

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(1), 18-31(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.1.18

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

회전의 항공기용 복합재 내추락 하부동체 구조 개발 및 검증

박일경**, 임주섭*, 김성준*, 김태욱*

Development and Assessment of Crashworthy Composite Subfloor for Rotorcrafts

Ill Kyung Park**, Joo Sup Lim*, Sung Joon Kim* and Tae-Uk Kim*

Aircraft Structures Research Team, Korea Aerospace Research Institute*,**

ABSTRACT

Rotorcrafts have more severe crashworthiness conditions than fixed wing aircraft owing to VTOL and hovering. Recently, with the increasing demand for highly efficient transportation system, application of composite materials to aircraft structures is increasing. However, due to the characteristics of composite materials that are susceptible to impact and crash, demand to prove the crashworthiness of composite structures is also increasing. The purpose of present study is to derive the structural concept of composite subfloor for rotorcrafts and verify it. In order to design a crashworthy composite subfloor, the conceptual design of the testbed helicopter for the demonstration and the derivation of energy absorbing requirement were carried out, and the composite energy absorber was designed and verified. Finally, the testbed for the demonstration of a crashworthy composite structure was fabricated, and performed free drop test. It was confirmed that the test results meet the criteria for ensuring occupant survivability.

초 록

회전의 항공기는 수직이착륙, 제자리비행 특성으로 일반적으로 고정익 항공기에 비해 높은 내추락 기준이 적용된다. 최근 고효율 친환경 운송시스템에 대한 요구의 증가와 더불어 항공기 구조재료로 복합재료의 적용이 증가하는 추세이다. 그러나 외부 충격, 충돌에 취약한 복합재료의 특성으로 인해 복합재 구조의 내추락 안전성 입증에 대한 요구 또한 증가하고 있다. 본 연구는 회전의항공기 적용을 위한 복합재 내추락 하부동체 구조 개념을 도출하고 이에 대한 검증을 목적으로 수행되었다. 내추락 하부동체 구조 개념 생성을 위해 기술 실증용 헬리콥터 개념설계 및 충돌에너지 흡수 요구도 산출을 수행하였으며, 복합재 충돌에너지 흡수 구조 설계 및 성능 검증을 수행하였다. 최종적으로 복합재 내추락 하부동체 구조 시제 제작 및 자유낙하시험을 수행하였다. 시험 결과 분석을 통해 탑승자 생존성 확보를 위한 내추락 안전성 기준에 부합하는 결과를 확인할 수 있었다.

† Received : July 17, 2017 Revised : November 22, 2017 Accepted : November 28, 2017

** Corresponding author, E-mail : mechgy77@kari.re.kr

Key Words : Composite Structure(복합재 구조), Crashworthiness(내추락성), Composite Energy Absorber(복합재 에너지 흡수 부재), Free Drop Test(자유낙하시험), Rotorcraft(회전익항공기)

1. 서 론

복합재료는 높은 비강성, 비강도 특성으로 항공 우주 구조 재료로 널리 적용되고 있다. 최근 개발된 Boeing B787 Dreamliner와 Airbus A350 XWB 등과 같은 고정익 항공기의 경우 항공기 기체 중량 기준 50% 이상의 복합재 구조가 적용되었으며, 이를 통해 평균 20% 수준의 경량화를 달성한 것으로 알려져 있다[1]. 회전익 항공기 또한 복합재 구조의 적용이 증가하고 있는 추세이며, Lockheed Martin CH-53K 및 Airbus H160 등의 최신 항공기 기체 구조재료로 복합재료가 적용되었다[2].

복합재 구조가 적용된 항공기는 기존 금속재 항공기에 비해 높은 경량화율, 피로수명 및 내부식 특성으로 운용유지비용 절감 효과를 기대할 수 있다. 그러나 복합재료는 일반적으로 금속재료에 비해 취약한 에너지 흡수 특성과 외부 충격에 쉽게 손상이 발생하는 단점을 갖고 있어, 외부 충격 및 충돌 시 구조 손상 최소화 및 탑승자 생존성 향상을 위한 구조가 적용되어야 한다[3].

Figure 1은 헬리콥터 수직방향 충돌 시 에너지 흡수 메커니즘과 순서를 보여주는 것으로, 착륙장치, 동체구조, 좌석의 순서로 충돌에너지가 흡수된다[4]. 일반적으로 항공기 개발 과정에서 착륙장치와 좌석은 내추락 안전성 입증 요구되는 반면, 항공기 동체구조는 별도의 내추락 안전성 입증 절차를 필요로 하지 않는다. 그러나 로터, 기어박스, 엔진 등 높은 중량의 구성품들이

동체 상부에 위치하고 있는 헬리콥터는 수직방향 충돌 시 탑승자 생존성 향상을 위한 동체 구조 적용이 필요하다. 특히 소형 고정익/회전익 항공기는 상대적으로 협소한 동체 하부 구조 특성을 극복하기 위한 내추락 설계 적용이 필수적이다[5].

회전익항공기 기체관련 내추락 연구는 1975년 CH-47 치누크 헬리콥터의 충돌시험으로부터 시작되었다[6]. 이 시험은 충돌 시 좌석, 기체 구조 및 화물 구속장치에 작용하는 하중을 평가하는 것으로 목적으로 수행되었다[7]. 1987년 전기체 복합재 구조의 헬리콥터 적용을 위한 Advanced Composite Airframe Program(ACAP)의 일환으로 복합재 헬리콥터 전기체 내추락 입증시험이 수행되었으며, 성공적인 내추락 성능을 확인하였다[8]. 1989년 U.S. Army Aviation Research & Technology Activity(AVSCOM)의 지원으로 발행된 Aircraft Crash Survival Design Guide는 헬리콥터, 소형 고정익항공기, 틸트로터 항공기에 고려되어야 할 내추락 설계 관련 내용을 기술하고 있다[4]. NH-90은 복합재 구조가 적용된 최신 헬리콥터로 내추락 성능 및 유한요소 해석 결과 검증을 위해 중앙동체 낙하시험을 수행하였다[9]. NASA는 복합재 에너지 흡수 구조를 이용한 내추락 성능 향상 연구를 수행해 왔으며, MD-500E 헬리콥터 동체 하부에 복합재 전개형 에너지 흡수 구조를 장착하여 내추락 성능을 향상시키기 위한 연구를 수행하였다[10]. 또한 CH-46E 헬리콥터 하부동체(Subfloor) 일부를 복합재 충돌에너지 흡수 부재

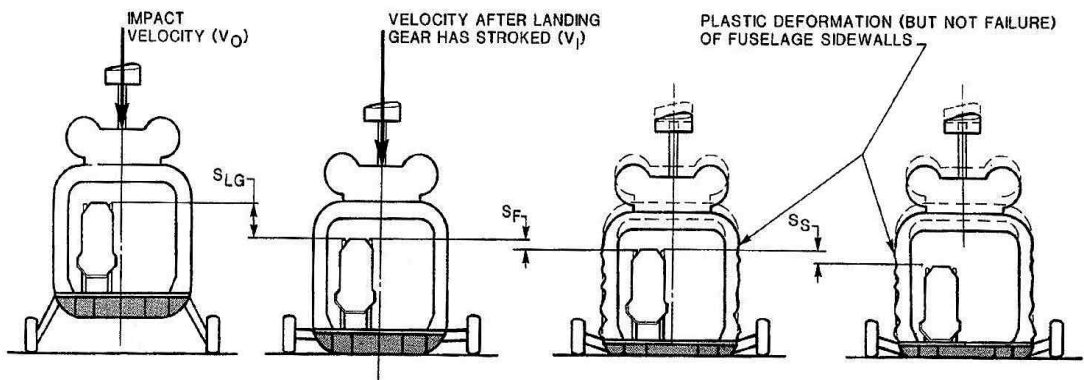


Fig. 1. Energy absorption sequence during vertical crash of a helicopter system [4]

로 대체하고 내추락 성능을 평가하는 연구를 수행하였으며, 이를 통해 복합재 에너지 흡수 하부동체 구조의 내추락 성능 검증을 수행하였다[11].

