전율로 1.5를 사용하였다.

시험적 구조안전성 판정기준으로 설계제한하중(DLL, Design Limit Load)을 적용하는 설계제한하중시험(DLLT, Design Limit Load Test)에서 구조의 영구변형이 발생하지 않아야 된다. 그리고 설계극한하중(DUL, Design Ultimate Load)을 적용하는 설계극한하중시험(DULT, Design Ultimate Load Test)에서 구조의 파손이 발생하지 않아야 한다.

### 2.2 구조 설계

복합재료 소재로 탄소섬유/에폭시 일방향 프리프레그(USN175BX, SK Chemicals, Korea)와 탄소섬유/에폭시 직조형 프리프레그(WSN3K, SK Chemicals, Korea)를 적용하였다. 비용절감을 위해 국내생산 프리프레그(prepeg)를 선정하였다. 복합재료는 중량이 제한되면서 강성과 강도가 동시에 확보되어야 하는 비행체 날개에 가장 적합한 소재이다.

재료선정을 위한 상쇄연구로 날개의 내부가 채워진 솔리드(solid)형상에 대한 구조해석을 수행하였다. 유한요소해석 모델은 3차원 요소로 구성되었다. 금속재료 및 복합재료 날개에 1.0 g 수준의 동일하중을 적용하였다. Fig. 2와 같이 금속재료와 비교하여 복합재료의 최대변위는 81.2%, 중량은 57.2%이다. 따라서 복

합재료 구조와 금속재료 구조의 차이를 정량적으로 확인하고 동시에 금속재료보다 복합재료가 더 적합하다는 것을 알 수 있다.

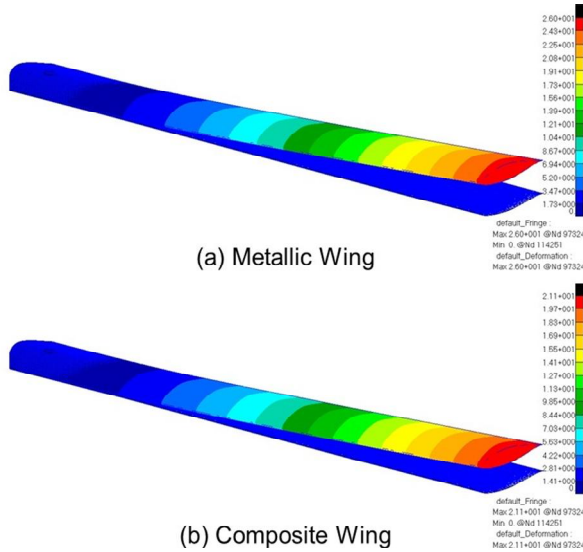


Fig. 2 Trade-off Study Results

일체형 접이식 복합재료 날개는 공력성능으로 인하여 외형(OML, Outer Mold Line)이 확정되어 있으므로 날개의 강성과 강도 요구조건, 회전기능을 고려하여 내부형상이 설계되어야 한다. 날개단면의 형상을 솔리드형상과 중공(hollow)형상으로 구분하여 설계를 수행하였다. 스파(spar)형상은 일체형 형상구현 및 제작비용 문제로 후보에서 제외하였다. 솔리드형상은 강성, 강도, 제작 면에서 유리하고 중량 면에서 불리하다. 중공형상은 솔리드형상과 상반되는 특성을 갖는다.

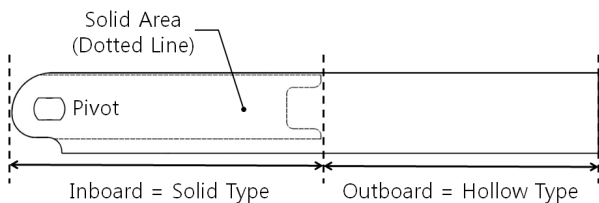


Fig. 3 Preliminary Design of Composite Wing

날개를 인보드(inboard)와 아웃보드(outboard)로 구분하여 Fig. 3과 같이 그 특성에 따라 두 형상의 장점을 조합할 수 있는 설계방안을 수립하였다. 회전축 구

현과 응력집중, 큰 내부하중을 고려하여 날개 인보드에 솔리드형상을 적용하였다. 그리고 작은 내부하중과 중량절감을 고려하여 날개 아웃보드에 중공형상을 적용하였다.

