

수치해석을 통한 민수용 헬리콥터의  
조류충돌 인증 요구도 검증기법에 대한 연구김동협<sup>1</sup> · 김상우<sup>1,†</sup> · 김현기<sup>2</sup> · 김성찬<sup>2</sup> · 신복균<sup>3</sup><sup>1</sup>국립한경대학교 기계공학과<sup>2</sup>한국항공우주연구원 항공연구본부<sup>3</sup>한국항공우주산업진흥협회 전략기획실Study on Verification Methodology of Airworthiness Requirements for  
Bird Strike on Civilian Helicopter based on Numerical AnalysisDong-Hyeop Kim<sup>1</sup>, Sang-Woo Kim<sup>1,†</sup>, Hyun-Gi Kim<sup>2</sup>, Sungchan Kim<sup>2</sup> and Bok Kyun Shin<sup>3</sup><sup>1</sup>Department of Mechanical Engineering, Hankyong National University<sup>2</sup>Aeronautics Research and Development Head Office, Korea Aerospace Research Institute<sup>3</sup>Strategic Planning Office, Korea Aerospace Industries Association

## Abstract

The increase of bird strike requires to be amended more safely current airworthiness requirements for bird strike. The USA and Europe are considering the methodology to verify the bird strike requirements based on the finite element analysis (FEA). Meanwhile, the aircraft airworthiness standards in Korea enacted by the Ministry of Land, Infrastructure and Transport were based on those enacted by the Federal Aviation Administration (FAA). This means that the verification methods using the FEA for the bird strike requirements should be reflected in the airworthiness standards in Korea. Our study proposes the methodology for bird strike simulation based on the FEA for the external auxiliary fuel tank assembly on the Surion helicopters and confirmed that the numerical outputs corresponded to the test results. The authors suggest that the methodology and procedure based on the FEA are adopted not only in the bird strike requirements but in various aircraft certifications of civilian rotorcraft.

## 초 록

매년 증가하는 항공기 조류충돌 사고는 현행 항공기 조류충돌 인증 요구도의 보완을 요구한다. 현재 미국과 유럽에서는 수치해석을 통해 조류충돌 요구도를 더욱 정밀하게 검증하는 방안을 검토 중이다. 한편 국토교통부에서 고시한 항공기 감항기준은 미국 연방항공청에서 제정한 감항기준에 준하여 작성되었다. 이는 국내 규정에서도 해석 기반의 조류충돌 요구도 검증 방안이 반영되어야 함을 의미한다. 본 논문에서는 한국항공우주산업(주)의 경찰청 헬리콥터 외부 보조연료탱크 조립체를 대상으로 유한요소 해석에 기반한 조류충돌 분석기법을 제안하였고, 해석 결과는 시험 결과에 상응하였다. 이에 따라 수치해석 기반의 분석기법과 절차가 조류충돌 요구도 뿐만 아니라, 나아가 다른 감항요건의 입증에도 폭넓게 활용되도록 제안하고자 한다.

**Key Words** : Aircraft Certification(항공기 인증), Bird Strike(조류충돌), Helicopter(헬리콥터), Finite Element Analysis(유한 요소 해석), External Auxiliary Fuel Tank Assembly(외부 보조연료탱크 조립체)

## 1. 서 론

Received: Oct. 21, 2019 Revised: Dec. 17, 2019 Accepted: Dec. 30, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-31-670-5113, E-mail: swkim@hknu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

항공기 운용 중 발생하는 조류충돌(bird strike)은

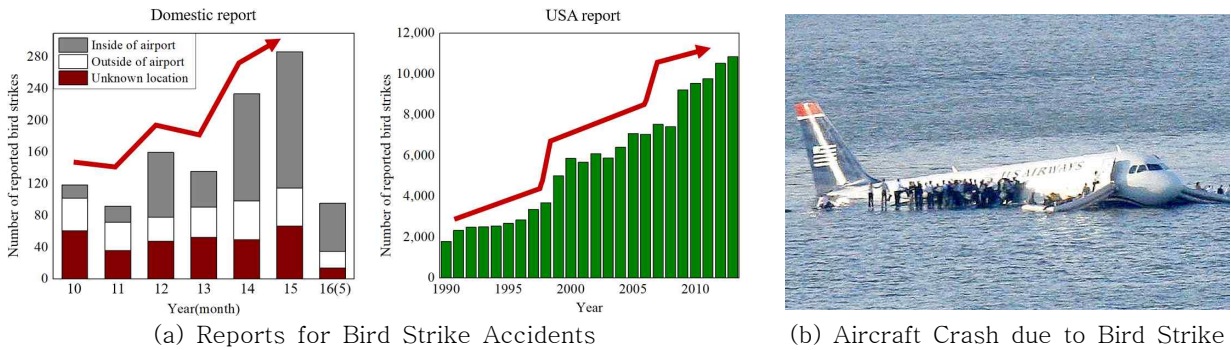


Fig. 1 Domestic and USA Reports for Bird Strike Accidents and Relevant Aircraft Crash

