

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(10), 928-935(2015)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.10.928>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 상온접합 본딩이 있는 복합재 날개의 저온 구조시험

하재석, 박찬익\*, 이기범

## Low Temperature Structural Tests of a Composite Wing with Room Temperature-Curing Adhesive Bond

Jae Seok Ha, Chan Yik Park\* and Kee Bhum Lee

7 - 3, Agency for Defense Development

## ABSTRACT

This paper presents low temperature structural tests of a UAV wing which has room temperature-curing adhesive bond. The wing structure is made of carbon fiber reinforced composites, and the skins are bonded to the inner structures (such as ribs and spars) using room temperature-curing adhesive bond. Also, to verify damage tolerance design of the wing structure, barely visible impact damages are intentionally created in the critical areas. The attachment fittings of the wing are fixed in a specially designed chamber which can simulate the low temperature environments of the operating altitudes. The test load is applied by hydraulic actuators which are placed outside the chamber. The structural tests consist of strain survey tests and a durability test for 1-life fatigue load spectrum. During the tests, strains of major parts are measured by strain gauges and FBG sensors. The change of the initial impact damages is also monitored using piezoelectric sensors. The 1-life damage tolerance of the composite structure is verified by the structural tests under the simulated environments.

## 초 록

본 논문에서는 상온접합이 있는 무인기 복합재 날개의 저온 구조시험에 대하여 소개하였다. 본 시험에 사용된 날개구조는 탄소섬유 강화 복합재료로 구성되며, 내부 구조물과 스킨은 상온접착제로 접합되었다. 또한 날개구조의 손상허용성을 검증하기 위하여 육안으로 확인이 거의 불가능한 충격손상을 스킨의 주요 부위에 인위적으로 적용하였다. 무인기 운용 고도의 온도환경을 모사하기 위한 저온 챔버를 특별히 제작하였으며, 날개구조는 챔버내에 고정시키고 챔버 외부에 설치한 유압 작동기를 이용하여 하중을 부가하였다. 구조시험은 변형률 개관 시험 및 1배 수명 피로하중 스펙트럼에 대한 손상허용시험으로 구성된다. 변형률 게이지와 광섬유 센서를 이용하여 본딩영역 및 주요 부위의 변형률을 측정하였으며, 압전 구동기/센서를 이용하여 손상의 변화를 모니터링 하였다. 시험결과로부터 날개구조는 1배 수명에 대한 운용환경을 모사한 환경 하에서 구조적 건전성을 보유하고 있음을 확인하였다.

**Key Words** : 복합재 날개(Composite Wing), 상온접합(Room Temperature-Curing Adhesive Bonding), Carbon Fiber Reinforced Composite(탄소섬유 강화 복합재), Low Temperature Structural Test(저온 구조시험), Damage Monitoring(손상 모니터링)

† Received : June 10, 2015      Revised : August 6, 2015      Accepted : August 25, 2015

\* Corresponding author, E-mail : [pcy1216@add.re.kr](mailto:pcy1216@add.re.kr)

## I. 서 론

최근에 개발되고 있는 감시정찰 군사용 무인기는 임무 장비에 따라 특정 고도 영역에서 장기체공하며 운용된다. 이러한 감시정찰 무인기는 유인기와 비교하여 긴 비행시간 동안 높은 고도에서 임무를 수행하게 된다. 일례로 미 공군의 대표적인 감시정찰 무인기인 Northrop Grumman사의 RQ-4 Global Hawk 항공기의 경우 최대 비행시간이 35시간이며, 최대 고도가 6만 5천 피트 (19.8 km)에 이른다[1]. 이러한 감시정찰 무인기의 구조는 일반적으로 급격한 기동이 없고, 비교적 낮은 속도에서 장기체공에 효율적인 긴 날개 스패น과 날개 단면 형상을 갖고 있다. 또한, 비행중 긴 날개의 강성유지와 중량절감을 위하여 비강성이 높은 탄소섬유 강화 플라스틱 (Carbon Fiber Reinforced Plastic)을 주구조의 재료로 사용한다. RQ-4의 날개구조는 길이가 39.9m에 이르며, 높은 강성의 탄소섬유를 사용하여 제작한 것으로 알려져 있다.

비행체 주 구조를 복합재료로 설계할 때 해결해야 할 주요 이슈 중 하나는 주 구조간의 접합설계이다. 메탈구조의 접합은 일반적으로 볼트접합 (Bolted Joints)이 사용되고 있다. 그러나 복합재 구조의 접합에 볼트의 사용은 갈바닉 부식 (Galvanic Corrosion)이 발생할 수 있고, 베어링 강도 저하 등의 제한사항이 있다[2]. 따라서 복합재 구조의 접합설계는 상온경화 접착제에 의한 접합이 대안으로 여겨지고 있다. 상온접합은 복합재에 구멍을 가공하지 않으므로 제작시간이 짧고 용이하며, 갈바닉 부식의 우려가 없고, 상대적으로 가볍고 기밀성이 우수하다. 이러한 이유로 소형 항공기나 최근 개발되는 무인기는 상온접합을 복합재구조의 주 접합방법으로 사용하고 있다. 일반적으로 탄소섬유 복합재 접합구조는 고온 고습조건에서 복합재구조의 특성이 저하되는 것으로 알려져 있다. 그러나 높은 고도의 저온환경하의 복합재 구조특성은 상대적으로 잘 알려져 있지 않다.

