

論文

항공기 복합재 구조에 적용된 두꺼운 적층판의 손상 허용 기준 평가

박현범*, 공창덕**, 신철진***

Investigation on Damage Tolerance of Thick Laminate for Aircraft Composite Structure

Hyunbum Park*, Changduk Kong**, Chuljin Shin***

ABSTRACT

Recently, development of a small aircraft has been carried out for the BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement) program in Korea. This aircraft adopted all composite structures for environmental friendly by low fuel consumption due to its lightness behavior. However the composite structure has disadvantage which is very weak against impact damages. Therefore, damage allowable design of aircraft structure must be performed considering compressive fracture strength. This point is very important for certification of composite structure aircraft. In this paper, it is performed the research on damage tolerance of thick laminate adopting aircraft structure. The damage tolerance of three different types of thick laminates such as no damage, open hole and impact damage is evaluated under compression loading.

초 록

최근 국내에서 미국과 상호항공안전협정 체결을 위한 소형 항공기가 연구 개발 중이다. 연구 대상 항공기는 경량화 하여 연료 절감을 위해 전기체 복합재료가 적용되었다. 그러나 복합재 구조는 외부의 충격 손상에 취약한 구조이다. 따라서 항공기 구조물은 충격 손상에 대한 압축 파손 강도를 고려하여 손상 허용 설계가 반드시 수행되어야 한다. 이는 복합재 구조 항공기 인증에 매우 중요한 요소이다. 본 연구에서는 항공기 복합재 구조에 적용된 두꺼운 적층판에 대한 손상 허용 연구를 수행하였다. 두꺼운 적층판의 세 가지 형태인 손상이 없는 시편, 구멍 손상 및 충격 손상이 적용된 시편의 압축 하중 하에서 손상 허용 기준이 평가되었다.

Key Words : 복합재 구조(composite structure), 두꺼운 적층판(thick laminate), 손상 허용(damage tolerance), 압축 강도(compressive strength)

1. 서론

최근 항공기 개발 과정에서 항공기 구조의 복합재 활용도가 기존의 항공기보다 증가하고 있으며 소형 항공기는 전체 구조에 복합재가 적용되고 있는 추세이다. 특히 소형 항공기는 스포츠용, 소형 화물 수송용 및 회사 소유 비즈니스용 등

으로 활용도가 증가하면서 세계적으로 다양하게 개발되고 있다. 국내에서도 소형 항공기를 개발하여 형식인증을 통해 민수완성이 수출의 기술적 발판을 구축하기 위하여 4인승 소형 항공기가 개발 중이다.

국내에서 개발 중인 소형 항공기는 4인승 단발 피스톤 프로펠러 항공기로서 전기체 복합재료가 적용되어 경량화에 주안점

접수: 2012년 2월 13일, 수정: 2012년 5월 31일, 게재승인: 2012년 8월 14일

* 호원대학교 국방기술학부

**+ 조선대학교 항공우주공학과, Corresponding author(E-mail:cdgong@chosun.ac.kr)

*** 한국항공우주산업

을 두고 있다. 그런데 복합재료는 외부 충격 등 손상에 약한 단점을 지니고 있기 때문에 손상 허용 설계 기준이 매우 중요하다[1]. 이는 복합재 구조 항공기의 인증 획득을 위해서 중요한 요소이다.

본 연구에서는 소형급 항공기 복합재 구조에 적용된 두꺼운 적층판의 손상 허용 설계 기준 연구를 수행하였다. 기존의 연구를 분석하여 본 연구에서 개발 중인 4인승 소형 항공기 주익의 스파 부위는 매우 두꺼운 적층판 구조 형태로서 구조 설계 시 손상 기준 분석이 필요하다. 따라서 두꺼운 적층판의 거동을 분석하고 설계 기준을 제시하기 위하여 손상이 없는 시편, 구멍 손상이 적용된 시편 및 충격 손상이 적용된 시편의 압축 하중 하에서 손상 허용 기준을 제시하였다.

