

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(6), 471-478(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.6.471

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

손상 허용 설계를 적용한 복합재 날개의 정하중 시험

박민영*

Static Test of a Composite Wing with Damage Tolerance Design

Min-Young Park*

Agency for Defense Development*

ABSTRACT

Static tests of the composite wing structure were performed to verify damage tolerance design. Both 5 cases of DLLT and 3 cases of DULT were completed to meet requirements for static strength. After inducing BVID and open hole damages on the critical areas of the composite wing based on associated regulations, the DULT and fracture test were performed. In major wing parts, the measured strains and displacements agreed well with those of structural analysis. The initial structural fracture occurred at the area having minimum margin of safety as expected by analysis. As a result, it was confirmed that results from analytic model and strength evaluation were similar to behaviors of the composite wing structure.

초 록

본 연구에서는 복합재 날개 구조물에 손상허용설계를 적용하고 이를 입증하기 위한 정하중 시험을 수행하였다. 복합재 날개 구조의 정적강도를 입증하기 위하여 5 조건의 설계 제한하중 시험과 3 조건의 설계 극한하중 시험을 수행하였다. 그 다음으로 손상허용 설계를 입증하기 위하여 관련 규정에 따라서 복합재 주익 주요 취약부위에 BVID 10개, Open hole 11개를 생성 후, 설계 극한하중 시험과 파단시험을 실시하였다. 날개 주요 부위의 변위 및 변형률 시험 결과는 구조해석 결과와 비교적 잘 일치하였으며, 파단시험의 최초 파단부위도 최소안전여유를 갖는 부위에서 발생하여 구조해석 모델 및 강도평가 결과가 실제 구조의 정적 거동과 유사함을 확인하였다.

Key Words : Composite Wing Structure(복합재 날개 구조), Damage Tolerance Design (손상 허용 설계), Full-scale Static Test(전기체 정적 시험)

1. 서 론

전기체 정하중 시험(full-scale static test)은 구조의 정적 안전성을 시험적으로 입증하는 업무로서 새로운 항공기 개발에 있어서 필수적이다. 구

조해석과 설계개발시험(design development test)과 연계된 정하중시험이 적절히 수행되지 못하면, 개발 항공기의 초도비행은 제한되거나 불가능하다 [1]. 이에 따라 군용 항공기의 정하중 시험 및 정적 안전성 입증 방법은 참고문헌[2]를 통하여 국

† Received : February 20, 2018 Revised : April 12, 2018 Accepted : May 9, 2018

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

내에 소개된 바 있다.

최근 항공기 주 구조에 복합재료의 사용이 급격히 늘고 있으며, 복합재 구조의 시험과 관련된 논문들이 다수 발표되고 있다[3-5]. 그러나 복합재는 금속재에 비해 충격에 의한 손상이 탐지되기 어렵고, 구조건전성에 더 악영향을 미치기 때문에, 특히 복합재 피로 및 손상허용 특성에 대한 연구가 활발히 진행되었다[6-7]. 실제로 최근 개발 중인 복합재 항공기는 손상허용을 고려한 설계를 적용하고 이를 입증하기 위한 시험을 수행한다. Boeing 787 항공기 개발 사례에서 복합재 주 구조물의 정적강도는 BVID (barely visible impact damage)에 근거하여 설계 기준을 설정하였으며, 이 때, BVID 결함은 5 feet의 거리에서 불빛을 비춰서 수행하는 일반적인 육안검사로는 발견하기 어려운 dent depth 0.01~0.02inch 정도의 작은 결함을 말한다[8].

손상허용의 목적은 탐지가 어려운 손상을 가진 구조가 정기적인 구조 검사에 의해 손상을 발견하기 전까지 충분한 구조 강도를 가져서 궁극적으로는 항공기 수명 동안 구조건전성을 유지하는 것이다. 금속재의 균열손상과 달리 복합재에서만 발생하는 층간 분리, 접착 분리, 충격 손상 등으로 인한 강도 저하는 정확하게 예측할 수 없기 때문에 잔류 강도 평가나 반복하중 하의 손상 성장 거동은 시험에 의존할 수밖에 없다[9].

본 논문에서는 개발 중인 항공기 복합재 날개 구조에 대하여 손상허용 설계를 적용하여 정하중 시험을 수행한 결과를 소개하였다. 이를 위해 2.1절에서는 손상을 고려한 복합재 날개에 대하여 언급하였고, 2.2절에서는 정하중 시험을 위하여 장착한 센서, 2.3~5절에서는 시험조건, 사용한 계측장비 그리고 해석 모델에 대하여 서술하였다. 2.6절에서는 수행한 설계제한하중시험과 설계극한하중시험, 그리고 파단시험결과와 그 분석내용을 소개하였다.