따라서 본 논문에서는 상온접합이 있는 복합재 날개의 저온 특성을 확인하기 위하여 수행한 구조시험에 대하여 소개하였다. 2.1절에서는 본 논문에서 사용한 복합재 날개구조와 제작방법에 대하여 간략히 소개하였다. 2.2절에서는 저온구조시험 내용을 소개하였으며, 2.3절에서는 저온챔버 및 시험구성에 대하여 논의하였다. 2.4절에서는 구조시험에 사용한 각종 센서에 대하여 소개하였다. 일반적으로 사용하는 변형률 게이지 이외에

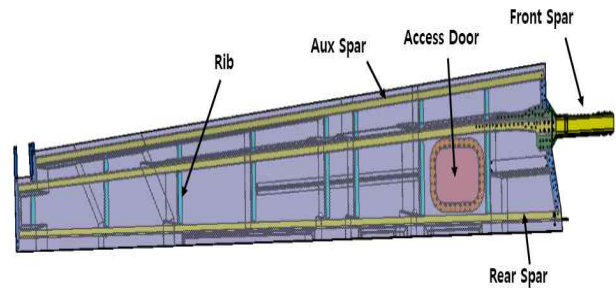


Fig. 1. Layout of Composite Wing Structure

광섬유센서 및 인위적 손상의 성장을 확인하기 위한 압전센서에 대하여 소개하였다. 2.5절에서는 변형률 개관시험 결과와 손상탐지 모니터링 결과에 대하여 소개하였다.

## II. 본 론

### 2.1 시험체 구조

본 시험에 사용된 시험체는 무인기 복합재 날개로서, 전형적인 보강판 구조로 스파, 리브, 스킨으로 구성되어 있다. 대부분의 구조는 T800급의 Carbon/Epoxy 복합재로 구성되며, 일부 리브 및 동체와의 연결 피팅 등은 알루미늄 재질로 구성된다. 시험체 구조에서 조종면과 페어링 부품은 포함하지 않았으며 대략적인 크기(4 m x 0.7 m)와 주구조의 배열은 Fig. 1에 나타내었다. 대부분의 복합재 구조는 준 등방성으로 적층하였으며, 스킨, 리브, 스파의 두께는 위치별로 각각 1.2~3.8 mm, 0.8~2.4 mm, 0.8~4.5 mm의 범위를 갖는다.

제작방법은 우선 리브와 스파를 경화시킨 후 조립치구에 설치하여 갈바닉 부식의 염려가 없는 특수 리벳으로 조립하였다. 2번째 단계에서는 스킨을 스트링거와 함께 적층하여 최종 경화시켰다. 3번째 단계에서는 스파, 리브 및 하부 스킨의 접합면을 일련의 절차에 의하여 표면처리하고, 접합치구에 설치하였다. 표면처리는 주로 여러 단계의 샌딩을 수행한 뒤 MEK(Methyl Ethyl Ketone) 용액으로 표면을 세척하고, 수막파열시험(Water Break Test)[3]을 수행하여 그 결과를 표준 시편과 비교하는 방법을 사용하였다. 접합치구에 구조물이 설치되면, 실제 접합 두께를 확인하는 절차를 수행한 뒤 최종 접합하였다. 4번째 단계에서는 상부 스킨을 3단계와 동일한 방법으로 접합하였다. 상온접합의 경화시간은 상부스킨 및 하부스킨에 대하여 각각 24시간 이상 적용하였다. 마지막 단계에서는 리벳체결로 설계된 부분에 대하여 리벳

작업을 수행하고, 점검창을 장착하였다.

## 2.2 저온 구조시험 내용

### 2.2.1 변형률 개관시험

본 구조시험에서는 시험체 및 시험구성의 상태를 확인하고 기저 변형률을 측정하기 위하여 변형률 개관시험을 수행하였다. 변형률 개관시험을 수행하기 위한 하중조건은 무인기의 운용 중 발생하는 복합재 날개의 (-) 방향 최대 굽힘하중 조건으로 선정하였다.

### 2.2.2 손상허용시험

저온 구조시험에서는 복합재 날개의 손상허용성을 입증하기 위하여 BVID(Barely Visible Impact Damage)를 상부스킨(UB1~UB3) 및 하부스킨(LB1~LB3)에 각각 3개씩 적용하였으며, 피로하중을 부가하여 손상허용시험을 수행하였다. BVID의 위치는 정적강도의 안전여유(Margin of Safety)가 낮은 영역을 기준으로 선정하였으며, 스킨의 두께에 따라 자유낙하 충격체를 이용하여 15 ~ 36 J의 충격에너지를 적용하였다. 피로하중은 무인기의 운용도 분석으로부터 생성된 1배 수명 하중 스펙트럼을 적용하였으며, 굽힘, 비틀림, 전단 등의 다양한 하중조건이 조합된 형태로 구성된다. 하중 스펙트럼은 약 120,000 사이클로 구성된다.

## 2.3 저온챔버 및 시험구성

무인기 복합재 날개는 높은 고도의 저온환경을 모사하기 위한 저온챔버에 설치되며, 항공기 동체와 연결되는 방법과 동일하게 시험치구에 장착된다. Fig. 2는 저온챔버, 시험체의 시험 구성을 나타낸 것이다. 챔버의 상단에는 냉동기와 제어기가 설치되며, 챔버 내부와 덕트로 연결되어 저온 환경을 구성한다. 챔버의 하부에는 하중을 부가하기 위한 유압작동기(Actuator)의 링크가 통과할 수 있도록 4개의 구멍이 있다. 유압작동기 및 하중계(Load Cell)는 챔버 외부에 위치하며, 이는 저온 환경에서 장비 및 센서의 오작동을 방지하기 위한 설계이다.