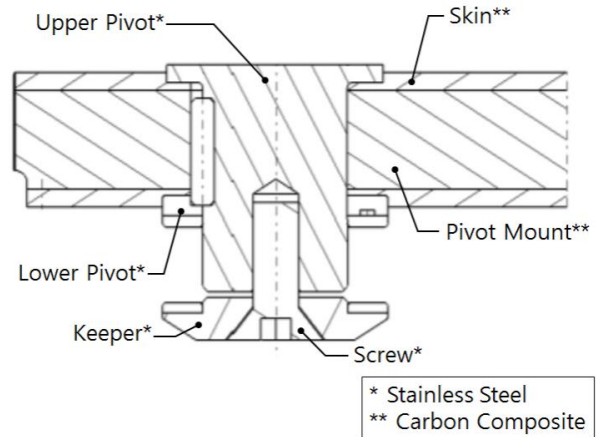


Fig. 4 Cross Section of Wing Pivot

날개전개 및 장착을 위하여 회전축과 피벗마운트를 Fig. 4와 같이 설계하였다. 회전축은 금속재료를 적용한 상부피벗, 하부피벗, 피벗키퍼로 구성된다. 회전축 구조는 복합재료 피벗마운트(pivot mount)에 금속재료 회전축을 접착(bonding)하여 구현한다.

피벗마운트는 서브라미네이트(sub-laminate)를 반복적으로 적층하여 제작한다. 서브라미네이트가 대칭적층(symmetric layup)과 밸런스적층(balanced layup)을 준수하였으므로 피벗마운트도 전체적으로 대칭적층과 밸런스적층을 모두 만족한다. 서브라미네이트는 두께가 1.5 mm이고 0°, ±45°, 90° 각각의 비율이 44.4%, 44.4%, 11.1%이다.

### 2.3 최적설계 및 사이징

설계초기단계의 사이징을 위해 날개 스킨의 최적설계를 수행하였다. 비행체 구조에 많이 사용되는 금속재료인 알루미늄과 복합재료인 일방향 및 직조형 프리프레그를 소재로 사용하였다. 설계최적화는 일방향 프리프레그만 사용한 경우(unidirectional tape only), 직조형 프리프레그만 사용한 경우(plain weave fabric only), 2가지 프리프레그를 혼용한 경우(hybrid)로 복합재료 적용을 구분하여 그 결과를 비교하였다. 프리

프레그 혼용에는 0°와 90°에 일방향 프리프레그만 적용하고 ±45°에 직조형 프리프레그만 적용하였다.

설계최적화는 구조해석과 동일하게 소재강도와 좌굴을 기준으로 수행되며 중량과 제작성으로 최적화의 결과를 평가한다. 즉 설계최적화는 해석의 안전여유(MS, Margin of Safety)가 양수이면서 동시에 최소중량을 갖는 설계결과 산출을 목적으로 한다. 그리고 설계결과의 제작성을 정량적으로 평가한다. 날개 스킨의 응력집중현상을 피하기 위해서 날개의 회전축 부분을 제외하였다. 날개 스킨을 길이방향으로 5개 영역으로 구분하여 최적설계를 수행하였다.

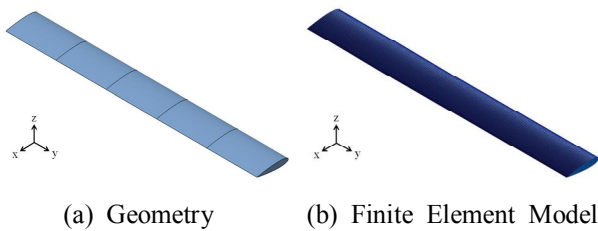


Fig. 5 Composite Wing Models

Figure 5와 같이 날개의 형상은 CATIA로 생성하고 유한요소해석 모델은 MSC/Patran으로 생성하였다. 구조해석에는 MSC/Nastran을 활용하고 설계최적화에는 HyperSizer [3]를 사용하였다.

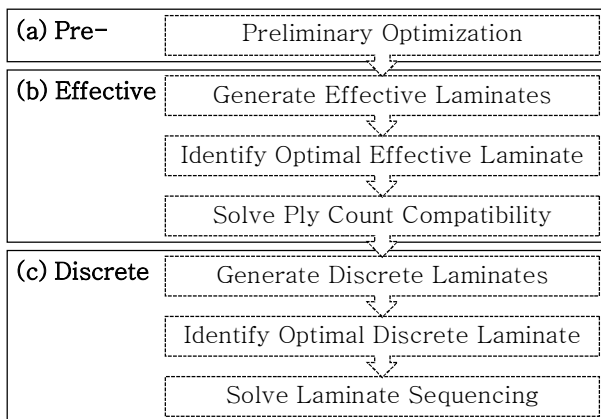


Fig. 6 Procedure of Design Optimization

설계최적화 과정은 Fig. 6과 같다. 가장 먼저 내부하중이 산정되는 사전최적화를 수행한다.