II. 본 론

2.1 손상이 있는 날개 구조

2.1.1 복합재 날개

본 연구에서 사용한 손상허용 설계를 적용한 복합재 날개는 높은 세장비를 가지는 대형 구조물이다. 내부 구조는 스파(spar)와 리브(rib), 스티프너(stiffener) 등으로 구성되어 있으며, 스킨(skin)은 좌우 스킨 2파트로 나누어져 있으며, 또한 상부와 하부 스킨으로 구분된다. 스킨을 포함

한 대부분의 복합재 파트는 탄소섬유(carbon fiber)로 만들어진 일방향 프리프레그(prepreg)를 준등방성(quasi-isotropic)으로 적층을 하고, 오토클레이브(autoclave)에서 경화시켜 제작되었으며, 리브와 스파는 탄소섬유 직조(fabric) 프리프레그로 제작되었다. 또한 주륜 착륙장치 지지구조와 휠베이(wheelbay)는 Al7050-T7451을 기계 가공하여 제작하였다. 복합재 날개의 조립치구에 스파와 리브를 위치시키고, 상하부 스킨을 상온 본딩으로 접착하는 방법을 사용하였다.

구조시험 치구에 장착된 복합재 날개시험의 구조시험 개념도는 Fig. 1과 같다. 날개 위에 날개 형상을 갖는 하중부가 프레임(load frame)을 부착하고, 이를 좌우 각각 14개의 액추에이터(actuator)에 연결하여 날개의 전단하중, 굽힘 하중 및 비틀림 하중을 부가하였다. 본 시험에서 복합재 날개구조의 강도입증에 직접적으로 영향을 주는 하중은 굽힘 하중이며, 본 시험에서는 부가된 굽힘 하중의 시험오차가 2% 이내로 부가되도록 하중 치구 및 액추에이터 하중을 설계하였다. 좌우의 착륙장치는 실제 파트 대신 더미(dummy)를 제작하여 장착하였고, 좌우 각각 3개의 액추에이터를 장착하여 X, Y, Z 하중을 부가하였다. 동체와의 연결파트는 Fig. 2와 같이 실제 파트와 볼트를 사용하여 연결하였으며, 치구는 동체의 강성과 유사하도록 제작하여 구축하였다.

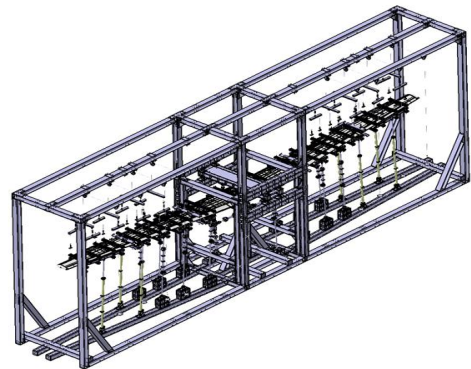


Fig. 1. Test set-up of the composite wing structure

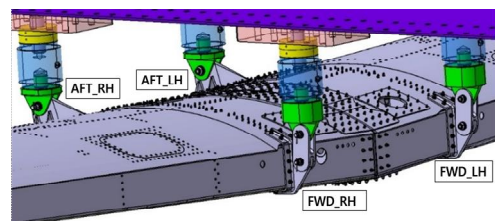


Fig. 2. Wing to fuselage joint part

2.1.2 카테고리 1 손상

미 연방 항공청 복합재 항공기 구조에 대한 권장회보(advisory circular) 20-107B[10]에 따르면, 항공기 복합재 구조에 발생 가능한 손상은 Fig. 3 과 같이 손상의 정도와 최대 허용 가능한 하중 수준에 따라 5개의 항목으로 분류하며, 카테고리 1의 손상은 BVID(barely visible impact damage)와 항공기의 제작 및 운용 시에 발생 가능한 손상으로 작은 층간분리(small delamination), 기공(porosity), 작은 긁힘(small scratch), 소규모 환경 손상(minor environmental damage)을 포함한다. 이러한 손상의 크기는 제작 시 허용 가능한 크기 또는 주기검사에서 탐지가 어려운 크기의 손상으로 결정된다. 또한, 육안검사 또는 초음파검사 등 검사 수행방법에 따라 탐지 가능한 손상의 크기가 결정된다.