시험체는 Fig. 3과 같이 하중 패드(Pad)와 고무 패드로 감싸는 방법으로 하중프레임을 구성하였다. 하중프레임은 본 시험에 앞서서 저온 환경에서 하중전달에 문제가 없는지 예비시험을 수행하여 사용에 문제가 없음을 확인하였다.

챔버 내에는 5개의 온도계를 설치하였으며, 시험체의 전반적인 온도 수렴성을 확인하기 위하여 시험체와 대략 20 cm 떨어진 공간에 1개, 인보드(Inboard) 스킨 부위에 2개, 날개 끝(Wing Tip) 근방 스킨 부위에 2개를 각각 설치하였다. 시험온

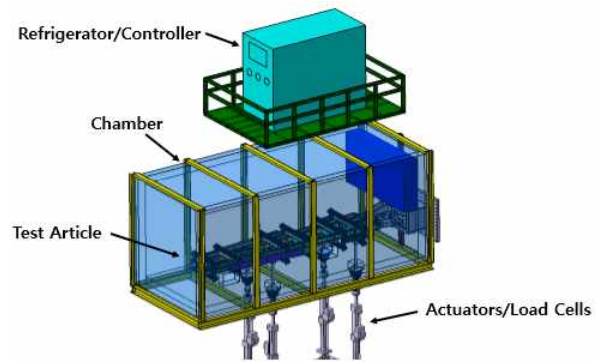


Fig. 2. Low Temperature Chamber and Test Setup

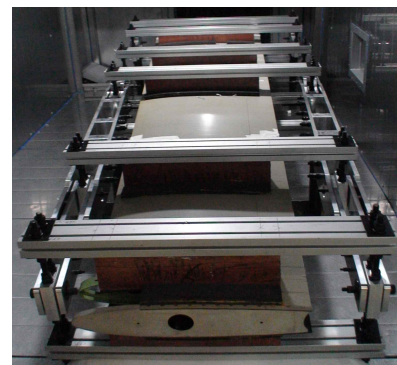


Fig. 3. Loading Frame Setup

도는 대략적으로  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$  이하이며, 챔버, 인보드, 날개 끝 부위의 시험온도 도달시간은 각각 45분, 1시간 50분, 3시간이 소요되었다. 각 부위마다 시험온도에 도달하는 시간의 차이가 발생한 것은 냉동기의 덕트가 날개 뿌리(Wing Root)에 위치하였기 때문이다.

## 2.4 센서 장착

### 2.4.1 변형률 게이지 장착

구조시험이 진행되는 동안에 저온 환경에서 상온접합 영역 및 주요 구조물의 구조적 건전성을 확인하기 위하여 단축 변형률 게이지를 장착하였다. 변형률 게이지는 Fig. 4와 같이 상부스킨(USG1~USG14) 및 하부스킨(LSG1~LSG14)이 스파와 접합되는 영역과, 보조스파(ASG1~ASG8) 및 후방스파의(RSG1~RSG8) 웹(Web)면에 길이방향으로 장착하였다.

### 2.4.2 광섬유 센서 장착

본 시험에서는 변형률과 온도를 측정하기 위한 광섬유 센서를 보조스파에 장착하였으며, 변형률 개관시험을 수행하여 저온환경 하에서 광섬유센서 장착상태의 건전성과 온도보상을 이용한 변형률

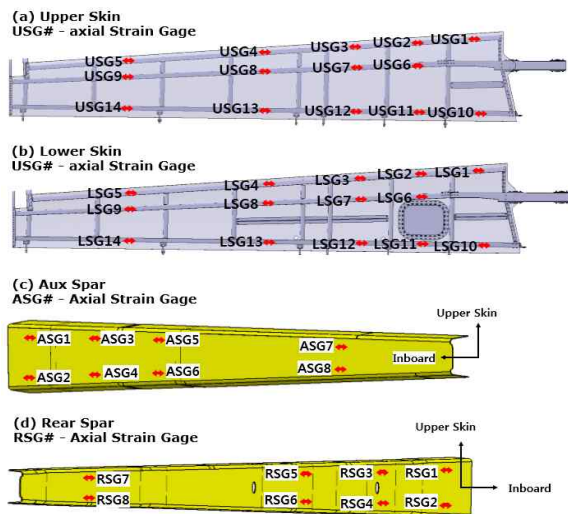


Fig. 4. Strain Gauge Locations

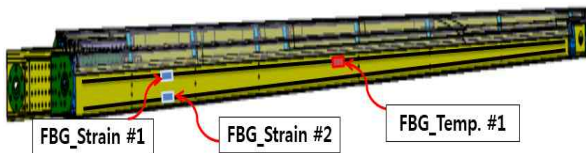


Fig. 5. FBG Sensor Locations

계산을 수행하였다. 광섬유 센서는 FBG(Fiber Bragg Grating) 센서 형태로써 에폭시 접착제를 이용하여 장착하였으며, Fig. 5와 같이 보조스파 인보드 부위의 굽힘을 측정하기 위한 2개의 변형률 센서, 가운데 부위에 1개의 온도센서를 장착하여 온도와 변형률을 측정하였다.