본 연구는 4,540 kg (10,000 lbs) 이하 중, 소형 회전익항공기 내추락 안전성 향상을 위한 복합재 하부동체 구조 개발 및 검증을 목적으로 수행되었다. 복합재 내추락 하부동체 구조 개념 도출을 위해 기술 실증용 소형 헬리콥터 구조 개념 설계를 수행하였으며, 1D Beam 요소로 구성된 전기체 동적 해석 모델을 이용한 지면 충돌 시 하부동체 주요 구조부 충돌에너지 흡수 성능 요구도를 결정하였다. 하부동체 내 효과적인 충돌에너지 흡수를 위해 Corrugated Composite Crush Web(CCCW)과 충돌 시 탑승자 생존 공간 확보를 위한 Cruciform Bracket(CB) 설계 및 성능 검증을 수행하였다. 최종적으로 내추락 성능 입증을 위한 복합재 내추락 하부동체 구조 시제 및 시험치구를 제작하였으며, 고홍항공센터 착륙장치 낙하시험설비를 이용한 내추락 성능 입증 시험을 수행하였다.

II. 복합재 하부동체 구조

2.1 기술 실증용 헬리콥터

중, 소형 회전익 항공기 내추락 안전성 향상을 위한 복합재 하부동체 구조 개발을 위해 본 연구에서는 기술 실증용 헬리콥터 구조 개념 설계를 수행하였다. Fig. 2는 본 연구에서 적용된 헬리콥터의 외형 형상과 개략적인 구조 Lay-out을 보여주는 것으로, 4,540 kg (10,000 lbs) 이하 최대이륙중량 및 12명의 최대탑승인원으로 가정하였다.

기술 실증용 소형 헬리콥터 구조 설계 및 충돌에너지 흡수 성능요구도 산출을 위한 중량 예측을 수행하였으며, 참고문헌 [12]의 헬리콥터 중량 예측 모델을 적용하였다. 구조 및 세부계통 중량예측은 Fig. 2의 외형 형상 데이터를 활용하



Fig. 2. Conceptual design and structural layout of testbed helicopter

Table 1. Weight estimation

Component		mass [kg]	remark
Empty Weight	Main rotor	275	4 blades
	Tail rotor	21	4 blades
	Engine	147	2 EA
	Transmission	245	
	Structure	801	
	Sub-systems	827	
	Total	2,316	
Payload	Fuel	904	299 gal
	Occupant	926	12 persons
	Baggage	227	
	Total	2,057	
MTOW		4,373	

였으며, 엔진, 로터시스템 중량 예측은 유사한 최대이륙중량을 갖는 Agusta-westland AW169 헬리콥터의 데이터를 참조하였다.

Table 1은 예측 결과를 기술한 것으로, 주요 구성품 별 중량 데이터 및 4,373 kg의 최대이륙중량을 갖는 것으로 산출되었다.

항공기 정상 운용 중 동체 하부 구조는 착륙 및 비행하중을 지지하는 구조 부재의 역할을 담당하며, 비상착륙에 의한 지면 충돌 시 동체로 전달되는 충돌에너지의 대부분을 흡수하는 역할을 담당한다[4]. Fig. 3은 ACAP 헬리콥터 동체 하부 구조 중 주요 에너지 흡수 영역(Crush zone)을 나타낸 것으로, 탑승자에 전달되는 충돌 에너지를 최소화하기 위한 에너지 흡수 구조 영역으로 정의되었다. 특히 Fig. 3에 도시된 After crush zone은 항공기 무게 중심에 인접한 영역으로 수직방향 충돌 시 가장 먼저 지면과 접촉하는 구조 영역이며 동시에 가장 많은 충돌에너지를 흡수하는 구조이다. 본 연구에서는 내추락 성능 향상을 위한 복합재 하부동체 구조로 After crush

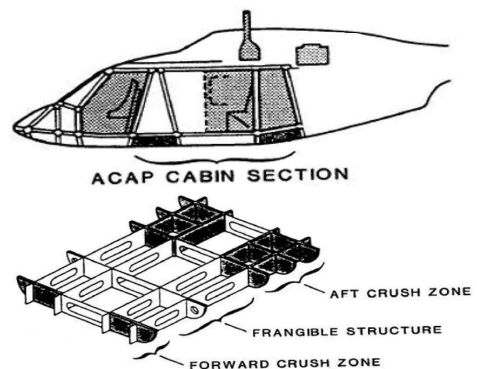


Fig. 3. Crush zones in subfloor structure [4]

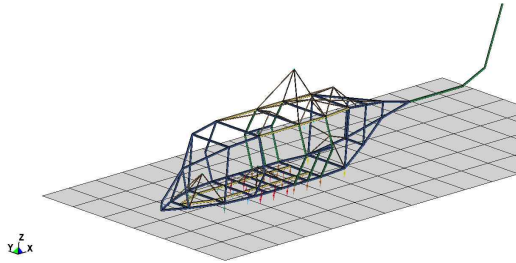


Fig. 4. Wireframe FE model of testbed helicopter

zone를 선정하고 이에 대한 연구를 추진하였다.

Figure 4는 하부동체 주요 구조부 충돌에너지 흡수 성능 요구도 결정을 위한 전기체 동적해석 Wireframe FE 모델로 해석에는 충돌해석 상용 프로그램인 LS-DYNA를 적용하였다. 로터, 엔진, 세부계통 등은 질점 모델로 구성하였으며 기체 구조는 1-D Beam 요소로 구성하였다. 하부동체 내 복합재 충돌에너지 흡수 구조 특성을 모사하기 위해 1-D Nonlinear spring 요소를 적용하였다. Fig. 5는 복합재 에너지 흡수 부재의 전형적인 하중-변위 곡선(force-stroke curve)과 해석에 적용된 Nonlinear spring 요소의 하중-변위 곡선을 비교한 것으로, 압축 파손이 발생하는 동안 일정한 수준의 하중이 유지되는 부재의 특성을 잘 나타내고 있다.

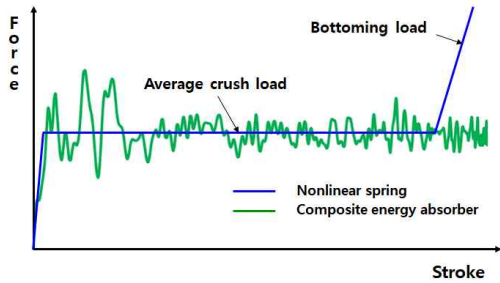


Fig. 5. Force-stroke curve of nonlinear spring

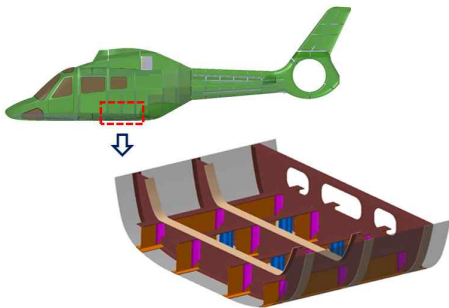


Fig. 6. Conceptual design for subfloor

Table 2. Energy absorption spec. of subfloor

Part	Average crush load [kN]	Energy absorption [J]	Remark
CCCW	30	6,000	
CB	2.5	1,000	
Subfloor	180	30,000	4 X CCCW 12 X CB

Figure 6은 본 연구의 주요 충돌에너지 흡수 하부동체 개념설계 형상으로 각 2개의 Center keel과 Side keel, 3개의 Frame, Floor panel, Skin으로 구성되어 있다. 충돌에너지 흡수 주요 부재로 동체 중앙 2개의 Keel에 각각 2개의 Corrugated Composite Crush Web(CCCW)을 배치하고, Keel과 Frame의 연결부에 총 12개의 Cruciform Bracket(CB)을 적용하여 에너지 흡수와 하부동체 주요구조 연결을 지속하는 역할을 담당하도록 하였다. 하부동체의 최대 압축파손길이는 20 cm로 정의하였다.