그리고 라미나(lamina)의 1-방향, 2-방향 기계적 물

성을 바탕으로 다양한 적층각도 비율에 대한 적층판(laminate)의 등가물성을 추정한다. 등가물성을 적용하여 반복설계를 수행하며 최소중량을 갖는 유효 적층판(effective laminate), 즉 각 적층각도의 비율과 적층판의 두께를 결정하게 된다. 유효 적층판을 바탕으로 적층순서 후보를 생성하고 최소중량을 기준으로 반복설계를 수행하게 된다. 마지막 단계는 영역 간의 플라이 드롭(ply-drop)을 고려하여 각 영역의 적층순서를 결정하게 되며 대표적인 수치를 통해 구조의 제작성을 평가할 수 있다.

일반적으로 많이 적용되는 복합재료 적층지침을 최적설계의 적층순서 기준으로 반영하였다[4]. 대칭적층, 밸런스적층은 모두 준수하였다. 10% 규칙을 적용하여 0°, ±45°, 90°의 최소비율이 10%가 되도록 설정하였다. 45°와 -45°가 인접하여 적층되도록 하였으며 외형면에 ±45° 플라이(ply)를 적층하였다. 동일한 각도를 갖는 플라이는 연속으로 4장까지 적층을 허용하였다.

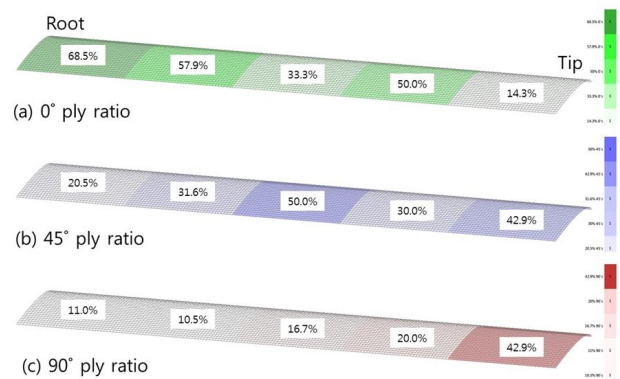


Fig. 7 Effective Laminate Results (Hybrid)

프리프레그를 혼용한 유효 적층판 설계결과는 Fig. 7과 같다. 날개 루트는 굽힘 모멘트가 크므로 0° 플라이의 비율이 가장 크다. 날개 루트에서 날개 팁(tip)으로 갈수록 굽힘 모멘트가 감소하므로 0° 플라이의 비율도 함께 감소한다. 날개 팁은 10% 규칙의 영향으로 다른 영역에 비해 90° 플라이의 비율이 상대적으로 크다. 적층판의 두께는 루트가 가장 두껍고 팁이 가장 얇다.

최적설계 결과는 Fig. 8과 같다. 중량 결과는 알루미늄을 기준으로 정규화(normalization)를 하고 제작성 결과는 일방향 프리프레그를 기준으로 하여 정규화를

하였다. 알루미늄과 비교하여 일방향 프리프레그는 중량이 감소하고 직조형 프리프레그는 중량이 오히려 증가하였다. 두 종류의 프리프레그를 혼용한 경우에 중량이 가장 많이 절감되었고 동시에 제작성이 가장 우수하였다. 제작성 평가척도는 모든 플라이의 모서리 개수 총합으로 정의하였다.

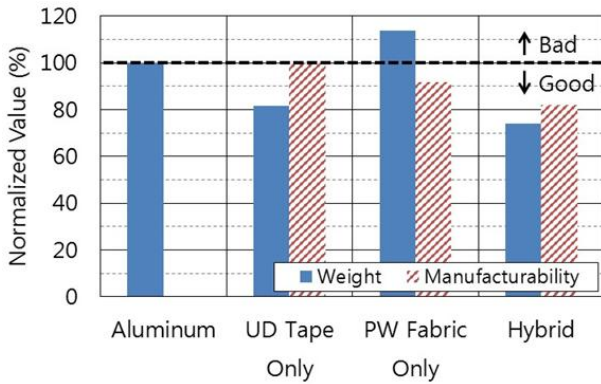


Fig. 8 Optimal Design (Sizing) Results

이러한 설계최적화 경향은 피벗마운트와 회전축을 반영한 해석모델에서도 크게 변하지 않았다. 최적설계 연구결과를 반영하여 날개 스킨의 적층순서를 결정하였다. 일방향 및 직조형 프리프레그를 혼용한 적층순서 설계와 구조해석 결과로부터 0°, ±45°, 90° 각각의 비율이 61.8%, 27.8%, 10.4%이고 두께가 3.3 mm인 복합재료 적층순서가 설계되었다.