항공기 기체에 심각한 손상을 가하고 대형 사고를 유발한다. 또한 인명 피해를 초래하기도 한다. Figure 1은 한국과 미국에서 발생한 조류충돌 사고건수(Fig. 1(a))와 조류충돌에 의한 항공기 추락 사례(Fig. 1(b))를 보여준다. Figure 1(a)에 나타난 바와 같이 항공 교통량이 증가함에 따라 국내의 조류충돌 사고건수도 해마다 증가하고 있다[1-3]. 따라서 미국 연방항공청(FAA: Federal Aviation Administration)에서는 1996년에 항공기에 대한 조류충돌 요구도를 마련하고 이를 철저히 검증하도록 규정하고 있다[4]. 그러나 Fig. 1(b)에 나타난 바와 같이 2009년 US Airways 1549편 Airbus A320 항공기의 조류충돌에 의한 허드슨(Hudson) 강 불시착 사건은 현행 조류충돌 요구도가 보완되어야 함을 보여준다. 이에 따라 미국과 유럽에서는 항공기의 조류충돌 피해를 최소화하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다[5-6]. 한편 국토교통부(Ministry of Land, Infrastructure and Transport)에서 고시한 항공 기술기준(KAS: Korean Airworthiness Standards)에 제정된 조류충돌 요구도는 FAA의 조류충돌 요구도를 근간으로 작성되었다. 이에 따라 한국항공우주산업(주) (Korea Aviation Industries, LTD., KAI)이 개발한 수리온(Surion) 헬리콥터의 감항기준은 FAA에서 규정하는 미국 연방항공규정 FAR Part 29 (FAR: Federal Aviation Regulation)로부터 파생된 KAS Part 29에 근거하여 설정되었다[4]. 이는 국내의 조류충돌 사고의 증가 추세에 따라 향후 국내에서도 항공기의 조류충돌 요구도를 보다 정교하게 개선하고 반영해야 함을 의미한다. 한편 최근 FAA와 EASA (European Aviation Safety Agency)는 해석기술의 발전을 바탕으로 수치해석 기술을 통

해 항공기의 조류충돌 요구도를 보다 정밀하게 검증하기 위한 연구를 활발히 진행하고 있다. 수치해석에 바탕을 둔 조류충돌 요구도 평가는 실물시험 수행 전 다양한 조건에 대해 조류충돌 해석을 실시하여 결과를 예측하고 보다 효율적으로 조류충돌 요구도의 검증을 가능하게 한다. 더하여 실물시험에 소요되는 비용과 시간을 절약할 수 있다.

한편 조류충돌 요구도 검증 대상은 주로 항공기 엔진, 날개, 그리고 윈드실드(windshield)에 국한되어 왔다[7]. 그러나 한국항공우주산업(주)이 개발한 경찰청 헬리콥터 5호기에는 비행거리를 증가시키기 위한 보조연료탱크가 외부에 장착된다. 외부에 장착된 연료탱크는 조류충돌에 쉽게 노출되고, 충돌에 의한 탱크의 파손은 연료 누출과 함께 화재로 이어질 수 있다. 이에 따라 국내외에서 연료탱크의 구조 건전성을 입증하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다[5, 8-9]. 그러나 일반적으로 연료탱크가 항공기 내부에 장착됨에 따라 국내외 항공기용 연료탱크의 충돌 저항성에 대한 감항요건에 조류충돌에 대한 기준은 명확히 제시되지 않고 있다. 따라서 외부 보조연료탱크에 대해 조류충돌 요구도가 보다 정밀하게 검증되어야 한다. 또한 최근 재료 분야의 발전과 아울러 높은 기계적 물성을 보장하고 무게를 저감시키기 위해 복합재(composite)가 항공기 부품의 소재로 대체되고 있으며, 한국항공우주산업(주)이 개발한 경찰청 헬리콥터 5호기에도 복합재로 제작된 외부 보조연료탱크가 장착되었다.