#### 2.4.3 압전 구동기/센서 장착

본 시험에서는 복합재 날개의 손상허용성을 입증하기 위하여 인위적인 BVID를 적용한 손상허용 시험을 수행하였기 때문에, 시험이 진행됨에 따라 손상의 변화를 관찰할 필요가 있었다. 최근에는 복합재 구조의 손상탐지 및 크기변화를 시험의 중단 없이 거의 실시간으로 모니터링하는 방안으로 압전 구동기/센서가 사용되고 있다[4]. 본 시험에서도 피로하중의 부가에 따른 BVID(UB1 ~ UB3)의 성장 또는 변화를 모니터링하기 위하여 Fig. 6과 같이 3개 군의 압전 구동기/센서를 장착하였다. 압전 구동기에서는 유도초음파를 발생시키고 손상에 의해 발생하는 반사 및 산란파를 다수의 센서배열로 측정된 뒤 Beamforming 기법을 사용하여 손상의 각도 및 위치추정을 수행하였다. 또한, 손상의 변화를 모니터링 하기 위하여 시험이 진행되는 동안과 시험이 끝난 후에 측정된 시험데이터를 비교하여 손상의 변화를 모니터링 하였다.

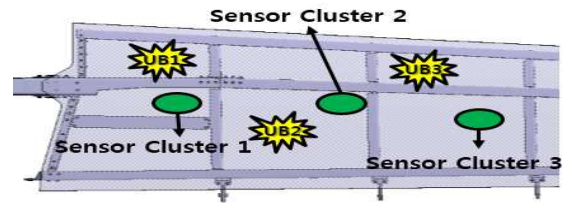


Fig. 6. Locations of BVIDs and Piezoelectric Sensor/Actuator Clusters

압전 구동기/센서를 이용한 손상탐지 기법은 참고문헌[5]에 상세히 수록하였다.

## 2.5 저온 구조시험 결과

### 2.5.1 변형률 개관시험 결과

변형률 개관시험으로부터 시험체 및 시험구성 상태에는 이상이 없음을 확인하였으며, USG1에서 이상신호가 발생하는 것으로 판단하여 시험결과에서 제외하였다.

Figure 7은 변형률 개관시험 중 변형률 게이지로부터 측정된 상부스킨(USG) 및 하부스킨(LSG)의 변형률을 나타낸 것이다. 시험체의 굽힘에 의해 상부스킨에는 최대 233  $\mu\epsilon$ 의 인장변형률이 발생하며 하부스킨에는 최대 -269  $\mu\epsilon$ 의 압축변형률이 발생하였다. 전반적으로 날개의 인보드 방향으로 갈수록 높은 변형률이 나타나지만 Rear 스파와 접합되는 영역인 USG 10 및 LSG 10에서는 각각 8.3 및 -37.5  $\mu\epsilon$ 으로 매우 낮은 수준의 변형률이 발생하였다. 이러한 결과로부터 내부구조의 형상을 고려하였을 때 이 영역의 하중경로가 다른 영역과는 다르고, 비교적 낮은 수준의 하중이 작용되는 영역임을 판단하였다.

Figure 8은 변형률 개관시험 결과로부터 측정된 보조스파(ASG) 및 후방스파(RSG)의 변형률을 나타낸 것이다. 스킨과 마찬가지로 시험체의 굽힘에 의해 스파 웹면의 중립면을 기준으로 상부스킨과 가까운 영역에는 최대 143  $\mu\epsilon$ 의 인장변형률이 발생하였으며 하부스킨과 가까운 영역에는 최대 -161  $\mu\epsilon$ 의 압축변형률이 발생하였다. 보조스파에서는 점검창이 위치한 스테이션의 ASG3 및 ASG4에서 가장 큰 수준의 변형률이 발생하였으며, 아웃보드(Outboard)의 ASG7 및 ASG8에서 각각 38.5  $\mu\epsilon$  및 -43.6  $\mu\epsilon$ 으로 가장 낮은 수준의 변형률이 발생하였다. 후방스파에서는 날개뿌리와 가장 가까운 영역의 RSG1 및 RSG2에서 0.1  $\mu\epsilon$  및 -24.6  $\mu\epsilon$ 으로 가장 낮은 수준의 변형률이 발생하였으며 이는 보조스파와는 다른 양상이다. 스킨에서 측정된 변형률과 마찬가지로 이 영역에서는 비교적 낮은 수준의 하중이 작용되는 영역임을 판단하였다.