### 3. 제작공정

#### 3.1 공정 평가 및 선정

복합재료 날개제작을 위해 성능과 비용을 동시에 고려하여 제조공정을 선정하였다. 핫프레스(hot-press), 펄트루전(pultrusion), 오토클레이브(autoclave) 공정에 대하여 형상구현, 물성수준, 국내기술, 제작비용을 기준으로 분석과 평가를 실시하였다. 각 제조공정과 분석기준에 대해 상, 중, 하 등급으로 평가를 하고 상, 중, 하 각각의 등급에 대해 3점, 2점, 1점을 부여하였다. 복합재료 제조공정 평가결과는 Fig. 9와 같다.

핫프레스는 2차원 및 단순 3차원 형상구현에 유리하고 물성이 우수한 편이나 편홀(pinhole)이나 링클

(wrinkle)로 인한 물성변동이 존재한다. 다수의 업체가 기술을 보유하고 있는 장점이지만 고가의 금형제작으로 인해 초기비용이 많이 들어간다[5].

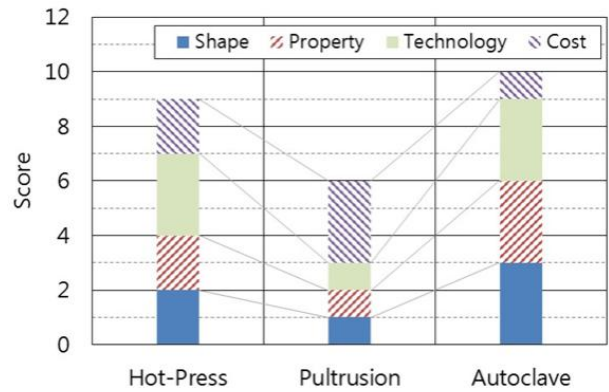


Fig. 9 Estimation Result of Manufacturing Processes

펄트루전은 일정한 단면을 갖는 형상에 적용이 가능하다. 1-방향 물성은 우수하지만 2-방향과 3-방향 물성은 저조하다. 보통 종재에 적용되고 비행체 적용 사례가 부족한 것도 단점이다. 하지만 대량으로 생산하는 경우에 생산단가가 매우 저렴하다.

오토클레이브는 상대적으로 복잡한 형상의 구현이 가능하고 물성이 가장 우수한 공정이며 국내에서 많은 경험과 기술을 보유하고 있는 것이 장점이다. 하지만 금형과 제작공수로 인하여 비용 면에서 가장 불리한 것이 단점이다.

먼저 인보드 부분의 솔리드형상을 구현하기 위한 피벗마운트의 공정을 검토하였다. 제작비용을 고려하면 펄트루전 공정도 적합해 보인다. 그러나 피벗마운트는 회전축이 조립되는 부분이므로 물성과 비용이 중간단계인 핫프레스 공정을 선정하였다. 핫프레스는 추가공정이 거의 필요하지 않은 정형(net-shape)공정으로 시간과 비용을 많이 절약할 수 있다.

날개 스킨의 제작공정은 형상과 물성이 가장 중요하다. 따라서 물성과 기술의 수준이 가장 우수한 오토클레이브를 적용하였다. 아웃보드 부분의 중공을 구현하기 위해 탈형 몰드(mold)를 제작하여 피벗마운트와 함께 스킨의 적층치구로 적용하게 된다. 즉 인보드 부분은 경화된 적층판과 경화가 되지 않은 프리프레그를 접착제를 사용하지 않고 동시접착(co-bonding)하여 제작하는 일체형 구조성형 공정이다.



### 3.2 일체형 날개 제작공정 설계

Figure 10은 다중공정을 적용한 일체형 복합재료 날개 제작공정을 나타낸 것이다[6].

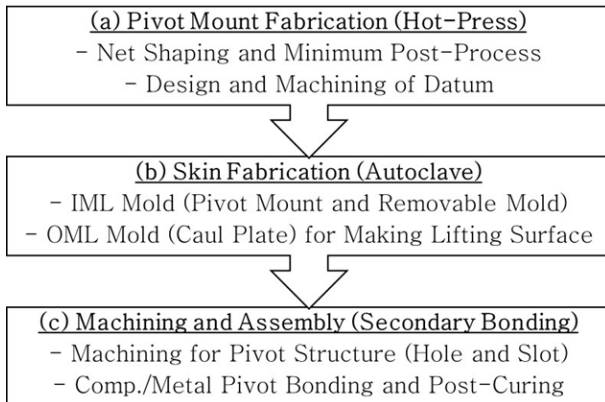


Fig. 10 Manufacturing Procedure

먼저 프리프레그를 재단하고 적층하여 피벗마운트를 제작한다. 그리고 제작 기준점(datum)을 가공한다. 스킨 적층을 위해 3개로 분할되는 탈형몰드 1조와 피벗마운트를 결합하여 내부형상(IML, Inner Mold Line) 몰드로 활용한다. 스킨 적층이 끝나면 오토클레이브에서 정해진 온도와 압력에 따라 성형을 실시한다.