카테고리 2의 손상은 특정 주기 검사에 의해서 발견 가능한 크기이며, 3은 육안으로 충분히 탐지 가능한 손상이다. 카테고리 2~3의 손상이 발생 시 최대 설계 제한 하중을 견딜 수 있어야 하며, 이후에 수리를 하도록 되어 있다. 카테고리 4의 손상은 조류 충돌이나 엔진 파열 수준의 심한 손상으로 비행 기동이 제한되며, 카테고리 5는 이례적인 손상 수준으로 즉시 수리가 요구된다.

미 연방 항공 규정(Federal aviation regulations)의 part 23은 일반 항공기, 범용기, 곡예비행기, 근거리 왕복 여객기 대상의 감항 기준서로 573절 구조의 손상 허용 및 피로 평가 항목에 따르면, 복합재 항공기 구조물은 카테고리 1의 손상이 존재하여도 설계 하중의 1.5배, 즉 설계 극한 하중을 견딜 수 있다는 것이 시험을 통해서 입증되어야 한다[11]. 따라서 본 시험에서는 이 항목을 입증하고자 정하중 시험용 복합재 날개에 의도적

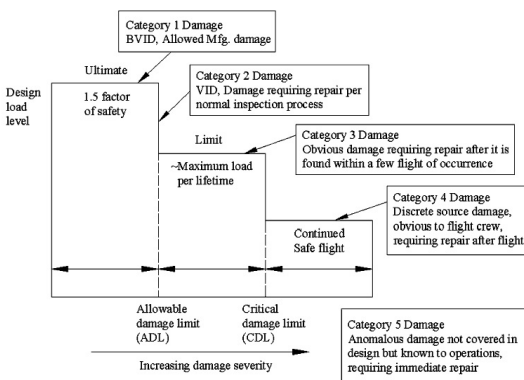


Fig. 3. Schematic diagram of design load levels versus categories of damage severity[10]



Fig. 4. Mobile impactor for inducing the category 1 damage

로 결함들을 생성하여 카테고리 1 손상을 구현하였다.

결함 위치는 다음의 기준을 사용하여 선정하였다. 1)안전여유가 최소인 영역, 2)동일한 종류의 결함은 근처에 배치하는 것을 배제, 3)결함은 서로 인접하지 않도록 배치, 4)동일한 위치에 결함이 2개 이상 놓이지 않도록 할 것, 5)결함은 구역 내 중간에 위치하도록 배치하였다. 그 결과 홈(dent) 형상의 BVID 10개(상부 스킨 6개, 하부 스킨 4개)와 open hole 11개(상부 스킨 6개, 하부 스킨 5개)의 결함의 위치를 선정하였다.

BVID 결함을 생성하기 위해서 Fig. 4와 같이 Mobile Impactor[12]를 사용하였고, 내부의 용수철에 의해서 가속된 관(tub)의 운동에너지를 시편에 가하는 방식으로 최대 138J까지의 에너지를 줄 수 있다. 또한 속도 측정기가 부착되어 있어 충격 진후의 충격체의 속도 및 운동에너지를 확인할 수 있다. 충격체는 교체가능 하며, 본 연구에서는 직경 0.5inch의 충격체를 사용하였다.

자체 시험 결과를 바탕으로 BVID 에너지 수준을 복합재 1ply당 J의 에너지로 정하여 복합재 적층 수에 따라 에너지를 다르게 인가하였다. 인가한 에너지의 크기는 7J~24J 수준으로 적용되었다. open hole은 드릴을 이용하여 결함을 생성하였으며, 크기는 비파괴 검사에서 탐지 가능한 최소 크기인 직경 0.25inch (6.35mm)로 적용하였다.

2.2 센서 장착

시험 중 시편의 변형률 및 변형을 측정하기 위해서 스트레인 게이지와 변위 게이지를 장착하였다. 스트레인 게이지는 Table 1과 같이 1축 게이지(C2A-13-125LW-120, MicroMeasurements) 443개와 3축 게이지(C2A-13-031WW-120, MicroMeasurements) 6개로 총 449개를 장착하였고, 변

Table 1. Numbers of strain gages

Gage	No.	Ch.
Axial	443	443
Rosette	6	18
Total	449	461

위 게이지는 19개를 장착하였다. 스트레인 게이지는 유한요소모델의 유효성 검증과 하중 경로 확인을 위하여 대부분의 하중을 지지하는 스킨에 주로 장착하였고, 그 다음으로 스파에 많이 부착하였다. 또 강도를 확인하기 위하여 착륙 장치 지지구조(landing gear support structure)에도 장착하였다.