Figure 4에 도시된 Wireframe 해석 모델 동체 하부의 Nonlinear spring은 CCCW, CB 등의 주요 에너지흡수 구조를 모사하도록 정의하였다. 전기체 충돌 해석 수직방향 충돌 속도(V_i)는 MIL-STD-1290A에 기술된 7.93 m/s (26 ft/sec)를 적용하였다[13,14]. Nonlinear spring의 압축이 최대압축파손길이인 20 cm에 도달하고 이 때 Sink speed가 0이 되는 하중-변위 곡선을 주요 충돌에너지 흡수 구조의 성능요구도로 정의하였다. Table 2는 Wireframe 전기체 동적해석을 통해 산출된 주요 에너지흡수 구조의 에너지 흡수 성능요구도를 기술한 것으로, 하부동체 전체 충돌에너지 흡수량(EA)은 30,000 J로 정의하였다.

2.2 충돌에너지 흡수 부재 설계

2.2.1 Crush web 조립체

Figure 7은 복합재 하부동체의 에너지 흡수 및 구조물지지 역할을 수행하는 Crush web 조립체를 나타낸 것이다. Crush web 조립체는 Center keel web 중앙에 위치하는 CCCW와 Keel과 Frame이 교차하는 결합부에 위치하는 CB로 구성되어 있다. CCCW는 항공기 운용 시 Center keel에 작용하는 구조하중을 지지하는 역할을 수행하며, 지면 충돌 시 충돌에너지를 흡수하는 역할을 담당한다. CB는 Keel과 Frame의 결합부재로 정상 운용뿐만 아니라 지면 충돌 시에도 주요 구조의 체결을 유지함으로써 탑승자 생존 공간 확보를 위한 구조물 지지역할을 담당한다.

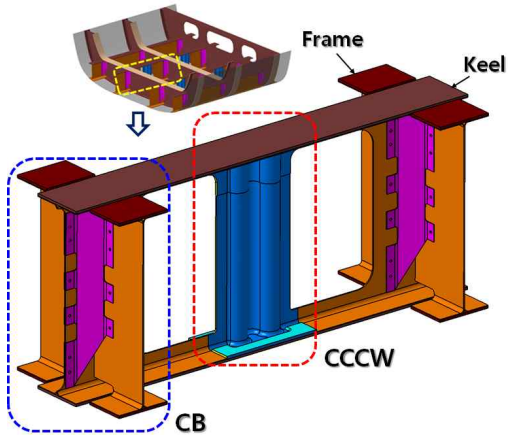


Fig. 7. Crush web assembly

2.2.2 CCCW

Figure 8은 하부동체 내 주요 충돌에너지 흡수 부재인 CCCW의 형상을 나타낸 것이다. CCCW는 에너지 흡수 성능 최적화를 위해 반원(Semi-circle) 형태의 1.5 cycle 반복된 단면구조를 갖도록 설계하였다[15]. CCCW는 T700급 Carbon UD Tape 복합 재료로 제작되었으며, 단면은 측면지지 적층부(Side Supporting Laminate)와 중앙에 위치하는 중심 적층부(Core Laminate)로 구성되어 있다. 측면지지 적층부는 준 등방성(Quasi-isotropic) 적층패턴으로 구성되어 있으며 중심 적층부는 수직방향과 평행한 적층각을 이루는 적층패턴으로 구성되어 있다. 또 비중량 에너지 흡수성능(Specific Energy Absorption; SEA) 향상과 수직방향 좌굴 안정성 향상을 위한 보강 적층이 추가되어 에너지 흡수 성능 향상을 고려하였다.

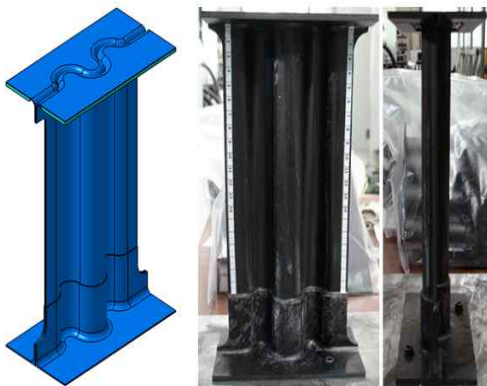


Fig. 8. Corrugated Composite Crush Web (CCCW)

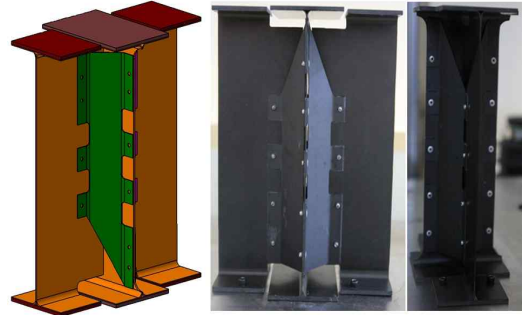


Fig. 9. Cruciform Bracket(CB)

2.2.3 CB

CB는 정상 운용 시 Keel과 Frame을 연결하는 체결부 역할을 담당하며, 지면 충돌 시 지속적인 하부동체 구조 연결과 충돌에너지 흡수 역할을 담당하는 구조물이다. CB는 Keel과 Frame이 교차하는 Web을 Angle Clip 형태의 연결부재를 이용하여 결합된 형태를 갖고 있다. Angle clip과 Web의 체결은 주 리벳 체결부에 보조 접착 방식을 적용하여 구현하였다. 본 연구에서는 안정적인 하부동체 구조지지 및 에너지 흡수 성능을 갖는 Angle clip 플랜지 형상에 관한 연구를 수행하였다. 적용된 형상은 연속적인 플랜지와 기어 치형 플랜지이며, Fig. 9는 기어 치형 플랜지가 적용된 CB를 보여주고 있다.

2.2.4 성능 검증 시험

Figure 10은 CCCW의 정적, 동적 압축 시험 결과 중 하중-변위 곡선을 나타낸 것이다. 동적 압축 시험에는 자유낙하 시험장치가 적용되었으며, 시험 장치 최대 충돌 속도인 5 m/s로 시험을 수행하였다. 정적, 동적 시험 모두 유사한 하중-변위 곡선을 나타내고 있으며, 동적 압축 시험 시 더욱 안정적인 압축 파손이 발생하고 있다. CCCW의 동적 압축 시험은 총 4개의 시편에 대하여 수행되었으며, 평균 28.5 kN의 Average crush load를 확인하였다.

Figure 11은 CB의 동적 압축 시험 결과 중 하중-변위 곡선을 나타낸 것으로 Angle clip 플랜지 형태에 따른 성능을 비교하고 있다. Angle clip 플랜지를 기어 치형으로 적용한 시편의 압축 하중 크기와 변화가 연속적인 플랜지가 적용된 시편의 압축하중에 비해 낮게 나타나고 있다. 따라서 Angle clip에 기어 치형 형태의 플랜지를 적용할 경우 안정적인 충돌에너지 흡수와 하부동체 구조지지 가능성이 예측할 수 있다.

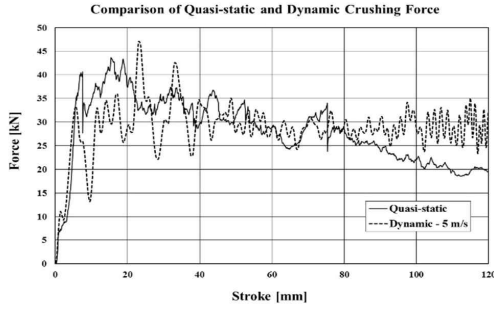


Fig. 10. Force-stroke curves of CCCW

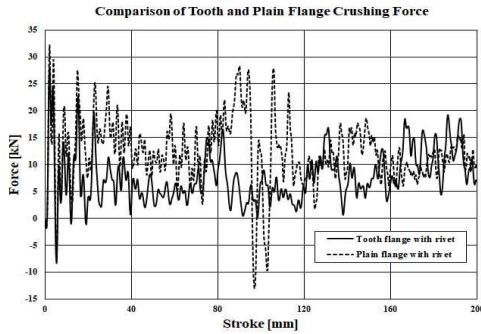


Fig. 11. Force-stroke curves of CB

Figure 12는 Crush web 조립체 성능검증을 위해 제작된 시편 형상을 나타낸 것이다. Fig 13은 Crush web 조립체 동적 압축시험 결과 및 해석과 시험 결과를 비교한 것이다. 초기 40 mm 압축 시까지 하중의 크기 변화가 크게 나타나지만 이후 안정적인 Crushing 하중이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 또한 하중이 안정화된 이후 구간의 Average crush load는 평균 36 kN임을 확인하였다.