날개는 피벗마운트 단계와 일체형 제작이 완료된 조립품 단계에서 육안검사, 치수검사, 비파괴검사를 각각 수행한다. 모든 검사결과는 품질보증을 위하여 성적서로 발행된다.

날개 제작의 마지막 단계는 이종재료 접착공정을 통한 기계적 인터페이스 및 회전축 구현이다. 일체형 날개에 회전축 구멍을 가공하고 금속재료로 만든 상부 피벗과 하부피벗을 접착하여 제작을 마무리한다. 기계적 체결을 사용하지 않고 복합재료 제작공정과 접착공정만으로 구성된 일체형 구조성형 제작공정을 수립하였다.

## 4. 구조해석 및 시험

### 4.1 구조해석

접이식 인터페이스인 날개 회전축을 고려하여 구조해석을 수행하였다. 회전축은 하중증가에 따라 접촉상태가 계속 변하는데 선형해석은 접촉상태의 변화를 나

타낼 수 없다. 그러므로 접촉을 고려하여 비선형 해석을 수행하였다.

날개의 유한요소모델은 3차원 형상인 피벗마운트의 모델링을 고려하여 내부형상을 기준으로 생성하였다. 피벗마운트는 1차 육면체 요소로 모델링하고 스킨은 1차 사각형 요소로 모델링하였다. 날개의 해석 모델링은 Fig. 11과 같다.

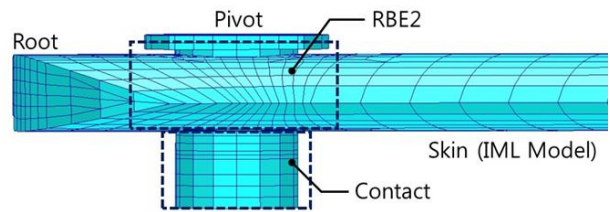


Fig. 11 Wing Modeling for Structural Analysis

경계조건으로 날개장착부가 동체와 체결되는 부분을 고정하고 날개와 날개장착부의 회전축 계면에 접촉조건을 부여하였다. 다른 계면은 노드공유 및 강체요소(RBE2, Rigid Body Element 2)를 적용하여 구현하였다.

스킨의 물성으로 1-방향과 2-방향 라미나 물성을 2차원 직교이방성으로 입력하였다. 피벗마운트 물성입력을 위해 2-방향과 3-방향 물성이 유사하다고 가정하여 3-방향 라미나 물성을 추산하였다. 그 물성과 MSC/Patran을 활용하여 3차원 라미네이트 물성을 계산하였다. 산출한 피벗마운트 물성은 3차원 직교이방성으로 입력하였다. 스킨에 적용된 라미나와 피벗마운트에 적용된 라미네이트 물성은 Fig. 12와 같다.

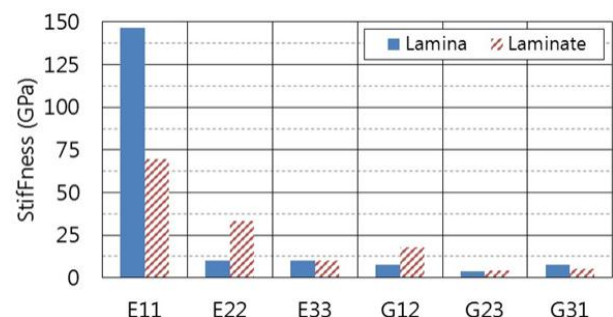


Fig. 12 Composite Material Properties

DUL에서의 구조해석 변위결과는 Fig. 13과 같다. 양의 하중배수에서 팁의 최대 변위가 49.7 mm이고 음의 하중배수에서 팁의 최대 변위가 27.3 mm이다.