2. 손상 설계를 위한 기준 분석 방안

연구 대상 항공기의 주익 스파에 적용하기 위한 재료는 Toray 사에서 제작되는 재료로 카본/에폭시 UD 프리프레그 (P707AG-15)가 선정되었다. 주익의 스파 뿌리 부위는 최대 적층수가 적용되고 날개 길이방향으로 적층수가 감소해 가면서 경량화된 구조 형태이다.

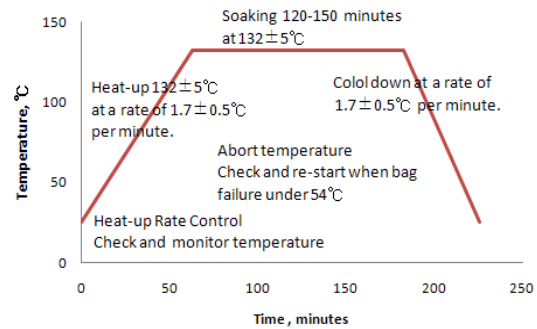
복합재 항공기 구조는 대부분 충격 손상이 심각한 손상으로 작용하기 때문에 손상 허용 설계를 수행하기 위하여 적용되는 충격 손상 기준인 ASTM D7136[2], D7137[3]을 분석하면 시편의 적층수는 32플라이가 기준이다. 그런데 본 연구에서 설계를 수행하기 위한 항공기의 주익 스파 뿌리 부위는 100 플라이까지 적용이 예상되기 때문에 ASTM에 기술된 시편의 두께를 초과한다. 따라서 위에서 제시한 기준을 바로 활용하는 것은 무리가 있을 것으로 판단된다.

기존의 복합재 항공기 설계 규정을 분석한 결과 복합재 구조에 취약한 충격 손상을 고려한 설계가 대부분 수행되고 있다. 특히 복합재 충격 손상은 외부 손상이 미소하더라도 내부가 심각하게 손상된 경우가 많으므로 육안으로 잘 식별되지 않는 손상(BVID, Barely Visible Impact Damage)과 가시화된 손상(VID, Visible Impact Damage)을 분석하고 가시화된 손상을 손상 허용 설계 기준으로 활용하는 사례가 많다. 그런데 가시화된 손상은 적층판의 외부가 뚜렷하게 파손된 경우이므로 내부는 매우 심각하게 손상된 경우로서 이를 기준으로 하는 설계는 보다 보수적일 수 있다. 따라서 극한 손상을 구멍 손상(Open hole)으로 적용하여 시편 단위 시험을 수행하고 육안으로 거의 식별이 되지 않는 충격 손상(BVID)이 적용된 시편과 강도를 비교하여 강도가 약한 쪽을 설계 기준으로 적용하는 방안이 고려되고 있다[4].

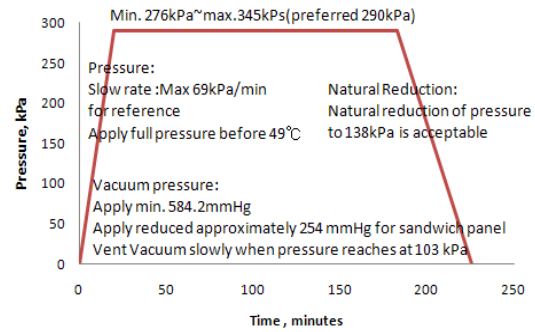
본 연구에서는 주익 스파에 적용된 두꺼운 적층판의 손상 기준을 판단하기 위하여 육안으로 거의 식별이 되지 않는 충격 손상(BVID) 시편, 극한 손상을 모사한 구멍 손상 시편의 압축 강도를 비교하였다. 손상이 없는 시편의 압축 강도를 먼저 분석