본 연구에서는 한국항공우주산업(주)이 개발한 경찰청 헬리콥터 5호기에 장착된 복합재 외부 보조연료탱크 조립체를 대상으로 유한요소해석(FEA: Finite Element

Analysis)에 기반한 조류충돌 분석을 수행하였다. 오일러-라그랑주 연성(CEL: Coupled Eulerian-Lagrangian) 기법을 적용하여 연료탱크 내부에 채워진 액체 연료(liquid fuel)의 슬로싱(sloshing) 현상을 구현하였고, 입자완화 동역학(SPH: Smoothed Particle Hydrodynamic) 방법을 이용하여 새의 충돌 거동을 모사하였다. 또한 복합재로 제작된 외부 보조연료탱크 조립체의 손상모드별 파손을 예측하기 위해 Hashin 파손 기준식을 적용하였다. 이를 통해 조류충돌이 연료가 채워진 복합재 외부 보조연료탱크 조립체의 손상에 미치는 영향을 분석하였다. 또한 연료의 누출 여부를 평가함으로써 연료탱크의 조류충돌에 대한 안전성을 검토하였다. 아울러 조류충돌 실험 결과와 본 해석에서 제안한 수치 해석 결과를 비교하였다. 이를 통해 향후 국내 민수용 회전익 항공기의 감항요건에 본 연구에서 제안한 분석 기법과 절차가 반영되기를 제안하였다.

## 2. 조류충돌 해석

### 2.1 이론 분석

#### 2.1.1 오일러-라그랑주 연성 기법

라그랑주(Lagrangian) 해석기법은 대상 모델을 연속체 요소(element)로 구성하고 각 요소에 재료 물성을 적용하여 각 요소의 절점(node) 좌표와 시간에 따른 함수로 대상 모델의 거동을 정의하는 해석기법이다[10]. 따라서 두 연속체 모델 사이의 거동이 보다 정확하게 계산되므로 고체역학 분석에 주로 사용된다. 오일러(Eulerian) 해석기법의 경우, 대상 모델을 연속체 요소로 구성하지 않고 재료 물성이 적용된 공간 좌표를 별도로 구성하고 그 내부에 대상 모델을 위치시킨다. 공간 좌표 내에 위치한 대상 모델의 유체 체적(VOF: Volume Of Fluid)을 계산하고, 공간 좌표와 시간에 따른 함수로 대상 모델의 거동을 정의한다[10]. 따라서 공기의 유동이나 액체의 슬로싱과 같은 대변형을 수반하는 유체의 유동을 모사하는데 적합하다. CEL 기법은 라그랑주 해석과 오일러 해석을 연동시킨 유체-구조 연성(FSI: Fluid-Structures Interaction) 해석기법이다.

#### 2.1.2 입자 완화 동역학

SPH는 대상 모델을 입자(particle)의 집합으로 구성

하고, 특정 입자의 물리량(속도, 밀도 등)을 주변 입자들의 물리량을 통해 계산하는 순수 라그랑주 기반의 FSI 분석기법이다[11-12]. SPH 지배 방정식은 운동량 보존식, 에너지 보존식, 그리고 연속 방정식으로 구성되고, 각 입자의 물리량을 핵 함수(kernel function)를 통해 근사화 시킨다. 본 해석에서는 ABAQUS에서 제공하는 Cubic Spline 핵 함수를 사용하여 입자들의 물리량을 근사화 하였다[13]. SPH 기법은 입자를 기반으로 계산하므로 요소의 과도한 왜곡 현상이 발생하지 않는다. 따라서 조류충돌 시 발생하는 충돌체(impactor)의 파편이나 분사되는 페인트 입자의 거동을 모사하는데 유리하다.

#### 2.1.3 Hashin 파손 기준식

Hashin 파손 기준식은 Eq. (1)-(4)에 제시된 판별식을 통해 네 가지 복합재 손상 모드(섬유 인장, 섬유 압축, 기지 인장, 기지 압축)에 대한 파손을 예측한다[14-15].

$$F_f^t = \left( \frac{\sigma_{11}}{X^t} \right)^2 + \alpha \left( \frac{\sigma_{12}}{S^L} \right)^2 \quad \text{for } \sigma_{11} \geq 0 \quad (1)$$

$$F_f^c = \left( \frac{\sigma_{11}}{X^c} \right)^2 \quad \text{for } \sigma_{11} < 0 \quad (2)$$

$$F_m^t = \left( \frac{\sigma_{22}}{Y^t} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{12}}{S^L} \right)^2 \quad \text{for } \sigma_{22} \geq 0 \quad (3)$$

$$F_m^c = \left( \frac{\sigma_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[ \left( \frac{Y^c}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22}}{Y^c} + \left( \frac{\sigma_{12}}{S^L} \right)^2 \quad \text{for } \sigma_{22} < 0 \quad (4)$$