Crush web assembly 동적 압축 파손 해석을 위해 충돌해석 전용 상용 프로그램인 LS-DYNA를 적용하였다. 또한 본 연구에서는 복합재료 적층판의 점진적 압축 파손(Progressive crushing failure) 거동의 정밀하고 효율적인 해석을 위한



Fig. 12. Test specimen of crush web assembly

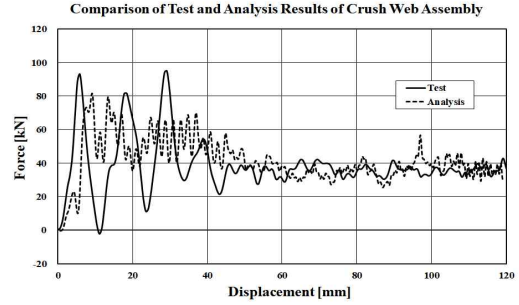


Fig. 13. Comparison of test and analysis force-stroke curves of crush web assembly

사용자 물성 모델(User defined material model: UMAT)을 생성, 적용하였다. 적용된 UMAT은 UD, Fabric 복합재 적층판의 초기 파손 예측 모델과 복합재 적층판의 초기 파손 이후 완전소성(Perfect plasticity) 거동을 구현하기 위한 복합재 손상 모델(Damage model)을 적용하였다.

2.3 복합재 하부동체 상세설계 및 해석

2.3.1 구조 설계 하중

복합재 내추락 하부동체 구조 설계를 위해 FAR 29.337 Limit maneuvering -3.5 g positive limit, -1.0 negative limit[16] 하중 조건이 적용되었으며, Skin, Stringer, Keel lower cap, Frame lower cap 등의 구조 형상설계 및 사이징에 활용되었다. 상기 구조는 정상 비행 시 비행 하중을 지지하는 구조로 항공기 충돌 시 에너지 흡수 부재로서 활용되지 않는다.

Keel upper cap, Frame upper cap, Frame side web 등은 지면과의 충돌 시 탑승 공간 확보를 위해 충돌 하중에 의한 파손이 발생하지 않도록 정의되었다. MIL-STD-1290A Vertical impact speed[13]로 지면에 충돌할 때 CCCW와 CB의 압축파손이 발생하며 각각 연결된 구조로 하중을 전달한다. 이 때 전달되는 하중에 의해 Keel upper cap, Frame upper cap, Frame side web 등이 구조적 파손이 발생하지 않도록 사이징 되었다.

2.3.2 형상설계 및 구조해석

Figure 14는 Frame upper cap의 유한요소 구조 해석 결과를 나타낸 것으로, Frame upper cap은 Keel upper cap과 연결되어 충돌 시 +Z 방향으로 작용하는 CCCW 및 CB의 충돌 하중과 -Z 방향으로 작용하는 탑승자 및 좌석의 관성 하중의 합력이 작용하게 된다. CCCW, CB는 성능검증시험 결과 중 최대 시험 하중(1st peak force)을 적용하였으며, 탑승자 및 좌석의 충돌 시 관성하중은 보수적인 관점에서 20 g (기준:

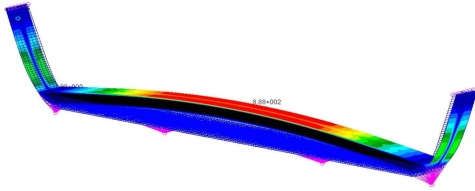


Fig. 14. Stress analysis of frame upper cap

25.9 g)로 가정하였다. Fig. 14의 해석 결과는 Cap 중앙부에 가장 큰 응력이 작용하며 동시에 가장 큰 변형이 발생하는 것을 나타내고 있다. 충돌하중 작용에 의한 구조 강도를 만족하고, 탑승자 생존 공간 확보를 위해 변형량의 최소화를 위해 본 연구에서는 Frame upper cap에 Aluminum honeycomb core를 적용한 샌드위치 구조를 적용하였다.

하부동체 지면 충돌 시 탑승 공간 확보를 위해 Frame upper web의 좌굴 및 연결된 Cap의 Crippling 파손이 발생하지 않아야 한다. 따라서 본 연구에서는 상기 두 파손모드에 대한 해석을 수행하였으며 안전여유가 확보된 복합재 적층을 적용하였다. Fig. 15는 Frame upper web의 좌굴 해석 결과를 나타낸 것으로 Fig. 14에 적용된 하중의 절반이 Frame upper web 상단에 작용하도록 정의하였다. 하부동체 구조 해석에 적용된 안전계수(Safety factor; S_f)는 1.5이다.

Fig. 16은 본 연구를 통해 개발된 하부동체 구조 시제 형상을 나타낸 것으로 좌석 장착점 하부에 위치한 4개의 CCCW와 12개의 CB가 충돌에너지 흡수 및 충돌 시 탑승 공간 유지를 위해 배치되었다.

III. 복합재 하부동체 내추락 성능시험

3.1 시험체 제작

복합재 하부동체 내추락 성능 검증을 위한 시험체는 Fig. 16의 하부동체 시제와 탑승자, 좌석 및 낙하시험 설비와 연결을 위한 시험치구(Drop carriage)로 구성된다. 내추락 성능 검증 시험체 전체 질량(m_t)은 Table 2에 기술된 Subfloor 전체 에너지 흡수요구량(EA_t)과 MIL-STD-1290A에 기술된 충돌속도(V_i)를 이용해 산출할 수 있다.

$$m_t = \frac{2EA_t}{V_i^2} \quad (1)$$

하부동체 시험체는 4인 탑승을 기준으로 질량을 산정하였다. 탑승자의 중량은 FAA Hybrid II ATD Dummy의 질량인 74.4 kg (164 lb)을 적용하였으며 [17], 좌석은 20 kg을 적용하였다. Table 3은 복합재 하부동체 내추락 시험체 구성요소 별 질량을 기술한 것이다. 아래 표의 Connecting Parts는 시험치구와 하부동체 시제를 연결하는데 소요되는 구성품이다.