2.3 시험 하중 조건

본 연구에서 수행한 시험 조건은 설계 하중 중에서 하중의 크기와 구조물의 안전여유가 최소인 조건으로 Table 2와 같이 총 5가지 조건을 선정하였고, 착륙 하중(landing) 2 조건, 비행 하중(manuever) 2 조건, 돌풍 하중(gust) 1 조건이다.

LD1과 LD2 조건은 착륙 조건으로 착륙장치보와 보 주변 리브, 스킨 구조에서 큰 하중이 가해지는 조건이다. M1 조건은 아래 방향 굽힘 하중이 가해지고 하부 스킨과 스파, 착륙장치지지구조에 큰 하중이 가해지는 조건이다.

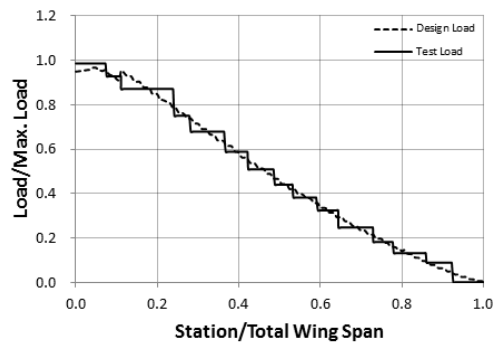
손상 허용 설계를 검증하기 위한 하중 조건인 G1은 최대돌풍조건으로 상부 스킨, 스파, 착륙장치보 지지 구조 등에 큰 영향을 주는 위 방향 굽힘 하중 조건이다. 손상 허용 설계를 반영하기 위하여 모든 설계제한하중/설계극한하중 시험 종료 후에 2.1.2절에서 언급한 손상을 발생시키고 다시 G1 조건에 대하여 설계극한 하중, 파단 시험을 수행하였다.

선정된 시험 조건의 설계하중을 액추에이터에 적용하기 위한 시험 하중으로 변환하였다. Fig. 5

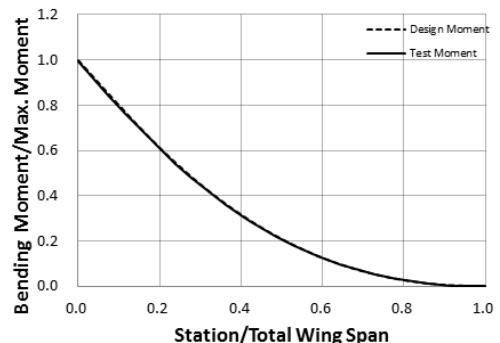
Table 2. Wing static test load cases

Seq.	Load ID	Load Description	Test Load Level
1	LD1	3 point landing with drift	DLL
2	LD2	Tail down landing	DLL/DUL
3	M1	Push over, Down bending	DLL/DUL
4	M2	Loop Up, Up bending	DLL
5	G1	Max. Vertical Gust, Up bending	DLL/DUL, Fracture

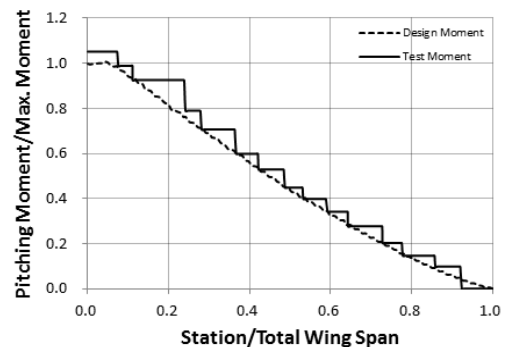
는 최대 굽힘 하중을 갖는 G1 조건에서의 설계 및 시험 하중선도이다. 하중선도는 연구소 보안 정책에 따라 최대설계하중 및 주익 최대 길이(total wing span)에 대하여 무차원화하여 표시하였다. 본 조건에서는 굽힘 하중의 최대 오차가 실제하중과 비교하여 0.5% 이내이다. 시험하중은 연속식이 아니라 날개에 부착한 스트랩을 통해서 가해지기 때문에 시험용 Pitching Moment는 계단식으로 표현되었다.