Table 1 Layup pattern of three different type specimen

| No. of plies | Stacking sequence |
|--------------|--|
| 60 | [45/90/-45/0 ₂ /45/0/-45/0/45/90/-45/0 ₂ /45/90/-45/0 ₂ /45/0/-45/0 ₂ /45/0 ₂ /-45/0 ₂] _s |
| 72 | [45/90/-45/0 ₂ /45/0/-45/0 ₂ /45/90/-45/0 ₂ /45/90/-45/0 ₂ /45/90/-45/0 ₂ /45/0/-45/0 ₂ /45/0 ₂ /-45/0 ₂] _s |
| 92 | [45/90/-45/0 ₂ /45/0/-45/0 ₂ /45/90/-45/0 ₂ /45/90/-45/0 ₂ /45/90/-45/0 ₂ /45/90/-45/0 ₂ /45/0/-45/0 ₂ /45/0/-45/0 ₂ /45/0 ₂ /-45/0 ₂] _s |



(a) Temperature



(b) Pressure

Fig. 1 Autoclave curing cycle.

한 후 각각의 시편에 충격 손상과 구멍 손상을 적용하고 압축 강도 저하 경향을 분석하였다. 두 가지 손상 적용 시편에서 보다 강도가 저하되는 손상을 설계 기준으로 제안하였다.

압축 강도를 분석할 시편은 총 세 가지 형태의 시편이 선정되었다. 60, 72, 92 플라이로 0°, 90°, 45°, -45° 각도의 배열이 혼합된 형태로 적층되었다. 시편의 세부 적층 형태는 Table 1에 명시하였다.

3. 시편 제작 및 손상 모사

3.1 시편 제작

손상 적용 후 거동을 분석하기 위한 시편은 위에서 제시한 적층 형태를 적용하여 오토클레이브를 활용하여 제작하였다.

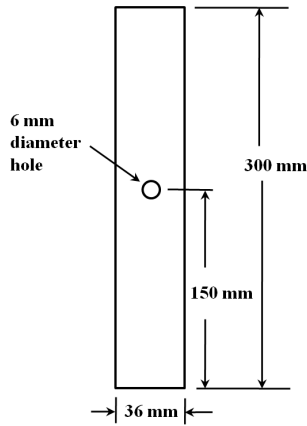


Fig. 2 Shape of specimen.

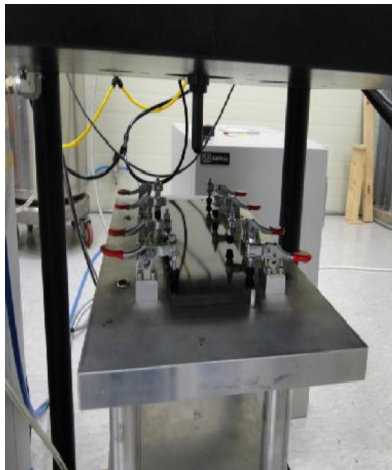


Fig. 3 Impact test machine.

시편 제작 방안은 재료 제공 회사인 Toray 사에서 제시한 방안을 적용하여 Fig. 1에 제시한 성형 사이클로 성형하였다. 각각의 성형된 적층판은 시험 종류별로 3개씩 다이아몬드 절단기를 활용하여 압축 강도를 시험하기 위한 최종 시편으로 가공하였다. 시편의 형상은 ASTM D6484[5]의 구멍 손상 시편의 치수와 동일하게 충격 손상 시편에도 적용하여 시편의 정중앙 부위에 구멍 손상 및 충격 손상을 가한 후 압축 강도를 비교하였다. 시편의 세부적인 치수는 Fig. 2에 제시하였다.