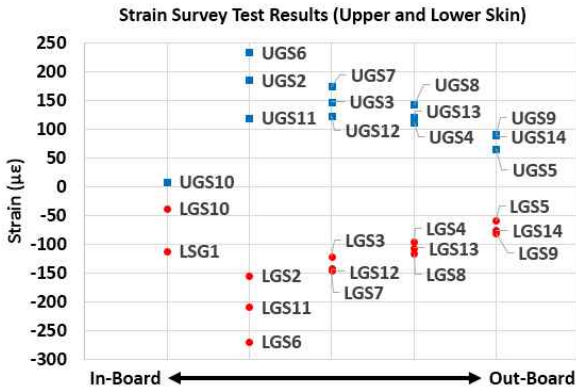


Fig. 7. Strain Values of Upper and Lower Skins at Survey Test

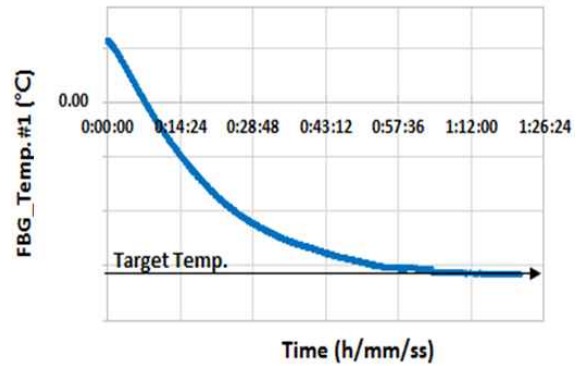


Fig. 9. Low-Temperature Conditioning Result of FBG Temperature Sensor

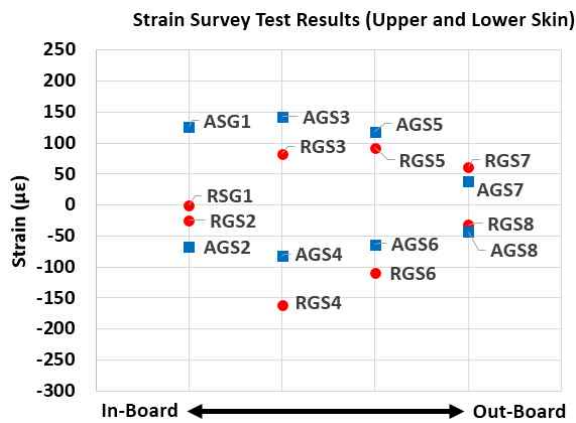
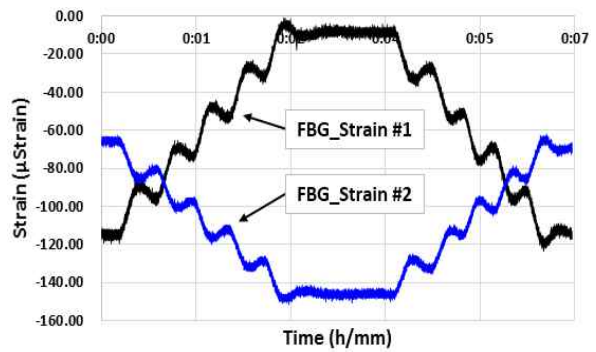
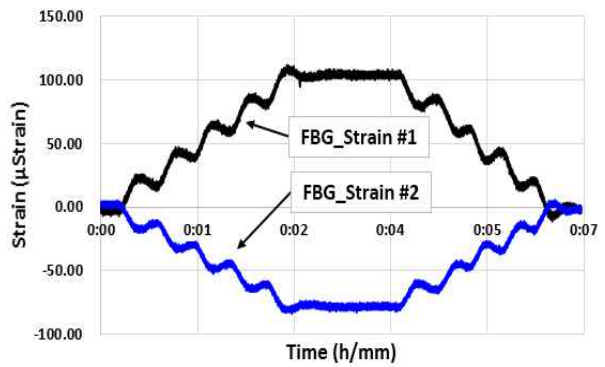


Fig. 8. Strain Values of Aux and Rear Spars at Survey Test



(a) Without Temperature Compensation



(b) With Temperature Compensation

Fig. 10. Strain Values of FBG Sensors at Strain Survey Test

Figure 9는 저온환경을 모사하기 위하여 챔버를 냉각시키는 동안에 FBG센서를 이용하여 온도를 측정 한 결과이다. 온도를 측정하는 부위의 목표 온도 도달시간은 약 1시간 10분이 소요되었다. Fig. 10은 변형률 개관시험이 진행되는 동안 FBG센서로부터 측정된 변형률을 나타낸다. 변형률 개관시험은 최종 시험하중까지 총 5단계에 걸쳐 하중이 부가되며, 각 단계마다 유압작동기의 과도응답(Overshoot)이 나타나지만 시간이 지나면서 목표하중으로 안정화되는 것을 확인하였다. Fig. 10 (a)는 온도의 영향이 반영된 변형률을 나타내며, 저온환경에 의해 FBG\_Strain #1은  $-112.5 \mu\epsilon$ 의 열변형이 발생하였으며 FBG\_Strain #2는  $-67.83 \mu\epsilon$ 의 열변형이 발생하였다. Fig. 10 (b)는 온도를 보상하여 계산된 변형률을 나타내 결과이다. Fig. 8의 결과와 마찬가지로 시험체의 굽힘에 의해 보조스파 중립면을 기준으로 상부스킨과 가까운 영역에서는 최대  $102 \mu\epsilon$ 의 인장변형률이, 하부스킨과 가까운 영역에서는 최대  $-82 \mu\epsilon$ 의 압축변형률이 발생하였다.