(a) Shear force diagram of left wing



(b) Bending moment diagram of left wing



(c) Pitching moment diagram of left wing

Fig. 5. Comparison graphs between design and test loads

2.4 계측 장비

시험 하중 컨트롤을 위하여 MTS Flex Test 200[13] 시스템을 사용하였고, 데이터 획득을 위하여 MTS SDAC(Scalable Data Acquisition)[14] 시스템을 이용하였다.

하중 조절을 위해 31채널, 반력 측정을 위한 4 채널, 스트레인 게이지 461채널, 변위 게이지 19 채널이 연결되었다. 본 시험은 국방과학연구소 구조시험실에서 수행되었으며, 해당 시험시설은 정하중시험에 대한 한국인정기구(KOLAS: Korea laboratory accreditation scheme)의 공인인정시험 기관이다.

2.5 해석 모델

시험 결과의 타당성을 확인하기 위해 구조 해석을 수행하였다. 스파와 립, 스트링거 등은 1D, 스킨은 2D 요소로 작성하여 총 요소 개수는 90,733개, 총 절점 개수는 61,961개 이다. 경계조건은 관성 제거(inertia relief) 조건을 적용하였고, 스킨 좌굴해석도 수행하였으며, 일부 부재에 대해서는 상세모델을 작성하였다. 유한요소해석은 상용프로그램인 MSC Nastran을 사용하여 수행하였다.

2.6 정하중 시험

2.6.1 설계 제한 하중 시험

설계제한하중 시험은 총 5 조건을 수행하였고, 그 중에서 기동조건 중에서 아래 방향 굽힘 하중이 제일 큰 M1 조건의 시험 결과는 Figs. 6~8과 같다.

날개 끝단에서 최대 변위는 아래 방향으로 한 쪽 날개 길이 대비 3.8% 수준이며, 연구소 보안 정책에 따라 Fig. 6의 변위는 무차원으로 표현하였다. 변위 측정 결과와 해석 결과를 비교하면 날개 끝단의 최대 변위 측정값은 해석과 거의 일치하였으며 변위도 좌우 대칭적으로 측정되었다.

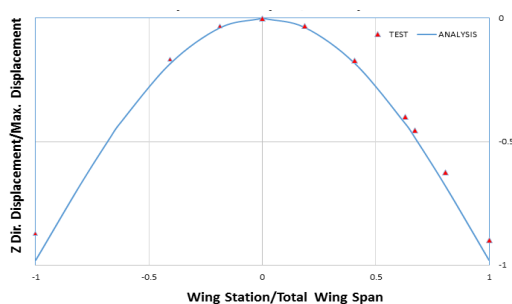


Fig. 6. Test and analysis results of wing displacement at M1 DLL 100%

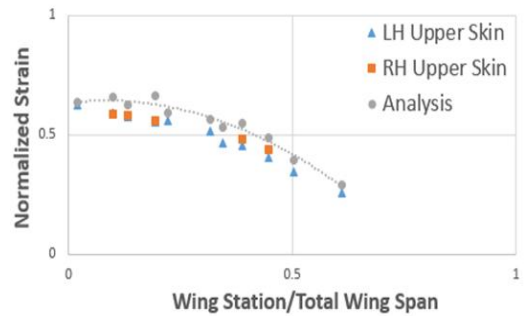


Fig. 7. Test and analysis strain results of the upper skin at M1 DLL 100%

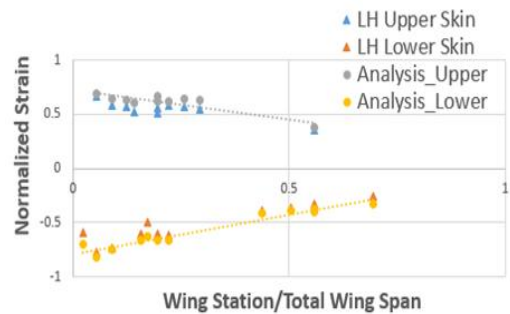


Fig. 8. Comparison of LH upper and lower skin strain results along mid spar at M1 DLL 100%

해석 모델의 유효성을 검증하고, 하중 경로를 파악하기 위해서 Fig. 7과 같이 두 번째 중간 스파를 따라서 상부 스킨의 스트레인 측정 결과를 분석하였다. 해석과 시험은 비슷한 경향성을 보이고 있으며 시험 결과가 해석 결과보다 다소 작게 측정되었다. 또한 좌우 스킨의 스트레인 값을 비교한 결과도 일치하였다. 날개 끝단으로 이동할수록 스트레인의 크기도 대체로 점차 감소하는 것을 확인 할 수 있었다. 한편 Fig. 8은 첫 번째 중간 스파와 연결된 상/하부 스킨의 스트레인 값을 비교한 그래프이다. 스트레인 값은 유사한 수준에서 대칭으로 측정되었다. 각각의 결과는 해석 예측치 추세선과 비교해도 유사한 경향을 보였다. 스트레인 값의 오차율은 평균 10% 내외로 측정되었다.