여기서  $F_f^t$ 와  $F_f^c$ 는 각각 섬유 인장(fiber tension)과 섬유 압축(fiber compression) 손상 모드이고,  $F_m^t$ 와  $F_m^c$ 는 각각 기지 인장(matrix tension)과 기지 압축(matrix compression) 손상 모드이다.  $\sigma_{ij}$ 와  $\tau_{ij}$  ( $i, j = 1, 2$ )는 각각 주 방향 응력과 전단응력을 의미한다. 또한  $X^t$ 와  $X^c$ 는 각각 종방향 인장, 압축 강도이고,  $Y^t$ 와  $Y^c$ 는 각각 횡방향 인장, 압축 강도이다.  $S^L$ 와  $S^T$ 은 각각 종방향과 횡방향 전단강도를 의미하고,  $\alpha$ 는 전단응력의 기여도를 결정하는 계수이다. 이때 Hashin 손상 변수가 1에 도달하면 재료는 파손된 것으로 간주된다[14-15]. 본 해석에서는 복합재 연료탱크(fuel tank)를

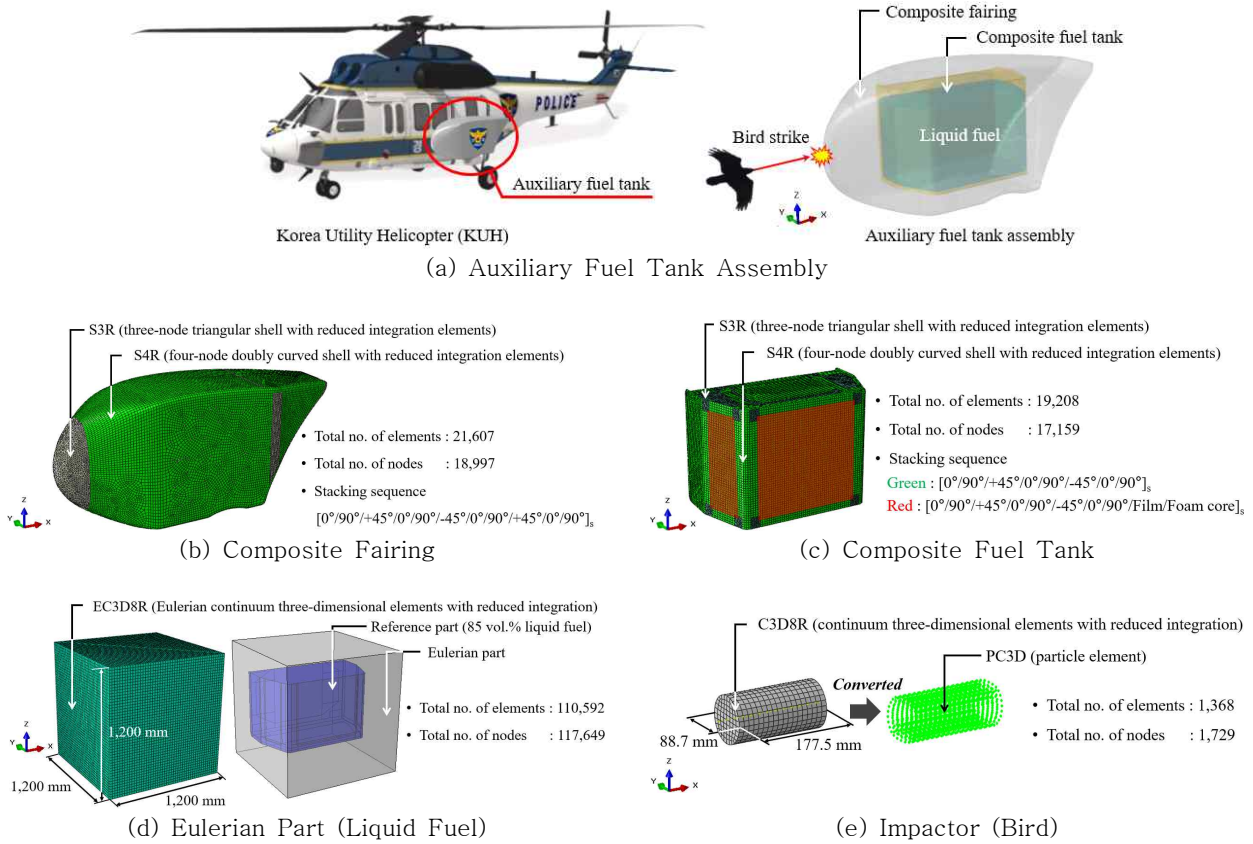


Fig. 2 Auxiliary Fuel Tank Assembly and Four Calculation Models Used in the Bird Strike Simulation