3.2 손상 적용 (BVID 및 구멍 손상)

복합재 구조의 지속 충격 거동은 두께가 증가하면 구조물의 깊이 방향으로 충격량을 흡수해주는 능력이 증가하여 적층수가 증가할수록 충격 손상에 대한 안전성이 증가한다. 따라서 총 세 가지 형태의 충격 거동을 분석하였다. 손상 후

Table 2 Investigation on BVID of tested specimen

| Plies | Photograph of tested specimen |
|-------------|-------------------------------|
| 60 (7J) | |
| 72 (11J) | |
| 92 (13J) | |

압축 강도를 평가하기 위하여 충격 손상은 Instron 사의 중량 낙하 충격 시험기를 활용하여 충격 손상을 가하였다. 충격 시험기의 충격체 직경은 15.91mm 이며 질량은 5.34kg 으로 낙하 위치를 계산하여 충격 에너지를 적용하였다. Fig. 3에 충격 시험기의 전경을 나타내었다. 구멍 손상은 복합재료 가공 드릴을 이용하여 6mm 직경의 홀을 가공하는 방안을 채택하였다. 가공 드릴은 참고 문헌[6] 분석을 통하여 절삭력이 좋은 초경드릴로 가공하였다.

시편에 충격 손상을 모사하기 전에 세 가지 적층 형태에서 72플라이인 중간 두께의 경우는 먼저 환경 요인을 고려하였다. 복합재료는 금속재 구조에 비해 환경 요인에 의해 기계적 물성 저하가 크게 일어나므로 통상 상온 조건(Room Temperature Dry)과 고온 수분 조건(Elevated Temperature Wet)이 동시에 고려되어야 한다. 고온 수분 조건 모사는 환경 챔버를 활용하여 82℃, 상대 습도 85%로 시편의 수분 흡수 시간이 경과함에 따라 수분을 흡수하여 포화 상태가 되었을 때 동일한 조건을 유지할 수 있는 챔버가 장착된 충격 시험기에서 충격 손상을 가하였다[7, 8]. 포화상태 측정은 초기 시편 질량을 측정하고 수분 환경 조건에서 노출시킨 후 습기를 흡수한 상태의 질량을



Fig. 4 Compression test after damage.

Table 3 Results of trial impact test

| Plies | Applied Energy(J) | BVID Identification |
|-------|-------------------|---------------------|
| 60 | 3 | × |
| | 5 | × |
| | 7 | ○ |
| 72 | 7 | × |
| | 9 | × |
| | 11 | ○ |
| 92 | 9 | × |
| | 11 | × |
| | 13 | ○ |

Table 4 Results of no hole compression test

| Plies | Maximum Load (kN) | Compressive Strength (MPa) |
|-------|-------------------|----------------------------|
| RTD | 60 | 300.26 |
| | 72 | 368.47 |
| | 92 | 476.18 |
| ETW | 72 | 274.12 |

RTD : Room Temperature Dry
ETW : Elevated Temperature Wet

Table 5 Results of compression test after impact

| Plies | Maximum Load (kN) | Compressive Strength (MPa) |
|-------|-------------------|----------------------------|
| RTD | 60 | 291.52 |
| | 72 | 343.38 |
| | 92 | 423.23 |
| ETW | 72 | 254.98 |

Table 6 Results of open hole compression test

| Plies | Maximum Load (kN) | Compressive Strength (MPa) |
|-------|-------------------|----------------------------|
| RTD | 60 | 147.35 |
| | 72 | 183.49 |
| | 92 | 221.60 |
| ETW | 72 | 151.61 |

측정하여 질량 차이를 지속적으로 검토해가면서 재료의 최대 포화 상태를 검토하는 방안을 채택하였다.

충격 손상의 경우는 먼저 충격 시험을 통해 BVID 에너지 기준을 정의하기 위하여 다양한 충격 에너지로 충격 손상을 가하고 육안 식별 가능성을 검토하여 BVID 기준 에너지를 결정하였다. 각각의 60, 72, 92 플라이 수의 적층판에 낮은 충격 에너지부터 가한 후 에너지를 증가시켜 가면서 BVID 충격 에너지를 정의하였다. 각각의 시편에 충격 에너지가 가해졌으며 동일한 시편에 충격 에너지가 누적되는 효과는 고려하지 않았다. Table 2는 시편의 BVID로 정의된 육안 식별 결과 사진으로 시편의 정중앙부위에 손상이 가해진 것이 확인되었다. 손상 형태는 충격체의 형태와 동일하게 구형 모양으로 식별되었으며, 세 가지 적층 형태의 시편 모두 시편의 길이방향으로 함몰된 형태로 분석되었다. 육안으로 식별되기 시작하는 에너지에서 적층수가 다른 세 가지 시편의 손상 형태는 동일한 형태로 확인되었다. 1.5m 거리에서 적층판의 손상 부위 육안 식별 결과 Table 3에 명시한 것처럼 60 플라이 적층 시편은 7J, 72 플라이 적층 시편은 11J, 92 플라이 적층 시편은 13J의 충격 에너지로 BVID 에너지 기준이 결정되었다.