M1 조건에서의 시험 결과는 해석 결과와 유사한 결과가 측정되었으며 구조에서도 특이 사항이 발견되지 않았다. 나머지 조건에서도 아무런 구조 결함이나 파손이 발생하지 않아, 본 복합재 날개가 설계 제한 하중 이상의 강도를 가지는 것을 확인하였다.

2.6.2 설계 극한 하중 시험

설계극한하중 시험(DULT)은 LD2, M1, G1 조건으로 총 3 조건을 수행하였으며 인위 손상 생성 후 G1 조건으로 재수행하여 손상허용설계를 검증하였다.

Figures 9~10은 착륙 조건인 LD2의 시험 결과를 나타낸 그래프이다. 착륙 조건 LD2는 Tail-down Landing 조건으로 주익 양쪽의 착륙장치가 동체 쪽 착륙장치보다 먼저 지면에 닿기 때문에 주익 착륙장치 지지구조에 큰 하중에 걸리게 되는 하중이다. 날개 끝단의 최대 변위는 설계극한하중(설계제한하중 150%)에서 날개 길이 대비 약 3% 수준이다.

Figure 10은 전방 스파에서의 스트레인 값을 스트레인 장착 위치에 좌우상하로 구분하여 비교하였다. 스트레인 값은 좌우가 유사한 값이 나왔으며, 상부에 비하여 하부에서 비교적 큰 값이 측정되었다. 착륙장치를 통하여 큰 하중이 걸리기 때문에 전체 구조에 위 방향 굽힘 하중을 받게 되고 따라서 하부 스킨에는 인장 하중, 상부 스킨에는 압축 하중이 작용하게 되었다. 스킨에서의 하중이 연결된 스파로 전달되어 동일한 경향을 보이게 되었다.

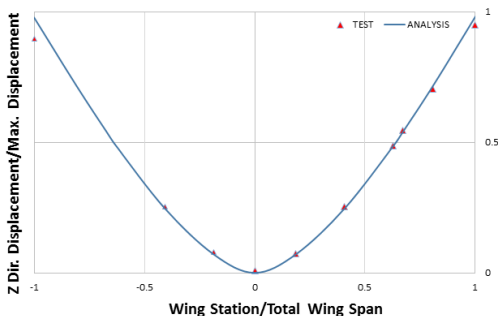


Fig. 9. Test and analysis results of wing displacement at LD2 DUL(DLL 150%)

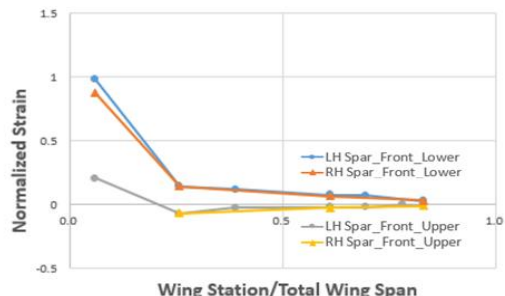


Fig. 10. Test results of front spar at LD2 DUL(DLL 150%)

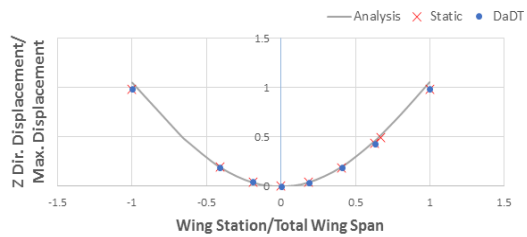


Fig. 11. Displacement results of Static and DaDT test at G1 DUL

그 다음으로, 인위 손상 생성 전후의 차이를 G1 조건의 시험 결과로 비교해보았다(Fig. 11). G1 조건은 최대돌풍조건으로 본 주익 구조 대부분 파트의 구조 설계를 결정하는 하중 조건이다. 손상 생성 전 날개 끝단에서의 최대 변위는 한쪽 날개 길이 대비 약 14% 수준이며, Static은 손상 생성 전, DaDT는 손상 이후의 변위 값이며 해석 예측 값도 같이 도시하였다. 그래프에서 손상 생성 전후의 변위가 거의 일치하며, 해석과도 유사함을 확인 할 수 있다. 또한, 설계 극한 하중 시험 중 구조의 파손이 발생하지 않았으므로, 본 주익 구조물은 BVID 결함이 있어도 설계극한 하중을 견뎌야 한다[11]는 규정을 만족함을 입증하였다.