Table 1 Mechanical Properties and Hashin Damage Variables of CFRP Composites

Mechanical Properties			Hashin Damage Variables		
Properties	Values	Units	Properties	Values	Units
$E_1$	143.4	GPa	$X^t$	2.945	GPa
$E_2=E_3$	9.27	GPa	$X^c$	1.650	GPa
$\nu_{12}=\nu_{13}$	0.31	mm/mm	$Y^t$	54	MPa
$\nu_{23}$	0.52	mm/mm	$Y^c$	240	MPa
$G_{12}=G_{13}$	3.8	GPa	$S^L$	106.8	MPa
$G_{23}$	3.2	GPa	$S^T$	106.8	MPa

감싸고 있는 복합재 페어링(fairing)에 대해 네 가지 복합재 손상모드에 대한 Hashin 손상 변수가 모두 1에 도달하면 요소를 제거하여 충돌체의 파편이 복합재 페어링을 관통하도록 설정하였다.

## 2.2 모델링 및 해석 조건

### 2.2.1 모델링

Figure 2는 조류충돌 해석에 사용된 복합재 외부 보조연료탱크 조립체와 네 가지 계산 모델을 보여준다.

이때 Figs. 2(b)-2(e)에 해석 모델들의 형상(geometry), 복합재 적층 순서(stack sequence), 요소의 종류와 수, 그리고 절점 수를 제시하였다. 복합재 외부 보조연료탱크 조립체는 Fig. 2(a)에 나타난 바와 같이 헬리콥터의 외부에 장착되고, 복합재 페어링과 그 내부에 위치한 복합재 연료탱크로 구성된다. 또한 조류충돌 해석을 위해 연료탱크 내부에 액체 연료를 채우고 페어링 전면부에 충돌체를 배치하였다. 복합재 페어링과 복합재 연료탱크는 탄소섬유 강화 플라스틱(CFRP: Carbo

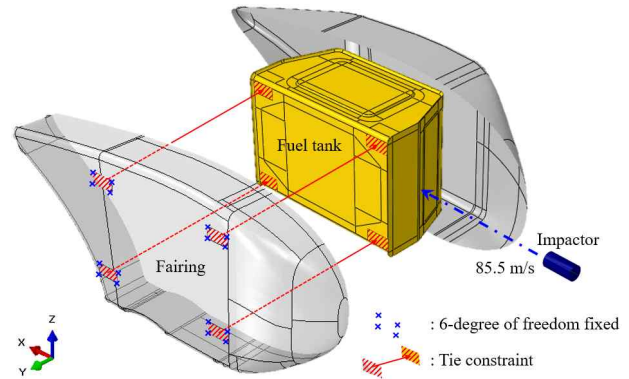
n Fiber Reinforced Plastic) 복합재로 제작되었고, 복합재의 기계적 물성치와 Hashin 파손 강도 변수를 Table 1에 제시하였다. 페어링의 복합재 적층 순서는 Fig. 2(b)와 같이  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ 이고, CFRP 복합재 각 층의 두께는 0.1 mm, 총 적층 두께는 2.2 mm이다. 연료탱크의 경우, Fig. 2(c)와 같이 일반적인 영역에 대한 복합재 적층 순서는  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ 이다. 이때 충격 에너지 흡수 능력을 향상시키기 위해 붉은색 영역에 폼 코어(foam core)를 추가로 삽입하였다. 폼 코어의 탄성 계수(Young's modulus)와 포아송 비(Poisson's ratio)는 각각 180 MPa와 0.29이다. CFRP 복합재 각 층의 두께는 0.1 mm, 폼 코어의 두께는 38 mm, 일반적인 영역의 총 적층 두께는 1.6 mm, 붉은색 영역의 총 적층 두께는 39.6 mm이다. 한편 실제 복합재 연료탱크 내부에는 합성 고무 탱크(bladder)가 장착되지만, 본 해석에서는 이를 고려하지 않았다.

또한 Fig. 2(d)와 같이 복합재 연료탱크 내부에 채워진 액체 연료의 슬로싱 현상을 구현하기 위해 연료가 유동하기에 충분한 크기의 오일러 모델을 구성하였다. 이때 모델 내부에 연료탱크 체적의 85 vol.%에 해당하는 연료를 모사하기 위해 기준 형상(reference part)을 배치하였고, ABAQUS에서 제공하는 Eulerian Volume Fraction을 통해 VOF를 계산한 후 기준 형상을 제거하였다. 한편 연료탱크의 충돌 저항성을 입증하기 위한 낙하시험 시, 항공 기술기준에 준하여 연료탱크 내부에 물(water)이 채워진다. 따라서 본 해석에서 물의 물성을 액체 연료 모델에 적용하였고, 물성치를 Table 2에 제시하였다[13, 16].