### 2.5.2 손상허용시험 결과

복합재 날개에 인위적인 BVID를 적용하고 1배 수명에 해당하는 하중 스펙트럼을 저온환경에서 부가하여 손상허용시험을 수행하였다. Fig. 11은 시험을 수행하는 동안에 반복되는 여러 가지 하중조건들 중에서 변형률 개관시험에서 사용된 하중조건에 대해서만 나타난 시험결과이다. 전반적으로 시험이 종료될 때 까지 측정된 변형률은 증가하거나 감소

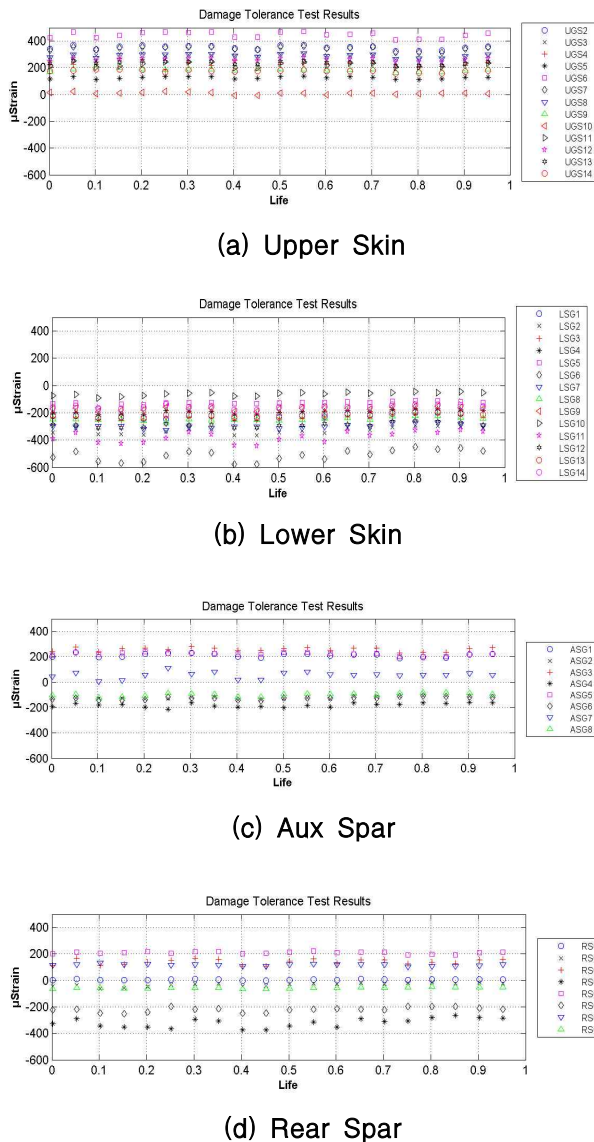


Fig. 11. Strain Values of Strain Gauges for a Unique Load Condition at Damage Tolerance Test

하는 경향 없이 비교적 일정하게 나타났다. 이러한 결과로부터 복합재 날개에 피로하중이 부가되는 동안에 손상에 의한 구조적 변화나 피로하중에 의한 구조적 건전성에 이상이 없음을 판단하였다.

Figure 11 (b)의 LSG6 및 LSG11에서 측정된 변형률은 각각  $-578 \sim -450 \mu\epsilon$  및  $-441 \sim -321 \mu\epsilon$ 의 범위로 변화하며, 다른 위치에서 측정된 변형률보다 상대적으로 변화하는 폭이 크게 나타났다. 변형률 게이지의 위치를 고려하였을 때, 하부스킨에 위치한 점검창과 매우 가까운 위치이며, 다른 영역과는 달리 컷아웃(Cutout)과 같은 불연속적인 형상을 갖는 이유로 하중경로가 달라지는 영역이다. 특히 점검창 및 점검창 프레임의 재질은 알루미늄이기 때문에 복

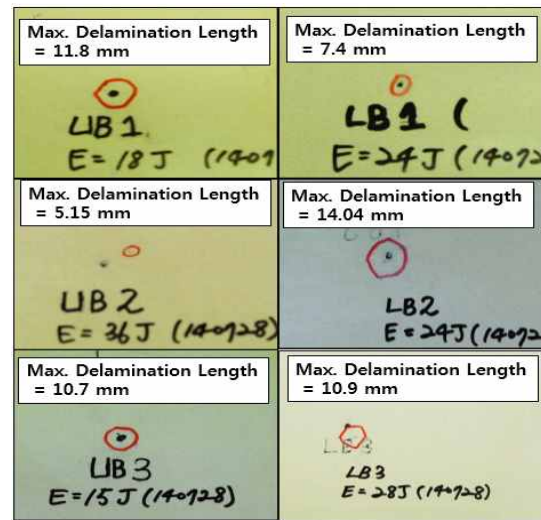


Fig. 12. A-Scan Results of the Initial BVIDs on the Skins

합재료와 다른 열팽창계수로 인하여 시험온도의 안정화 시간도 이러한 변화를 나타낸 하나의 요인으로 추정하였다. 따라서 동일한 하중이 반복되더라도 이 영역에서는 하중경로 및 온도 안정화 영향이 다른 영역보다 비교적 더 민감하다는 것으로 판단하였다. 또한 점검창과 가까운 곳에 위치한 Fig. 11. (d)의 RSG4 에서도  $-372 \sim -264 \mu\epsilon$ 의 범위로 변화하면서 이와 유사한 경향이 나타나는 것을 확인하였다.

Figure 12는 A-Scan 방식을 이용하여 상부스킨 및 하부스킨에 두께별로 15 ~ 36 J의 충격에너지를 적용한 BVID의 비파괴검사 결과이다. 그림에 표시된 영역은 복합재 스킨의 층간분리 영역을 의미하며, 스킨 두께 및 충격에너지에 따라 층간분리영역의 최대 길이는 5.15 ~ 14.04 mm의 길이를 갖는다. 손상허용시험 전후로 비파괴검사를 수행하였으며, 1배 수명에 해당하는 하중스펙트럼을 부가한 후에도 BVID의 크기 및 형태가 변하지 않았음을 확인하였다.