2.6.3 파단 시험

구조 해석 결과 안전여유(margin of safety)가 가장 적은 영역은 좌측 상부 스킨 내부에 장착된 스트링거(stringer) 파트이다. 이 스트링거는 T자 형상을 가지며 스킨 내부에 장착되어 상부 스킨에 가해지는 하중을 분담하고 스킨 패널의 좌굴 안전성을 증대시키는 역할을 수행한다. G1 조건에서 DUL 기준으로 안전여유는 0.01로, 파손모드는 압축/전단에 의한 파손이 예측되었다.

파단시험은 아래 방향 굽힘 모멘트가 가장 커서 구조에 큰 영향을 미치는 G1 조건으로 수행하였다. DUL 하중 이후 일정한 속도로 하중을 부가하던 중 큰 소리와 함께 구조 파단이 발생하였고, Fig. 12와 같이 하중의 변동을 확인하였다. 파단 전후의 하중은 샘플링 속도 256Hz로 기록하였으며, 구조 파단을 확인하였다.

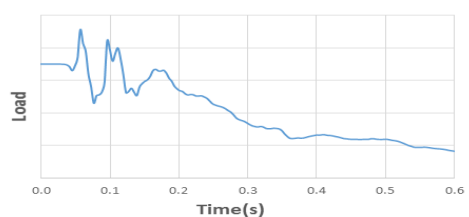


Fig. 12. Load trend of tear-down test

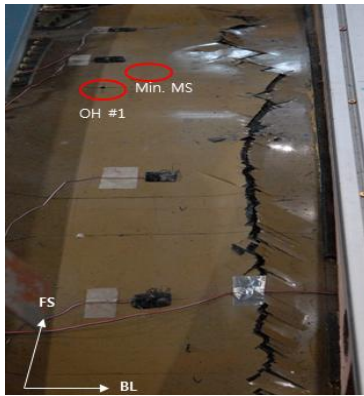


Fig. 13. Structural fracture of the upper skin due to buckling

구조에서 파손이 발생함에 따라 하중 경로가 변동되면서 일시적으로 하중이 강하게 걸리고 연쇄적으로 구조 파손이 일어나면서 착륙 장치 지지구조 부근 스킨에서 크게 파단이 일어났다. (Fig. 13) 파단이 발생하면서 변위가 크게 움직여서 더 이상의 하중은 부가되지 않고 천천히 부가된 하중을 제거하면서 시험을 종료하였다.

Figure 13에서 Min. MS로 표시된 부분은 스킨 내부에 장착된 스트링거가 최소 안전여유를 가지는 영역이다. 해석결과와 일치하게 시험에서 파단이 발생하였다. 스킨 내부 스트링거의 플랜지가 파손되면서 상부 스킨을 지지하는 역할을 수행하지 못해 스킨에 좌굴이 발생하여 횡방향으로 파단이 크게 발생하였다. 스킨 좌굴 발생 증거로 상부 스킨에 체결된 패스너들이 튀어나온 것을 확인할 수 있었다 (Fig. 14). 이는 금속 스킨과 다른 양상인데, 금속 스킨의 경우 하중이 증가함에 따라 좌굴이 발생하여도 한계하중까지는 하중제거 후 복원이 된다. 또한 좌굴 발생 이후 스킨이 구조적 역할을 못함에 따라 주변 부재가 견뎌야 하는 하중이 증가하여 주변 부재의 파손이 발생한다. 그러나 복합재 스킨은 좌굴을 허용하지 않기 때문에 주변 부재에서 파손이 발생하고 이후에 스킨 좌굴이 발생한다.



Fig. 14. Fastener pull-through due to buckling

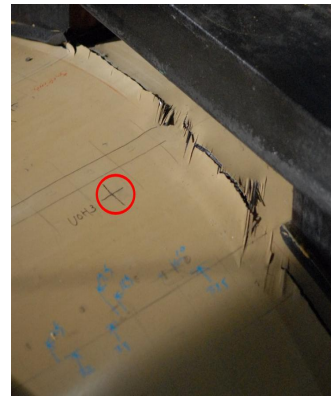


Fig. 15. Skin fracture adjacent to one of open holes

또한, 인위 결함은 안전여유가 적은 영역 근처에 생성하였기 때문에 인위 결함 주변부에서 파단이 발생한 것을 확인할 수 있었다. Fig. 15는 Open hole 결함 옆에서 스킨의 섬유 파손이 일어난 사진이다.