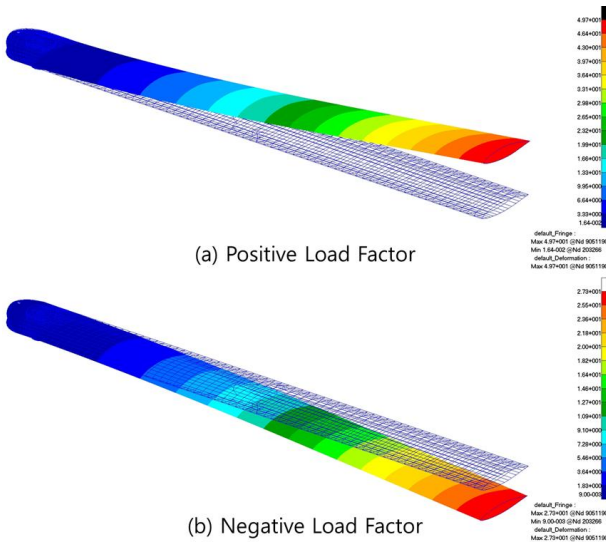


Fig. 13 Structural Analysis Results (Deflection)

DUL에서의 구조해석 변형률결과는 Fig. 14와 같다. 양의 하중배수에서 루트 윗면의 최대 압축변형률이 2,730  $\mu\epsilon$ 이다.

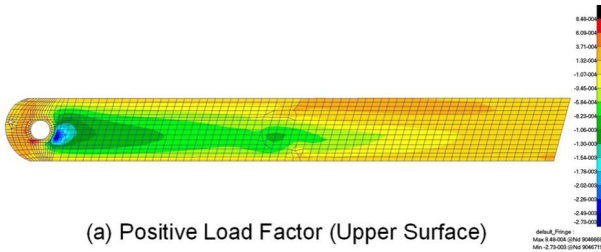


Fig. 14 Structural Analysis Result (Strain)

파손지수(FI, Failure Index)는 최초 플라이 파손 (first ply failure) 기준 중에 하나인 최대 변형률 (maximum strain) 기준을 적용하여 계산하였다.

복합재료의 파손판정에 기본적으로 FI를 사용한다. FI와 수식을 통해 강도비율(SR, Strength Ratio)과 안전여유를 계산할 수 있다. Equation (1)은 FI의 정의, Eq. (2)는 SR과 FI의 관계식, Eq. (3)은 MS와 SR의 관계식을 나타낸다.

$$FI = \frac{\text{applied strain}}{\text{allowable strain}} \quad (1)$$

$$SR = \frac{1}{FI} \quad (2)$$

$$MS = SR - 1 \quad (3)$$

Table 1은 대표적 설계하중인 양의 하중배수에 대한 해석결과이다. 최소 MS가 0.14이므로 소재강도 기준인 MS 0.0 이상을 만족한다.

Table 1 Structural Analysis Results

Ply No.	Angle	Positive Load Factor (FWD)		
		FI	SR	MS
Bottom	45 <sub>r</sub>	0.46	2.18	1.18
11	90	0.84	1.19	0.19
14	45 <sub>r</sub>	0.80	1.25	0.25
16	0	0.56	1.78	0.78
Top	45 <sub>r</sub>	0.88	1.14	0.14

좌굴해석은 한쪽 날개를 선형해석으로 실시하였다. 해석하중은 설계극한하중이고 해석결과는 Fig. 15와 같다. 좌굴하중배수(buckling load factor)는 11.2로 설계극한하중에 대한 MS가 10.2이므로 좌굴강도 기준인 MS 0.0 이상을 충족한다.

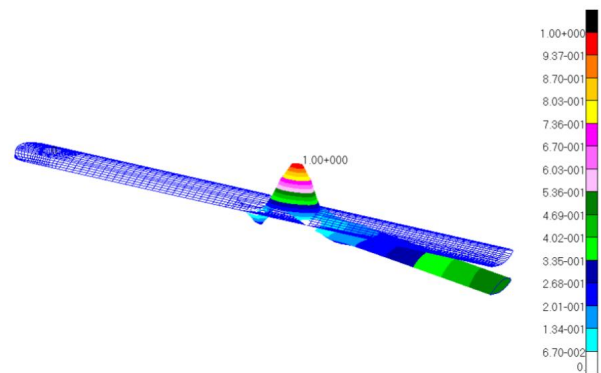


Fig. 15 Buckling Analysis Result

복합재료 날개의 해석 결과를 종합하면 소재강도 MS가 0.14이고 좌굴 MS가 10.2이므로 소재강도 MS가 최소이다. 따라서 해석적인 복합재료 날개의 파손

모드는 소재강도이고 이때의 최소 MS는 0.14이다.

### 4.2 설계개발시험

설계초기단계에서 비교적 구조가 복잡한 회전축의 설계개념을 조기에 확정하기 위해 Fig. 16과 같이 2차례에 걸쳐 DDT를 수행하였다.