### 2.5.3 손상 모니터링 결과

Figure 13은 센서군 1에서 발생시킨 20 kHz의 유도초음파에 대한 신호응답이며, 유도초음파 인가 시 5개의 Peak를 가진 정현파에 Toneburst 파형을 사용하였다[5]. 측정 시점은 시험 중(약 15,000 사이클) 및 시험 후이며, 두 신호의 차이를 같이 나타내었다. 진폭의 차이가 발생한 것이 손상의 변화나 발생에 기인한 것인지, 또는 시험 중 부가된 하중에 의한 시험체의 변형에 기인한 것인지 확인하기 위하여 인위적인 손상을 모사한 시험결과를 Fig. 14와 같이 비교하였다. 손상을 모사하기 위해서 직경 10 mm 내외의 금속재 너트에 왁스를 도포하여 스

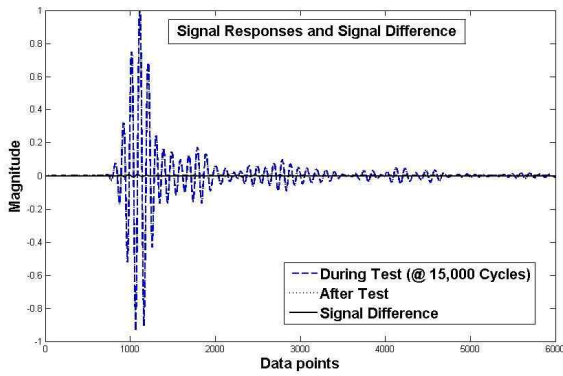


Fig. 13. Signal Responses of Sensor Cluster 1 for 20 kHz Wavelet Signal

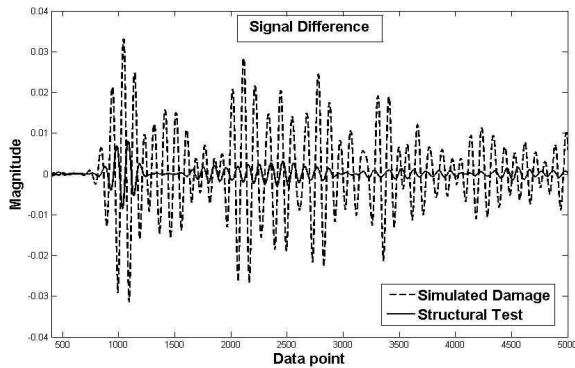


Fig. 14. Comparison of Signal Differences of Simulated Damage and Structural Test

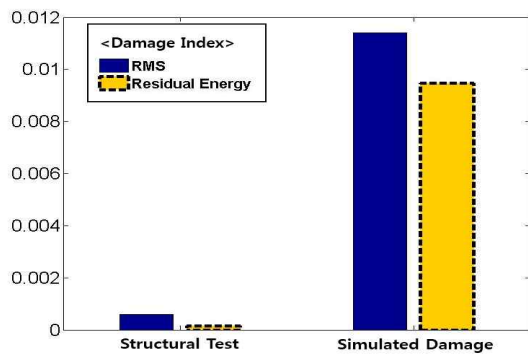
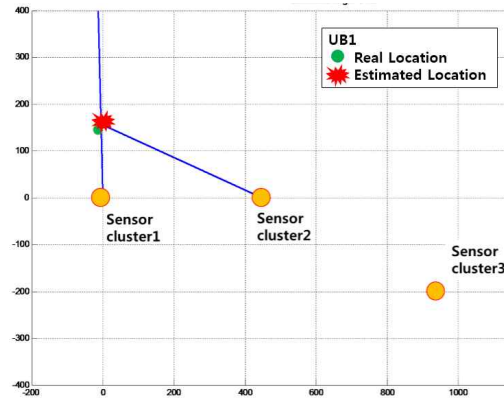


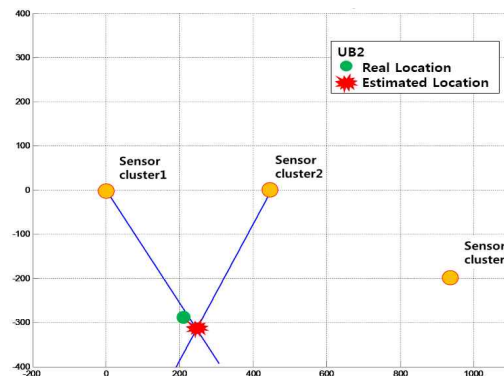
Fig. 15. Comparison of Damage Index for Structural Test and Simulated Damage

킨에 부착하고 압전 구동기/센서로부터 신호를 측정하였다. 실선으로 나타낸 그래프는 구조시험으로부터 측정된 신호차이이며 점선으로 나타낸 그래프는 모사된 손상으로부터 측정된 신호차이이다.