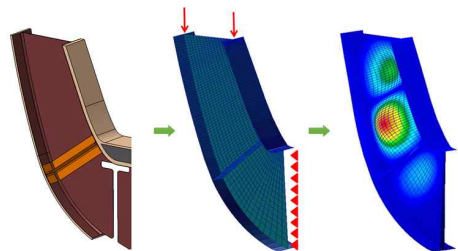


Fig. 15. FE analysis results of frame upper web

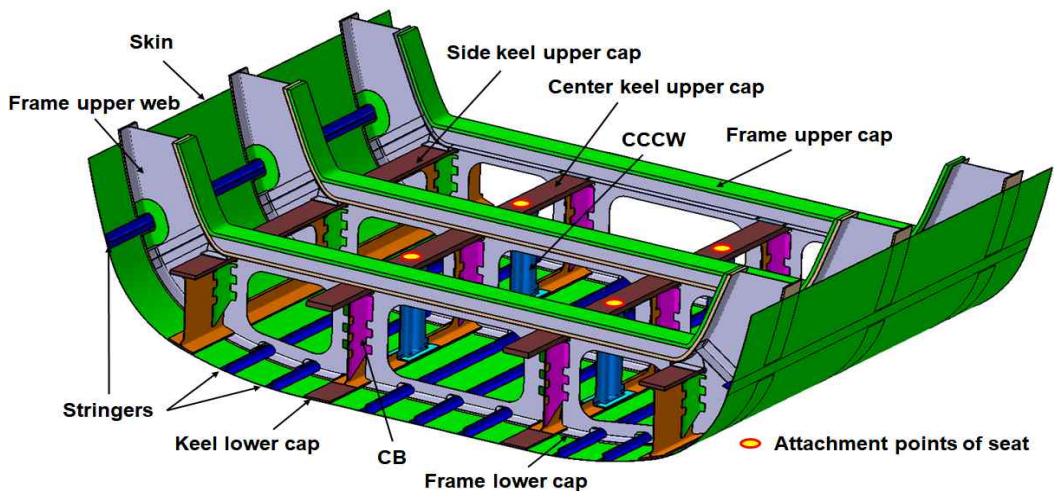


Fig. 16. Composite crashworthy subfloor design for rotorcrafts

Table 3. Mass detail of subfloor drop test

Component	Mass [kg]	Remark
Subfloor	51.3	
Seat & Occupant	377.6	
Drop carriage	443.4	
Connecting Parts	75.1	
Test mass	947.4	Target mass: 954.4kg (99.2%)

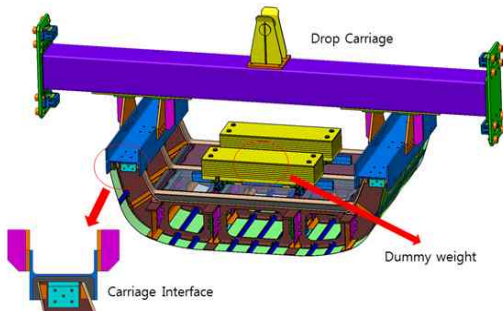


Fig. 17. Design of subfloor testbed

Figure 17은 복합재 내추락 하부동체 시험체 설계 형상을 나타낸 것으로 낙하시험 설비와 연결을 위한 Drop carriage와 탑승자/좌석 중량을 모사하는 치구, 그리고 Drop carriage와 시험체 연결부를 보여주고 있다.

Figure 18은 제작된 복합재 내추락 하부동체 시험체로 낙하시험 설비에 설치된 형상을 보여주는 것이다. 복합재료로 제작된 하부동체와 황색으로 도색된 시험치구 및 시험설비를 확인할 수 있다.

3.2 낙하시험설비 및 데이터 획득 장비

복합재 하부동체 내추락 성능 검증 시험은 고흥 항공센터 내 착륙장치 낙하시험설비를 활용하였다. 본 설비는 착륙장치 성능시험 수행을 위해 제작되었으며, 다양한 구조체의 내추락 성능시험을 수행하기 적합한 설비를 갖추고 있다. Fig. 19



Fig. 18. Composite crashworthy subfloor testbed



Fig. 19. Free drop facility and testbed

는 낙하시험설비와 장착된 하부동체 시험체를 보여주는 것으로, 시험체 낙하는 Drop carriage 상부 리그를 붙잡고 있는 유압에 의해 작동되는 풀림장치(Release mechanism)로 작동된다.

본 연구에서는 시험체 낙하시험을 통해 주요 구조물에 작용하는 가속도 데이터와 구조 변형 및 파손의 형태를 확인할 수 있는 영상 데이터를 획득하였다. 항공기 동체 구조물의 내추락 성능은 충돌 시 구조 변형 및 파손을 통한 탑승자 전달 충격량의 최소화로 평가할 수 있으며, 이때 탑승자에게 전달되는 충격량은 좌석 장착점에서의 가속도의 크기로 평가할 수 있다.

본 연구에서는 6개의 충돌 시험 전용 가속도 센서(PCB Piezotronics - MODEL 3641A122KG)와 1개의 범용 가속도 센서(PCB Piezotronics - MODEL 333B30)를 적용하였다. 충돌 시험 전용 가속도 센서는 충격이 직접적으로 전달되는 복합재 하부동체 좌석 장착점에 적용하였으며, 범용 가속도 센서는 직접적 충격이 적은 Drop carriage 상부에 적용하였다.

Figure 20은 가속도 센서 부착 위치 및 명칭을 나타내는 것으로 Center keel cap 위 전, 후방과 Side keel cap 위 6개와 Drop carriage 상부 중앙까지 총 7개의 가속도 센서가 적용되었다.

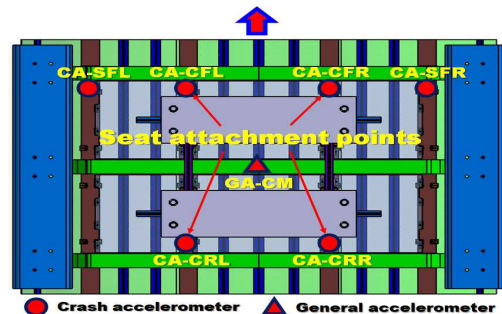


Fig. 20. Accelerometer map on subfloor testbed

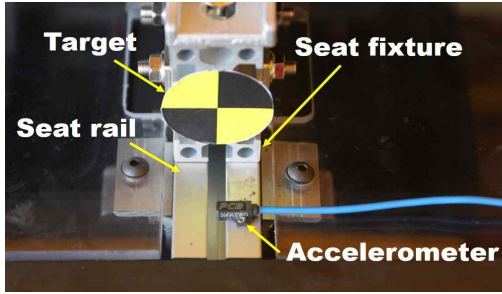


Fig. 21. Attachment of accelerometer(CA-CFR)

대부분의 항공기 좌석은 Keel cap 상부에 고정된 Seat rail에 장착된다. 본 연구에서 Seat rail과 탑승자/좌석 중량 모사 치구는 Aluminum profile로 구성하였으며, Fig. 21과 같이 Aluminum profile 연결부에 인접한 위치에 가속도 센서를 부착하였다.

가속도 데이터 획득용 DAQ 하드웨어는 HBM사의 QuantumX MX840A를 적용하였으며, DAQ 소프트웨어는 HBM Catman Easy를 활용하였다.

하부동체 시험체의 충돌속도 측정과 구조변형 및 파손 거동 분석을 위해 본 연구에서는 고속카메라 촬영 및 영상 데이터를 활용하였다. 적용된 고속카메라는 Photron FASTCAM Mini WX 100으로 2,000 frame/sec로 촬영을 수행하였다. 고속카메라 영상 분석은 Photron FASTCAM Analysis (PFA) 소프트웨어를 활용하여 수행하였으며, 영상 분석이 필요한 주요 위치에 Fig. 21에 도시된 원형 Target을 부착하여 분석을 수행하였다.

3.3 내추락 성능 검증 시험 조건

복합재 하부동체 내추락 성능 검증 시험 수직방향 충돌 속도 조건(V_i)은 MIL-STD-1290A에 기술된 7.93 m/s (26 ft/sec)를 적용하였다[13]. 내추락 성능 시험 성공 조건인 탑승자 생존 조건은 다음과 같이 정의할 수 있다.

- 좌석 장착점 발생 가속도 제한 조건[16,18]
 - 최대 수직방향 가속도 : 25.9 g 이하
 - 최대 가속도 발생 시간(t_r) : 0.03 sec 이하
- 기체 충돌 저항(Airframe crash resistance) 특성[4]
 - 충돌 시 항공기 구조는 탑승자를 보호할 수 있는 공간을 제공하고, 탑승자에 가해지는 충격이 제한될 수 있는 예상된 형태로 변형되어야 함.
 - 수직방향 충돌의 경우 탑승자 공간의 높이가 15% 이상 변경되지 않아야 함.
 - 본 연구의 경우 Frame upper cap, keel cap 등 좌석 지지구조물 및 Frame side 구조물의 파손이 발생하지 않아야 함.