또한 Fig. 2(e)와 같이 새의 충돌 거동을 모사하기 위해 충돌체를 원통형으로 제작하였다[17-18]. 이때 조류의 충돌 거동을 모사하기 위해 Nanami et al.[19]의 연구를 참고하여 젤라틴(gelatin)의 물성을 충돌체 모델에 적용하였으며, 상세한 물성치를 Table 2에 나타내었다. 한편 FAR Part 29에서는 항공기가 운항 중 1.0 kg(= 2.2 lb)의 새(bird)와 충돌하여도 지속적인 비행이 가능하거나 안전한 착륙이 가능하도록 설계되어야 함을 요구하고 있다. 이에 따라 본 해석에서 충돌체의 질량을 1.0 kg으로 가정하였고, 젤라틴의 밀도를 고려하여 Fig. 2(e)와 같이 원통형 충돌체의 지름(88.7 mm)과

**Table 2** Material Properties of Water and Gelatin

Properties for Equation of State	Water	Gelatin
Speed of sound (m/s)	1450.0	1482.9
Slope of $U_s-U_p$ relation	0	2.0367
Gruneisen ratio	0	0
Density (kg/m <sup>3</sup> )	996	911
Dynamic viscosity (N·s/m <sup>2</sup> )	0.001	0.004



**Fig. 3** Load and Boundary Conditions for the Simulation

길이(177.5 mm)를 설정하였다. 또한 충돌체의 요소는 3차원 연속체 요소에서 SPH 기법을 적용하기 위해 입자 요소로 변환되었다.

### 2.2.2 해석 조건

Figure 3은 충돌해석에서 복합재 페어링과 복합재 연료탱크에 적용된 경계조건과 충돌체의 초기 속도를 보여준다. 페어링과 연료탱크를 Fig. 3과 같이 Tie 조건을 적용하여 서로 구속시켰고, 페어링을 지그(jig)에 고정된 것으로 가정하여 Eq. 5와 같이 공간상에서 6자유도를 구속하였다.

$$UT_1 = UT_2 = UT_3 = UR_1 = UR_2 = UR_3 = 0 \quad (5)$$

여기서  $UT_{1,2,3}$ 와  $UR_{1,2,3}$ 은 각 방향에 대한 병진(translation)과 회전(rotation) 자유도이다. 또한 Fig. 3과 같이 충돌체의 초기 속도는 항공기의 비행고도 범위 2,400 m(= 8,000 feet)에서 항공기와 새의 상대속도인 약 85.5 m/s(= 166.2 knot)를 적용하였고, 충돌체를 페어링의 전면부 중앙에 충돌시켰다. FEA 상용프로그램인 ABAQUS/Explicit을 사용하여 동적(dynamic) 해석을 50 ms 동안 실시하였다.



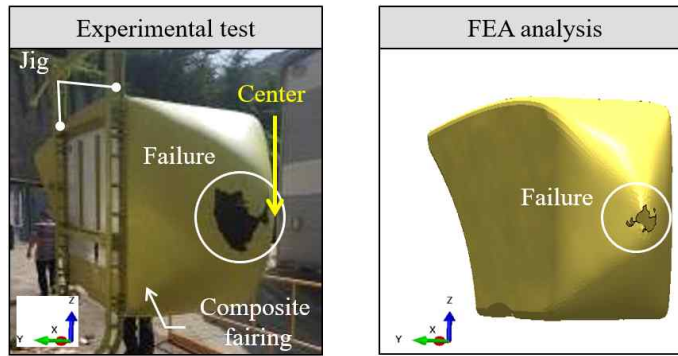
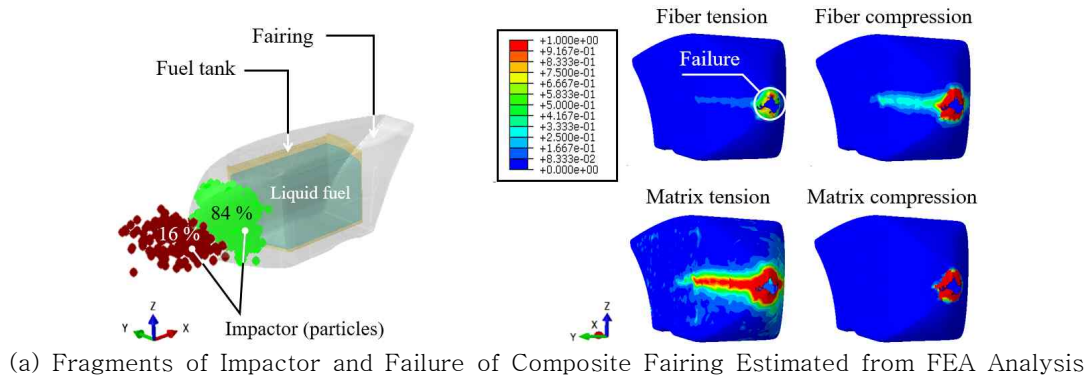