두 신호차이를 정량적으로 비교하기 위하여 Fig. 14의 결과에 대한 RMS(Root Mean Square)



(a) Estimated Location of UB1



(b) Estimated Location of UB2



(c) Estimated Location of UB3

Fig. 16. Estimated Locations of BVIDs

및 잔류에너지를 손상지수(Damage Index)로 계산하여 Fig. 15에 나타내었다. 손상지수는 손상의 형태나 크기가 어느 정도 변하였는지를 나타내는 지표이며, 측정된 신호차이에 대한 손상지수를 상대적으로 비교하여 손상의 변화여부를 판단하기 위하여 적용하였다. 구조시험결과로 계산된 RMS와 잔류에너지는 손상모사시험으로 계산된 값에 대하여 각각 5 % 및 3 % 이하인 것으로 확인되었다.

이러한 결과로부터 구조시험에서 측정된 신호용

답의 차이는 손상의 변화나 발생에 기인한 것이 아닌 본 시험에서 허용될 수 있는 측정오차로 판단하였다. 또한 2.5.2절에서 기술한 바와 같이 비파괴검사결과를 통해 손상의 크기 및 형태가 변하지 않았음을 확인하였으므로, 손상지수를 이용한 변화여부를 판단하는 방법이 적합한 것으로 판단하였다.

Figure 16은 각 센서군을 이용하여 추정된 손상위치를 나타낸 것이다. Fig. 16 (a) 및 (b)는 센서군 1 및 2를 이용하여 UB1 및 UB2의 추정위치를 나타낸 것이며, 추정오차는 직선거리로 각각 5 및 32 mm로 확인되었다.

Figure 16 (c)는 센서군 2 및 3을 이용하여 UB3의 위치를 추정된 결과이며, 추정오차는 직선거리로 76 mm로 확인되었다. UB3의 위치추정오차가 제일 크게 확인되었으며, 이는 센서군 3에서는 손상의 위치를 정확하게 추정하였지만, 센서군 2에서는 압전구동기에서 발생시킨 유도초음파가 스파 및 리브와 같은 내부구조물의 영향에 의해서 정확한 위치추정을 하지 못한 것으로 판단하였다. 따라서 UB3의 부정확한 위치추정 결과로부터 센서군 2의 배치설계가 부적합한 것으로 판단하였다.

### III. 결 론

본 논문에서는 상온접합 본딩이 있는 무인기 복합재 날개의 저온 구조시험에 대하여 소개하였다. 시험체는 일련의 상온접합 공정에 따라 제작되었으며 손상허용성을 검증하기 위하여 인위적인 충격손상을 스킨의 두께에 따라 15 ~ 36 J로 6개 부위에 적용하였다. 구조시험은 저온환경 하에서의 변형률 개관시험과 1배 수명에 대한 피로하중을 부가한 손상허용시험으로 구성된다. 상온접합 영역 및 주요 구조물의 구조적 건전성을 확인하기 위하여 변형률 게이지와 광섬유 센서를 장착하였으며, 인위적인 손상을 모니터링하기 위하여 압전 구동기/센서를 장착하였다. 변형률 개관시험을 통해 시험체 및 시험구성에 이상이 없음을 확인하였으며, 스킨 및 스파에서는 영역별로  $-269 \sim 233 \mu\epsilon$  및  $-161 \sim 143 \mu\epsilon$ 의 변형률이 측정되었다. 측정된 변형률로부터 날개뿌리와 가장 가까운 후방스파 영역에서 비교적 낮은 수

준의 하중이 전달됨을 확인하였다. 손상허용시험 결과로부터 저온환경 하에서 충격손상의 변화나 구조적 건전성에 이상이 없음을 확인하였다. 또한 하부스킨 점검창과 가까운 영역의 LSG6, LSG11, RSG4에서는  $100 \mu\epsilon$ 이상의 범위로 변형률의 변화가 상대적으로 크게 나타난 것으로 보아 하중경로의 영향이 다른 영역에 비해 더 민감한 것을 확인하였다. 압전 구동기/센서를 이용한 손상 모니터링을 통해 신호응답의 차이가 발생하는 것을 확인하였으나, 손상모사에 대한 신호응답 차이로 계산된 손상지수의 3~5 %수준인 것으로 계산되어 시험이 진행되는 동안에 인위적인 손상의 변화 및 성장이 나타나지 않았음을 확인하였다. 손상의 위치추정으로부터 계산된 추정오차는 직선거리로 5 ~ 76 mm로 확인되었으며, UB3의 위치추정을 위한 센서군의 배치설계가 부적합하다는 것을 확인하였다.

### Reference

- 1) Gemma Loochkarth, RQ-4 Global Hawk, [http://www.northropgrumman.com/capabilities/rq4block10globalhawk/documents/hale\\_factsheet.pdf](http://www.northropgrumman.com/capabilities/rq4block10globalhawk/documents/hale_factsheet.pdf), 2008.
- 2) R. C. Alderliesten and R. Benedictus, Fiber/Metal Composite Technology for Future Primary Aircraft Structures, *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 4, 2008.
- 3) AMT Composites, "AMTS-SWP-0012-A-2008, Adhesive Bonding", *AMTS Standard Workshop Practice*, June 2008.
- 4) C. Y. Park and M. S. Kim, Delamination Detection at a Bolt Hole Using a Built-in Piezoelectric Active Sensor Array, *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 6, June 2008.
- 5) J. Y. Jeon, H.K Jung, G. H. Park, J. S. Ha and C. Y. Park, Monitoring of Fatigue Damage Initiation and Growth based on Active-Sensing Technique, *The Korean Society for Nondestructive Testing*, Fall Conference-0001, 2014.