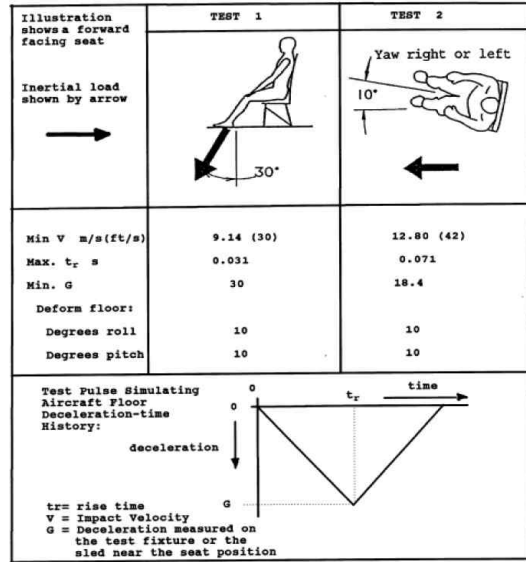


Fig. 22. Dynamic test conditions for helicopter seat - AS8049B [18]

좌석 장착점 수직방향 제한 가속도는 FAR 29.562에 정의된 Test 1의 충돌 조건 중 수직방향 성분만을 고려한 것이다. Fig. 22는 참고문헌 [18]에 기술된 헬리콥터용 좌석 내충돌 시험 조건으로, 하부동체 좌석 장착점에서 작용하는 가속도의 Fig. 22에 기술된 최대 가속도 기준 만족 여부 확인을 통해 내추락 성능을 검증하게 된다.

3.4 시험 수행 및 결과 분석

Figure 19의 복합재 하부동체 시험체는 낙하 시험을 위해 일정 높이까지 들어 올려진 상태에서 자유낙하를 통해 수직방향 충돌 속도 조건 (V_i)까지 가속되며, 강반으로 구성된 지면과 충돌하게 된다. 하부동체와 지면이 접촉하는 순간의 충돌 속도는 고속카메라 영상을 활용하여 분석하였으며, 8.02 m/s의 속력으로 지면과 충돌했다. 지면 충돌 시 시험체에 작용하는 충돌에너지는 약 30,469 J이었으며, 본 연구의 에너지흡수 성능 요구도의 101.6%의 에너지가 발생했다.

Figure 23은 하부동체 시험체의 지면 충돌 개시 이후의 거동을 보여주는 것으로, 충돌 개시 0.043 sec 후 최대 압축 파손이 발생하며 이후 탄성복원 거동을 나타내고 있다. 앞서 Fig. 14에 도시된 Frame upper cap의 변형과 유사한 형태의 거동을 Fig. 23에서 확인할 수 있다. 이와 같이 Frame upper cap 중앙의 상대적으로 큰 변형은 Center keel와 Side keel의 압축 파손 하중의 차이에 의한 것으로, 주 에너지 흡수 구조인 CCCW이 Center keel에만 위치하고 있기 때문이다. 그

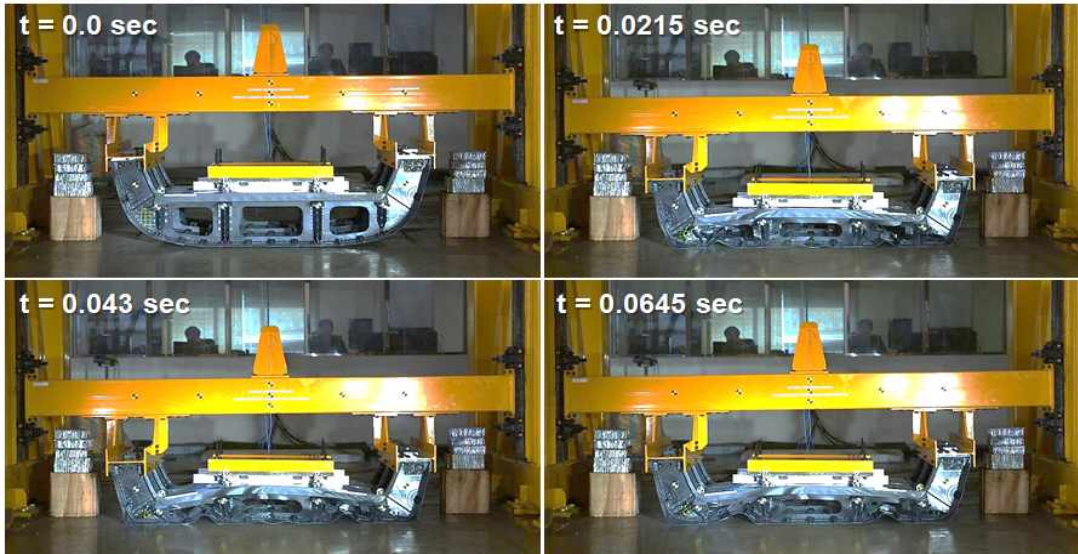


Fig. 23. Crushing procedure of composite crashworthy subfloor testbed after ground contact

런데 Fig. 23의 최대 압축 파손(0.043 sec) 시 Frame upper cap의 좌측 변형이 우측에 비해 크게 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 양쪽의 변형 불균형은 Frame upper cap의 Core로 적용된 Aluminum honeycomb의 압축파손(Core crushing)에 의해 발생한 것으로 분석되었다. Fig. 24는 시험 후 Frame upper cap의 Core 파손을 나타낸 것으로, Aluminum core 좌측에 파란색으로 표시된 압축 파손 발생부를 확인할 수 있다. 압축 파손은 45도 기울어진 양상으로 발생되었다.

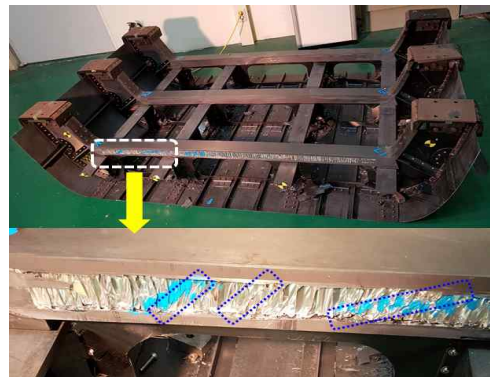


Fig. 24. Core crushing in frame upper cap

Figure 25는 하부동체 시험 전, 후 형상을 비교한 것으로, 시험 후 하부동체 압축 파손으로 하부 구조 높이가 상당히 낮아져 있지만 Floor 상부 치구 및 하부 주요 구조 간 체결이 시험 전과 동일하게 유지되고 있음을 확인할 수 있다. 또한 탑승자 공간 높이에 영향을 주는 Frame upper cap 구조의 심각한 파손도 발생하지 않았다. 이러한 결과를 통해 본 연구에서 개발된 복합재 하부동체는 MIL-STD-1290A에서 제시된 충돌 조건에서 탑승자 생존 공간을 확보할 수 있는 기체 충돌 저항 특성을 갖고 있음을 확인할 수 있다.

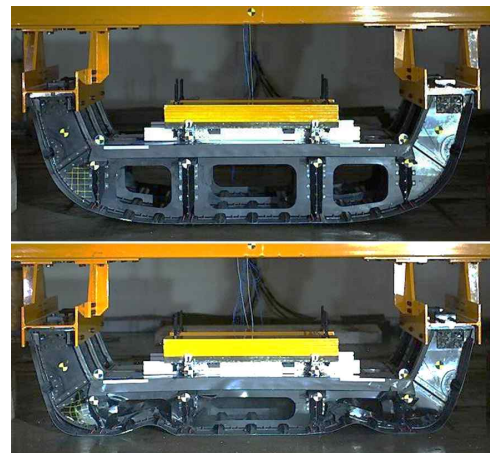


Fig. 25. Comparison of structural deformation before and after testing

Figure 26-29는 하부동체 좌석 장착점 위치의 가속도 데이터와 탑승자 생존성에 영향을 주는 주 충돌 가속도 신호(Fundamental crash pulse)를 나타내는 것이다. 가속도 데이터의 샘플링 주파수는 2.4 kHz이며, DAQ 소프트웨어를 통해 500 Hz Low-pass Butterworth filter가 적용된 시험 데이터를 획득하였다.