Fig. 4 Results of Experimental Test and Finite Element Analysis for Bird Strike

### 3. 해석 결과

#### 3.1 복합재 페어링

Figure 4는 페어링을 관통한 충돌체 파편과 복합재 손상 모드에 따른 파손 경향(Fig. 4(a)), 복합재 페어링의 조류충돌 실험 결과와 FEA 결과(Fig. 4(b))를 보여준다. Figure 4(a)와 4(b)에 나타난 바와 같이 충돌체는 복합재 페어링의 중심부에 충돌하면서 파편 형태로 분산되었다. 이때, 충돌 지점의 복합재의 네 가지 손상 모드에 대한 Hashin 손상 변수가 모두 1.0에 도달하여 요소들이 완전히 제거되었다. 이에 따라 전체 질량의 약 84%(= 0.84 kg)가 복합재 페어링을 관통하여 내부의 복합재 연료탱크와 충돌하였다.

한편 본 연구에서는 복합재 손상 모드에 따른 파손면적을 비교함으로써 복합재 파손에 지배적으로 영향으로 끼치는 손상모드를 평가하였다. Figure 4(a)에 나타난 바와 같이 페어링의 파손 경향과 면적은 섬유 인장 손상 모드와 거의 상응하였다. 이와 같은 결과는 Hashin

파손 기준식(Eqs. (1)-(4))과 이에 반영되는 복합재의 파손 강도로 설명된다. Table 1에 나타난 바와 같이 Hashin 파손 기준식 중 섬유 인장 손상 모드(Eq. (1)) 기준식에 반영되는 복합재의 종방향 인장 강도( $X'$ )는 매우 높은 반면에 섬유 압축, 기지 인장, 기지 압축 손상 모드(Eqs. (2)-(4)) 기준식에 적용되는 복합재의 종방향 압축( $X^c$ ), 횡방향 인장( $Y'$ ), 횡방향 압축 강도( $Y^c$ )는 상대적으로 낮다. 따라서 복합재가 섬유 인장 파손되었을 때 나머지 손상 모드에 대해서도 완전히 파손되었다고 간주할 수 있다. 따라서 위 결과를 바탕으로 섬유 인장 손상 모드가 복합재의 파손에 주로 영향을 끼쳤음을 알 수 있다.

한편 실제 조류충돌 시험 결과와 FEA 결과를 비교함으로써 FEA 결과를 검증하였다. 조류충돌 시험 결과, Fig 4(b)에 나타난 바와 같이 복합재 페어링의 충돌 지점은 완전히 파손되어 관통되었다. 이때 페어링의 파손된 부위가 중앙부로부터 좌측으로 일부 편향되었다. 이는 충돌체가 발사된 후 페어링 전면부 중앙부에

충돌하지 않고 좌측으로 편향되어 충돌하였기 때문이다. 또한 조류충돌 시험과 FEA 결과에 대한 복합재 페어링의 파손면적을 비교하였고, 조류충돌 시험에 의한 파손면적이 FEA 결과 보다 큰 것을 확인하였다. 이는 실물시험에서 충돌체가 페어링 전면부의 중앙부로부터

좌측으로 편향되어 충돌함에 따라 중앙부에 충돌할 때 보다 페어링의 충돌 면적이 크기 때문이다. 실물시험에서 충돌체가 페어링 전면부의 중앙부를 정확하게 타격한다면 파손 경향과 파손면적은 FEA 결과와 유사할 것으로 예상된다.