4. 손상 설계 기준 분석

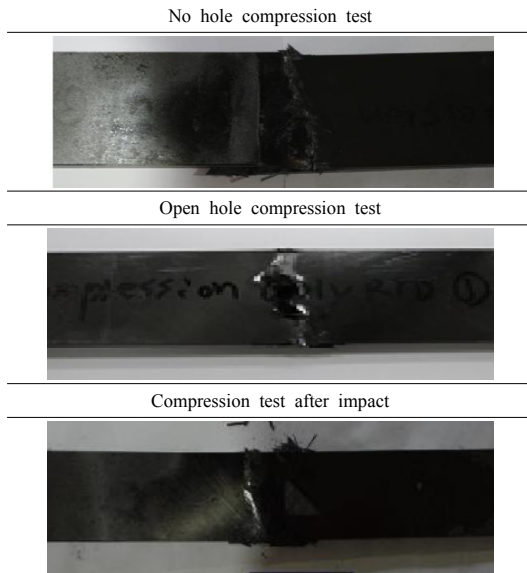
4.1 손상 후 압축 강도 시험

손상이 없는 시편의 압축 강도 시험을 수행한 후 BVID 및 구멍 손상이 적용된 시편의 압축 강도 시험을 통해 강도 저하 경향을 분석하였다. Fig. 4에 시편의 손상 후 압축 강도 시험 장면을 명시하였다. 압축 강도 시험 시 좌괄 방지 지그를 장착하여 시험을 수행하였다.

60 플라이 손상이 없는 시편의 압축 강도는 862.51MPa로 검토되었으며, 7J의 충격 손상 후 압축 강도는 847.92MPa로서 2% 강도가 감소한 것을 확인하였다. 구멍 손상 시편의 경우가 손상이 없는 시편보다 압축 강도가 49% 까지 크게 저하되었다. 72 플라이 시편은 손상이 없는 시편에 비해 충격 손상 시편이 5%, 구멍 손상 시편이 49% 감소되는 것으로 검토되었다. 72 플라이 시편의 경우는 수분 환경 조건을 고려하여 극한 환경에서 운용되었을 때 강도 감소 경향이 분석되었다. 손상이 없는 시편은 수분 영향 하에서 24% 강도가 저하되었으며, 충격 손상의 경우는 25%, 구멍 손상의 경우 17%가 상온 조건의 경우보다 감소된 것으로 확인되었다. 90 플라이 시편은 손상이 없는 시편에 비해 충격 손상 시편이 9% 감소하였으며, 구멍 손상 시편은 38% 감소되는 것으로 분석되었다. Table 4는 손상이 없는 시편의 압축 강도 시험 결과이며, Table 5, 6은 충격 손상의 압축 강도 시험 결과와 구멍 손상 후 압축 강도 시험 결과를 요약하였다.

손상이 없는 시편과 두 가지 손상이 적용된 시편의 압축 강도 시험 후 파손 형상은 Table 7에 명시하였다. 압축 시편의

Table 7 Failure configuration of compression test specimen



시편 시험 후 파단면을 관찰한 결과 압축 하중에 의해 섬유가 구부러지고 뒤틀려서 절단되고 층간분리가 진행 되면서 모재가 파손되는 파괴 양상을 확인하였다. 구멍 손상 적용 시편은 구멍 주위에서 45° 방향으로 파괴 양상이 확인되었으며, 손상이 없는 시편과 충격 손상 시편은 유사한 파괴 양상으로 섬유 파괴가 45°와 -45° 방향으로 섞여있는 것으로 검토되었다.