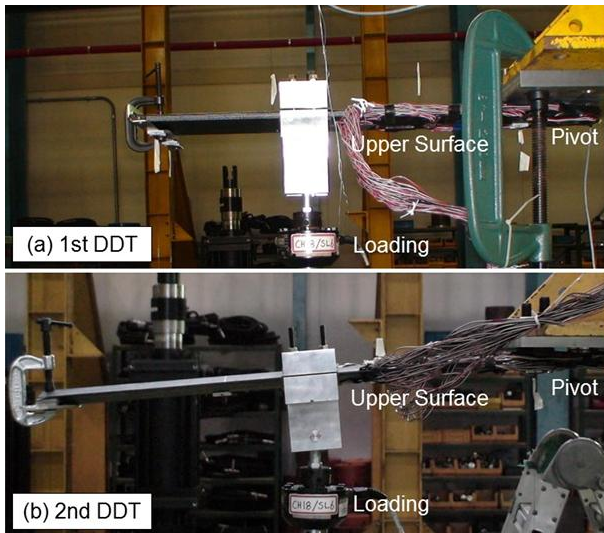


Fig. 16 Design Development Test (DLL)

1차 DDT 목적은 금속재료 회전축의 시험적 검증이다. 설계극한하중에서 최대 압축변형률은 3,260  $\mu\epsilon$ 이고 금속재료 회전축은 파손이 일어나지 않았다.

2차 DDT 목적은 1차 DDT를 토대로 한 금속재료 회전축과 복합재료 피벗마운트의 시험적 검증이다. 설계극한하중에서 최대 압축변형률은 3,246  $\mu\epsilon$ 으로 그 값이 1차 시험과 유사하며 금속재료 회전축과 복합재료 피벗마운트는 설계극한하중에서 파손이 일어나지 않았다.

### 4.3 구조시험

날개와 날개장착부 인터페이스를 시험적으로 검증하기 위한 구조시험을 수행하였다. 날개는 양쪽 날개를 모두 사용하였다. 주요 시험하중은 양의 하중배수, 음의 하중배수로 2가지 조건이다. 설계하중을 바탕으로 시험하중을 산출하였으며 대표적으로 가장 보수적인 양의 하중배수의 굽힘 모멘트(bending moment)와 토크(torque) 선도는 Fig. 17과 같다.

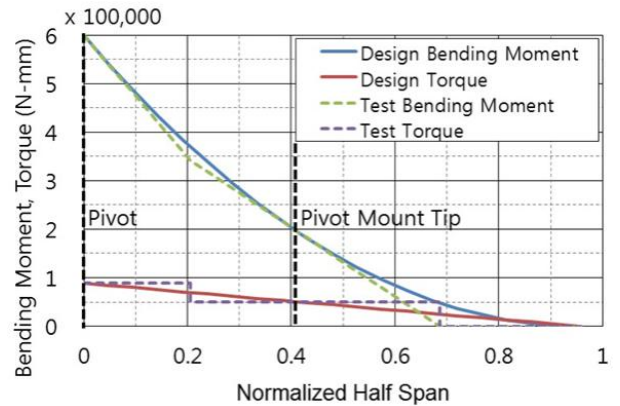


Fig. 17 Design and Test Loads

피벗마운트의 끝단과 날개 회전축 위치에서 시험하중과 설계하중의 굽힘 모멘트와 토크는 동일하다. 그리고 회전축 위치에서는 시험하중과 설계하중의 전단력(shear force)도 동일하다.

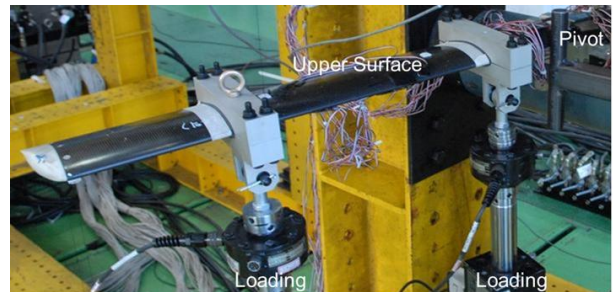


Fig. 18 Static Structural Test (DLL)

정하중 구조시험은 Fig. 18과 같다. 모든 하중에 대하여 DLLT와 DULT를 수행하였으며 최종적으로 설계파단하중을 확인하였다. DLLT에서 영구변형이 발생하지 않았고 DULT에서 구조파손이 발생하지 않았으므로 시험 요구조건을 모두 만족하였다.