참고문헌 [19]는 항공기 충돌 해석 모델링을 위한 절차, 데이터 처리와 관련된 기법, 노하우 등을 기술한 것으로, 항공기 구조 충돌 시험 및 해석 데이터 처리 기법에 대하여 다음과 같은 사항을 추천하고 있다.

- 일반적인 생존 가능한 충돌 시 좌석에 앉은 탑승자는 고주파 가속도 신호에 영향을 받지 않음
- 영향을 주는 주 충돌 가속도 추출하기 위해 Low-pass filter를 적용해야 하며, 많은 경우 20 Hz Low-pass filter를 적용할 경우 좋은 결과를 얻을 수 있음

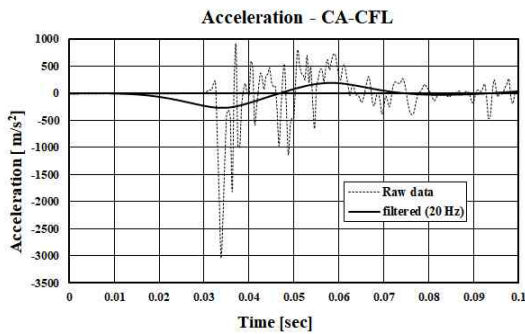


Fig. 26. Acceleration data from CA-CFL

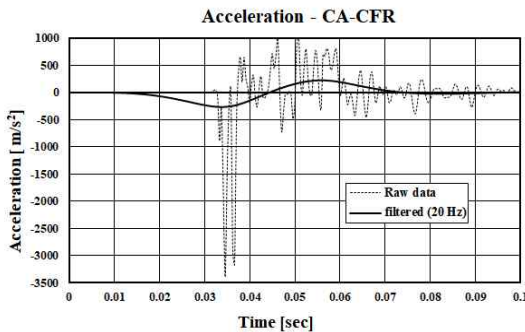


Fig. 27. Acceleration data from CA-CFR

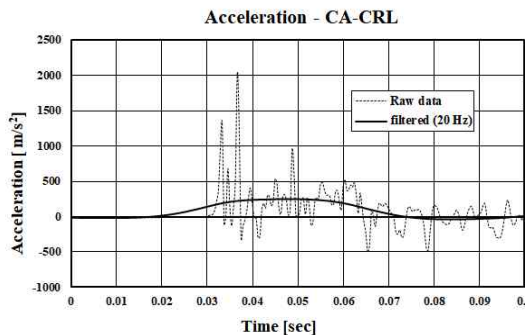


Fig. 28. Acceleration data from CA-CRL

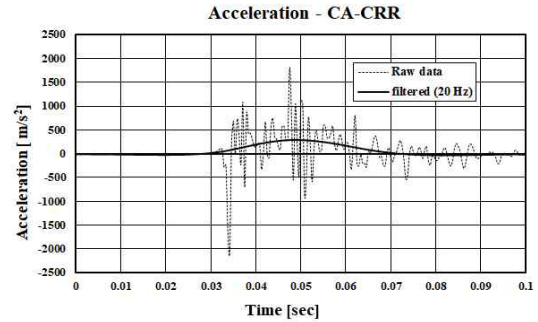


Fig. 29. Acceleration data from CA-CRR

하부동체 좌석에 작용하는 주 충돌 가속도 추출을 위해 본 연구에서는 참고문헌 [19]의 20 Hz Low-pass Butterworth filter를 적용하였다.

DAQ에서 획득된 시험데이터는 시험체 충돌, 진동 및 기타 다양한 신호가 포함된 주파수 형태를 나타내고 있다. Low pass filter를 통해 추출된 가속도 신호는 완만한 언덕형 신호를 나타내고 있다. Fig. 26, 27, 29의 좌석 장착점에서 작용하는 가속도는 충돌 직후 -Z 방향 가속도가 순간적으로 발생한 이후 +Z 방향 가속도로 변화하는 것을 볼 수 있다. 특히 전방 좌석 장착점(Fig. 26, 27)의 신호에서 이러한 현상이 두드러지게 나타나고 있다. 이러한 현상은 시험체 전, 후방 구조 단절에 의한 것으로 Fig. 30에 도시된 하부동체 시제 단면도의 충돌 전, 후 keel cap 변형 형태를 통해 확인할 수 있다.

하부동체의 지면 충돌 직후 Frame upper cap과 CCCW의 하중이 Keel upper cap에 작용하게 된다. 이 때 시험체 전, 후방부의 구조 단절 및 CCCW 하중 부재로 Keel upper cap 양 끝단은 Fig. 30과 같이 지면방향으로 처짐이 발생하게 되며 Keel upper cap 위에 고정된 Seat rail은 Keel cap의 구조 변형 형태와 유사한 형태의 처짐이 발생하게 된다. 따라서 Seat rail 상부에 장착된 가속도 센서는 충돌 초기 -Z 방향 가속도 신호를 발생시키게 된다. 이후 하부동체 구조의 침하에 의

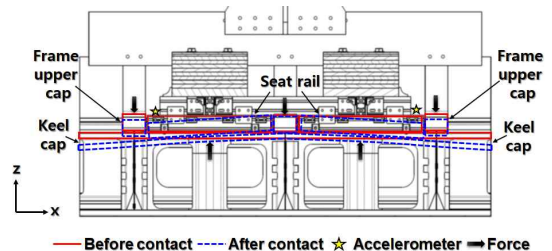


Fig. 30. Deformation of keel cap after contact

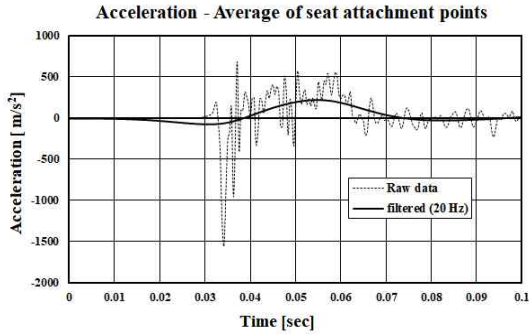


Fig. 31. Average acceleration data from seat attachment points

해 가속도 센서는 + Z 방향 가속도로 변화하게 된다.

하부동체 충돌에 의해 좌석에 작용하는 가속도는 각 좌석 장착점 가속도의 평균치가 작용하는 것으로 가정하였다. Fig. 31은 각 좌석 장착점의 평균 가속도 신호로 충돌 초기 -Z 방향 가속도 작용 이후 +Z 방향 가속도로 변화하는 것을 보여주고 있다. Fig. 26, 27, 28, 29, 31의 가속도 신호는 최대 가속도 발생 시간(t_r) 기준인 0.03초 이내에 최대 가속도에 도달하는 것을 보여주고 있다.

Table 4는 각 좌석 장착점과 좌석에 작용하는 최대가속도와 해당 위치 CCCW의 압축파손길이를 기술한 것이다.

Table 4의 CCCW 압축파손길이 데이터는 시험체 좌측에 위치한 CCCW의 파손량이 우측에 비해 13 mm 더 크고, 전방 CCCW가 후방에 비해 5 mm 더 큰 파손량을 나타내고 있다. 이는 앞서 Fig. 24에 나타난 Frame upper cap의 불균형 변형과 관련된 것으로, Core가 파손된 Frame upper cap의 과도 변형으로 CCCW와 지면의 기울어짐이 발생하게 되었고, 이로 인해 CCCW의 압축파손량 감소가 발생된 것으로 분석된다. 전, 후방 CCCW의 압축파손량 차이는 각 CCCW의 압축파손하중 편차, 시험체 조립 공차 등에 의한

Table 4. Max. acceleration of seat attachment

Location	Max. acc. [g]	Stroke of CCCW [mm]	remark
CA-CFL	19.62	118	FWD Left
CA-CFR	22.99	105	FWD Right
CA-CRL	25.41	113	RWD Left
CA-CRR	29.54	100	RWD Right
Seat	22.36	109	Average value of signal

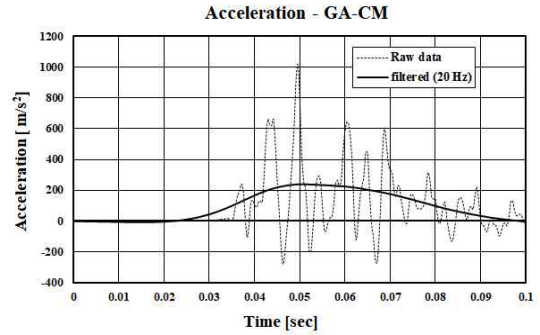


Fig. 32. Acceleration data from GA-CM

것으로 판단된다.