4.2 손상 설계 기준 분석

손상 후 압축 강도 시험 결과를 바탕으로 본 연구 대상 항공기의 손상 설계 강도 기준을 제시하였다. 본 연구에서 충격 손상 에너지와 손상 후 육안 식별 가능성을 검토하고 강도 저하를 분석하여 검토하였다. 손상은 구멍 손상이 BVID 손상보다 심각한 것으로 확인되었으며 손상이 없는 시편보다 40% 이상의 강도가 저하되는 것을 확인하였다. 또한 상온 조건과 고온 수분 조건을 비교한 결과 고온 수분 환경에 노출된 시편이 강도가 17% 감소된 것으로 검토되었다.

본 연구에서 복합재 구조 설계 기준이 제시된 참고 문헌 [1,4]을 활용하여 1.5m 거리에서 손상의 식별을 통해 BVID, VID 충격 손상을 정의하였으며 구멍 손상 강도와 BVID 손상 강도를 비교하였다. 본 연구를 통해 대상 항공기의 복합재 구조 설계 기준은 구멍 손상 강도를 기준으로 설계하는 것으로 최종 제안되었다.

5. 결론

본 연구에서 복합재 적용 소형 항공기 개발을 위한 구조

설계 기준을 제시하였다. 복합재 적용 항공기는 기존의 금속재 항공기보다 외부 손상에 취약하므로 항공기 인증을 위하여 손상 허용 설계 기준이 매우 중요하다. 따라서 국내에서 개발 중인 소형 항공기 구조 설계를 위한 강도 기준을 제안하였다. 강도 기준 검토 방안으로 시편 시험을 통해 압축 강도 저하 경향을 분석하는 방안을 활용하였다.

연구 대상 항공기 주익의 스파는 두꺼운 적층판 형태이다. 통상 ASTM 규정에 의한 충격 손상 후 압축 강도 분석 방안은 얇은 적층판을 검토하는 방안이기 때문에 본 연구에서는 충격 손상과 구멍 손상을 비교 검토하는 방안을 제안하였다. 시편 제작을 통해 충격 손상 및 구멍 손상을 적용하고 압축 강도를 분석한 결과 구멍 손상이 적용된 경우가 보다 취약한 구조인 것을 확인하였다. 따라서 대상 항공기 구조 설계 시에 구멍 손상 시편 시험 결과를 기준으로 구조 설계를 수행하는 것으로 결정되었다

후 기

본 논문은 호원대학교 교내학술연구비 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) AC20-107B, Composite aircraft structures, FAA, pp. 12.
- 2) ASTM D7136, "Standard Test method for Measuring the Damage Resistance of A Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to A Drop-Weight Impact Event," 2005.
- 3) ASTM D7137, "Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates," 2005.
- 4) MIL-HDBK-17-3F, *Composite Materials Handbook*, Vol. 3, Chapter 7, 2002, pp. 7-4-7-10.
- 5) ASTM D6484, "Standard Test Method for Open Hole Compressive Strength of Polymer Matrix Composite Laminates," 2004.
- 6) Jeong, S.T., Park, J.N., Kim, S.J., Kim, J.H., and Cho, G.J., "A Study on the Drilling CFRP Composites Laminates with Respect to Drill Materials," *Journal of The Korean Society for Precision Engineering*, 2002, pp. 300-303.
- 7) Kong, C.D., Park, H.B., Lim, S.J., and Shin, C.J., "A Study on Compressive Strength of Carbon/epoxy Composite Structure Repaired with Bonded Patches after Impact Damage," *Journal of The Korean Society for Composite Materials*, Vol. 23, No. 5, 2010, pp. 15-21.
- 8) ASTM D5229, "Standard Test Method for moisture absorption properties and equilibrium conditioning of polymer matrix composite materials," 2004.