앞서 언급한 바와 같이, 안전여유가 0.01이기 때문에 DLL 150% 정도의 하중에서 구조 파단이 발생하여야 하나, 실제로는 그보다 더 큰 하중에서 파단이 발생하였다. 복합재의 경우 운용 온도나 습도에 따라서 물성의 차이가 크기 때문에, 설계개발시험을 통해 획득한 환경변수를 적용하여 해석을 수행한다. 그러나 이와 같은 대형 구조물의 구조 시험의 경우 환경조건을 고려한 시험이 어렵기 때문에 본 시험은 상온 조건에서 수행되었다. 따라서 손상허용 설계로 제작된 본 복합재 날개는 환경변수를 고려해도 설계하중에 대하여 충분한 안전여유를 갖는 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 연구에서는 복합재 날개 구조에 손상허용설계를 적용하고 이를 입증하기 위한 정하중 시험을 수행하였다. 먼저 구조의 정적강도를 입증하기 위하여 5 조건의 설계 제한하중 시험과 3 조건의 설계 극한하중 시험을 수행하였다. 그 다음으로 손상허용 설계를 입증하기 위하여 관련 규정에 따라서 복합재 주익 주요 취약점에 BVID 10개, open hole 11개를 생성하였고, 설계하중의 150%를 부가하는 극한하중 시험과 파단시험을 성공적으로 수행하였다. 본 시험을 통하여, 구조 시험에서 측정된 날개 구조의 변위 및 변형률 결과는 구조해석 결과와 비교적 잘 일치하였으며, 파단시험의 최초 파단부위도 최소안전여유를 갖

는 부위에서 발생하여 구조해석 모델 및 강도평가가 결과가 실제 구조의 정적 거동과 유사함을 확인하였다. 또한, 극한하중 이상에서 파단이 발생하여, 운용 환경의 환경변수를 고려해도 본 복합재 날개 구조물은 충분한 정적 안전성을 가짐을 시험을 통하여 입증하였다.

References

1) Mil-Std-1530D, Aircraft Structural Integrity Program(ASIP), *Department of Defense(DoD)*, 2016, pp. 12~14.

2) Hwang, C. H., Park, C. Y., Hah, S. R., and Kim, C. W., "Static Structural Test and Analysis of Basic Trainer," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 25, No. 3, 1997, pp. 123~130.

3) Shim, J. Y., Jung, K. W., Lee, H. Y., Lee, S. K., Hwang, G. C. and Ahn, S. M., "KC-100 Full-scale Airframe Static Test," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 1, 2014, pp. 67~75.

4) Cho, S. K., Lee, M. K., Cho, C. M., and Lee, K. B., "Static Structural Test of the Large Composite Wing Box," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Science Fall Conference*, November 2011, pp. 90~95.

5) Won, M. S., Seo, B. H., Kwon, J. R., and Joo, Y. S., "Structural Static Test and Finite Element Analysis of Aircraft Fuselage

Structure Based on Composite Design," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Science Fall Conference*, November 2016, pp. 119~120.

6) Tserpes, K. I., Papanikos, P., Labeas, G., and Pantelakis, Sp., "Fatigue Damage Accumulation and Residual Strength Assessment of CFRP Laminates," *Composite Structures*, Vol. 63, 2004, pp. 219~230.

7) Chang, F-K., and Lessard, L. B., "Damage Tolerance of Laminated Composites Containing an Open Hole and Subjected to Compressive Loadings," *Journal of Composite Materials*, Vol. 25, 1991, pp. 2~43.

8) Fawcett, A. J., and Oakes, G. D., "Boeing Composite Airframe Damage Tolerance and Service Experience," *National Institute for Aviation Research*, 2006, pp. 1~32.

9) SAE-CMH-17, Polymer Matrix Composites: Materials Usage, Design and Analysis, 12-3

10) AC20-107B, Composite Aircraft Structures, FAA, 2009.

11) FAR Part 23, Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes, 2002.

12) Overview of Equipment Structures Testing and Evaluation, *NLR*, 2016.

13) <https://www.mts.com/en/products/product-type/test-components/controllers/flextest-control-lers/index.htm>

14) <https://www.mts.com/en/products/product-type/test-components/software/aeropro/index.htm>