구조시험 우익의 변위는 Fig. 19와 같다. 시험에 대한 해석변위가 시험변위보다 작게 추정되었는데 이는 회전축 구조에서 흔히 나타나는 현상이다. 해석변위를 보정하기 위하여 최소제곱법을 통해 회전축의 시위방향 회전각을 계산하고 반영하였다.

DULT 우익의 변형률은 Fig. 20과 같다. 윗면의 최대 압축변형률은 3,027  $\mu\epsilon$ 이고 아랫면의 최대 인장변형률은 1,682  $\mu\epsilon$ 이다.



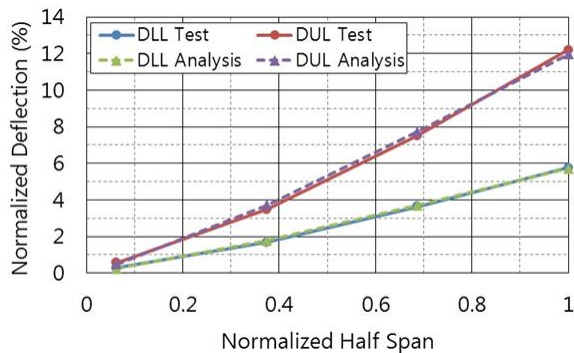


Fig. 19 Structural Test Result (RH, Deflection)

구조시험 결과는 복합재료 환경계수를 고려한 하중을 만족하였다. 이때 시험의 최대 압축변형률은 3,660  $\mu\epsilon$ 이고 이에 대응하는 해석의 최대 압축변형률은 3,242  $\mu\epsilon$ 이다. 구조의 파손위치는 회전축 나사이다. 따라서 날개의 구조건전성이 시험적으로 검증되었다.

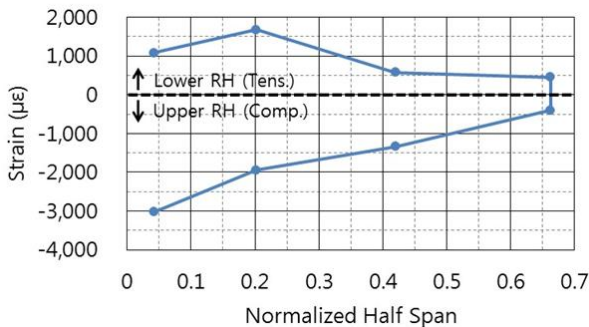


Fig. 20 Structural Test Result (RH, Strain)

## 5. 결 론

탄소섬유 복합재료를 적용한 일체형 접이식 복합재료 날개 개발에 대한 연구를 수행하였다.

접이식 복합재료 날개의 요구조건과 기능을 분석하여 설계기준을 결정하고 이에 따라 날개설계방안과 제작공정을 수립하였다. 설계최적화기법을 통해 일방향과 직조형 프리프레그를 혼용하는 복합재료 날개 사이징을 수행하였다.

일체형 날개제작을 위해 3가지 복합재료 공정을 평가하였다. 성능과 비용을 복합적으로 고려하여 핫프레

스, 오토클레이브, 이중재료 접착으로 구성된 다중공정을 기반으로 한 일체형 복합재료 날개 제작공정을 수립하였다.

구조해석과 설계개발시험을 통해 구조설계와 제조공정을 확인하였다. 마지막으로 정하중 구조시험을 실시하여 각 하중조건에 대한 요구도를 검증하였다.

## References

- [1] D. Nam, Y. Lee, Y. Cho, H. Jung and J. Lee, "Design allowable prediction of composite laminates using statistical method and finite element analysis," *J. Korean Soc. Precis. Eng.*, vol. 34, no. 9, pp. 627-631, September 2017.
- [2] Y. Yang, J. Kwon, J. Kim and S. Lee, "A Study on Manufacturing Methods of Cocuring Composite Wings of Solar-Powered UAV," *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, vol. 10, no. 1, pp. 43-50, March, 2016.
- [3] HyperSizer User's Manual, <https://hypersizer.com>
- [4] J. Lee, Y. Joo and C. Cho, "Optimization study of composite structure considering manufacturability," *Proc. of Advances in Structural Health Management and Composite Structures 2014*, August 2014.
- [5] Y. Joo, O. Jun, K. Byun, C. Cho and J. Han, "A study on manufacture of integrated composite wing with high aspect ratio," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 41, no. 2, pp. 127-133, February 2013.
- [6] Y. Joo, W. Jun, K. Byun, and C. Cho, "A development of pivoting composite wing for mount kit," *Journal of the KIMST*, vol. 16, no. 4, pp. 486-492, August 2013.