Table 4의 좌석 작용 최대 가속도의 크기는 22.36 g로 최대 수직방향 가속도 제한 조건인 25.9 g보다 작은 가속도가 작용하고 있음을 확인할 수 있다.

Figure 32는 시험체 Drop carriage 상부 가속도 신호를 보여주는 것으로 24.35 g의 최대 가속도가 발생하며, 충돌 후 약 0.025 sec가 지난 후 최대 가속도가 발생하는 것을 볼 수 있다. Drop carriage에 작용하는 가속도 데이터는 중앙 동체 상단 구조 및 장착되는 구성품의 설계 하중 조건으로 활용될 수 있다.

III. 결 론

본 연구는 회전익항공기 적용을 위한 복합재 내추락 하부동체 구조 개념을 도출하고 이에 대한 검증을 목적으로 수행되었다. 복합재 내추락 하부동체 구조 및 내부 충돌에너지 흡수 부재 설계를 위해 4,540 kg (10,000 lbs) 이하 최대이륙중량 및 12명의 최대탑승인원을 갖는 헬리콥터 개념설계 및 중량예측을 수행하였다. 헬리콥터 하부 동체 중 탑승자 생존성 확보를 위해 중요한 Crush zone을 주요 연구 대상으로 정의하고, 충돌에너지 흡수 요구도 산출 및 상세 구조설계를 위한 Wireframe FE 모델을 적용한 충돌 해석을 수행하였다. 충돌 해석 결과 분석을 통해 복합재 내추락 하부동체의 주요 에너지 흡수구조인 CCCW와 항공기 정상운용 및 지면 충돌 시 주요 구조부재 간 체결을 담당하는 CB의 설계 및 성능 검증 시험을 수행하였다.

시험을 통해 성능이 입증된 CCCW와 CB이 적용된 복합재 내추락 하부동체 시체에 대한 비행하중 및 내추락 충돌하중을 고려한 상세구조 설계 및 해석을 수행하였으며, 낙하시험설비를

활용한 내추락 성능 검증 시험 수행을 위한 시험 치구를 포함한 시험체 제작을 수행하였다. 본 연구는 복합재 내추락 하부동체 구조 개념 도출을 위한 것으로, 탑승자 및 좌석을 Dummy 중량 및 높은 강성을 갖는 치구로 적용하였다.

복합재 내추락 하부동체 시험체 성능 검증 시험은 고충항공센터 내 착륙장치 낙하시험설비를 활용하여 수행되었으며, 6개의 좌석 장착점 가속도 데이터 획득을 위한 충돌 시험 전용 가속도 센서와 1개의 범용 가속도 센서를 적용하였다. 하부동체 시험체의 충돌속도 측정과 파손 거동 분석을 위해 본 연구에서는 고속카메라를 이용한 영상데이터 분석을 수행하였다.

하부동체 시험체 내추락 성능 검증 시험 결과 Frame upper cap core부 강도 부족으로 인한 시험체 좌, 우측의 불균형이 발생하였으나, 좌석 장착점에서의 가속도 데이터 분석을 통해 탑승자 생존을 위한 좌석 작용 최대 가속도 조건과 최대 가속도 발생 시간 조건을 만족하는 것을 확인하였다. 또한 고속카메라를 이용한 영상데이터 및 시험 후 시험체 파손 형태 분석을 통해 본 연구의 하부동체 시험체가 탑승자 공간 확보 요구 조건을 모두 만족하는 것을 확인하였다.

향후 본 연구에서 확인된 Frame upper cap 내부 core 강도 부족 현상에 대한 보완 및 실용 최적의 항공기용 좌석 및 인체터미(ATD; Anthropomorphic Test Device)를 적용한 하부동체 성능 검증 시험을 통해 본 연구에서 도출된 복합재 내추락 하부동체 구조의 실용 항공기로의 적용 가능성을 확대할 예정이다.

후 기

본 연구는 국가과학기술연구회 “경량구조 및 구조안전성 향상기술 연구” 사업 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Marsh, G., “Airbus takes on Boeing with Reinforced Plastic A350 XWB,” Reinforced Composite, Vol. 51, No. 11, 2007, pp.26~29.
- 2) Weber, T. A., and Ruff-Stahl, H. K., “Advances in Composite Manufacturing of Helicopter Parts,” International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace, Vol. 4, No. 1, 2017.
- 3) Niu, Michael C. Y., “Composite Airframe

Structures,” Conmlit Press Ltd., Hong Kong, 1992, pp. 18~19.

- 4) “Aircraft Crash Survival Design Guide,” USAAVSCOM-TR-89-D-22A, Simula, Inc., Tempe, Arizona, 1989.

- 5) Fox, R. G., “Helicopter Crashworthiness - Part two,” Flight Safety Foundation and *Helicopter Safety*, Vol.16, No. 1, 1990, pp.1~6.

- 6) Jackson, K. E., Boitnott, R. L., Fasanella, E. L., Jones, L. E., and Lyle, K. H., “A History of Full-Scale Aircraft and Rotorcraft Crash Testing and Simulation at NASA Langley Research Center,” NASA TM 20040191337, 2004.

- 7) Singley, G. T., “Full-Scale Crash Testing of a CH-47C Helicopter,” Proceedings of the 32nd V/STOL Forum of the American Helicopter Society, Washington, D.C., 1976.

- 8) Perschbacher, J. P., Clarke, C., Furnes, K., and Carnell, B., “Advanced Composite Airframe Program (ACAP) Militarization Test and Evaluation (MT&E) Volume V - Airframe Drop Test,” USAATCOM TR 88-D-22E, 1996.

- 9) Majamäki, J., “Impact Simulations of a Composite Helicopter Structure with MSC.Dytran,” MSC Worldwide Aerospace Conference & Technology Showcase, Toulouse, France, 2002.

- 11) Littell, J. D., Jackson, K. E., Annett, M. S., Seal, M. D., and Fasanella, E. L., “The Development of Two Composite Energy Absorbers for Use in a Transport Rotorcraft Airframe Crash Testbed (TRACT 2) Full-Scale Crash Test,” 71th AHS Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, 2015.

- 12) Prouty, R. W., “Helicopter Performance, Stability, and Control,” Krieger Publishing Company, Inc., 1995, pp. 663~665.

- 13) “Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance,” MIL-STD-1290A, Department of Defense, Washington DC, 1988.

- 14) Hwang, J. S., and Lee, S. M., “Analysis of Revised Helicopter Crashworthiness Criteria,” Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 42, No. 5, 2014, pp. 415~422.

- 15) Wade, B., and Feraboli, P., “LS-DYNA Mat54 Modeling of the Axial Crushing of Composite Fabric Channel and Corrugated Section

Specimens,” FAA JAMS 2014 Technical Review Meeting, Seattle, WA, 2014.

16) “14 CFR Part 29, Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft,” Federal Aviation Administration, April, 2016.

17) “49 CFR Part 572, Anthropomorphic Test Devices,” National Highway Traffic Safety Administration, January, 2008.

18) “Performance Standard for Seats in Civil Rotorcraft, Transport Aircraft, and General Aviation Aircraft,” Society of Automotive Engineering Aerospace Standard SAE AS8049 Rev B, 2005.

19) Fasanella, E. L., and Jackson, K. E., “Best Practices for Crash Modeling and Simulation,” NASA TM 2002211944, 2004.