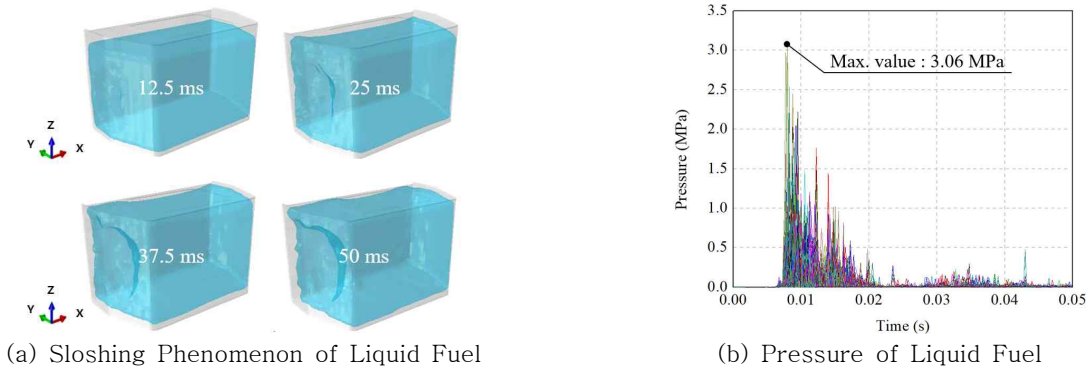


Fig. 5 Impact Behavior of Liquid Fuel and Pressure According to Time

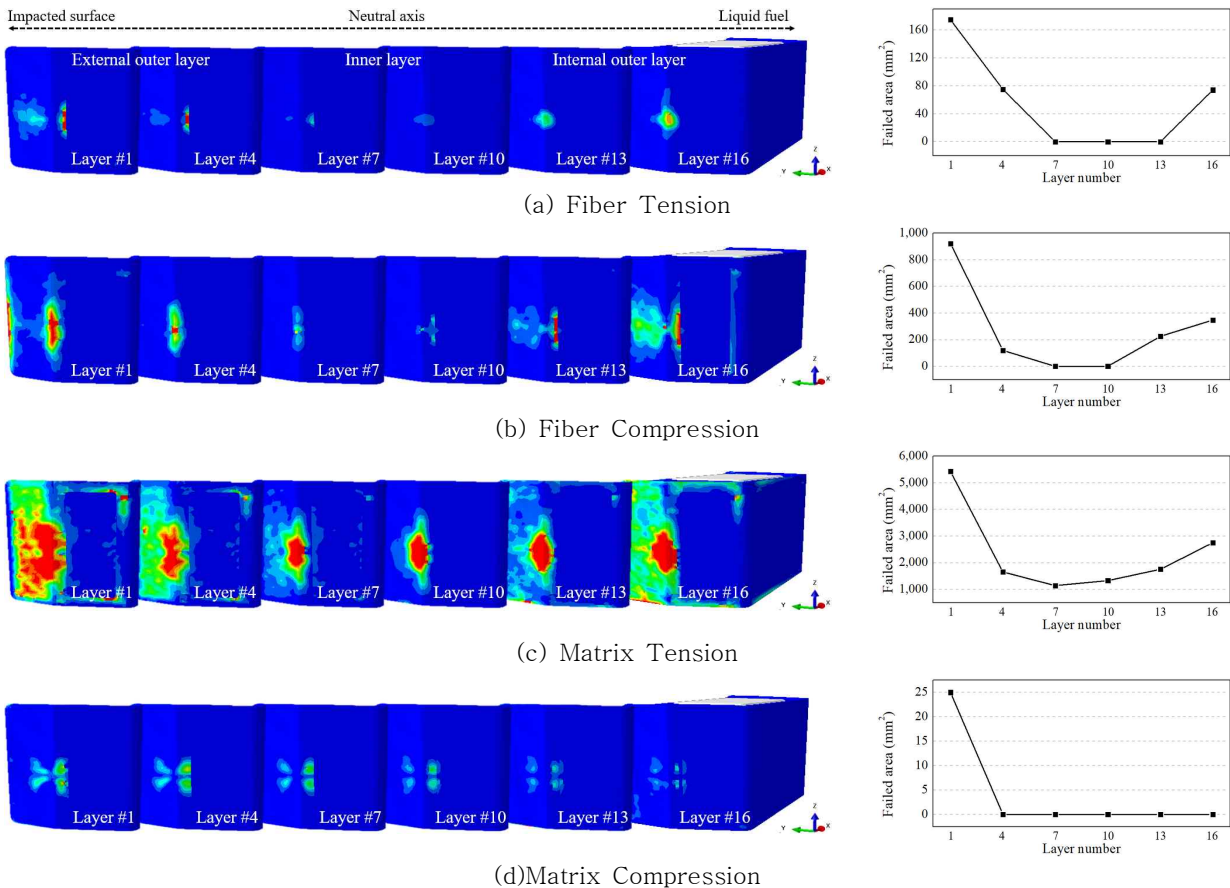


Fig. 6 Failure Tendencies and Failed Areas for Each Layer of Four Composite Damage Modes at 50 ms

### 3.2 복합재 연료탱크

Figure 5는 FEA로부터 계산된 연료탱크에 채워진 액체 연료의 시간에 따른 슬로싱 현상(Fig. 5(a))과 충돌면에 대한 액체 연료의 압력 값(Fig. 5(b))을 보여준다.

Figure 5(a)에 나타난 바와 같이 복합재 연료탱크가 충돌체 파편들과 충돌함에 따라 탱크 내부의 액체 연료가 출렁이는 것을 확인하였다. 또한 Fig. 5(b)에 나타난 바와 같이 연료탱크의 충돌면에 대한 액체 연료의 압력 값은 충돌 초기(약 8 ms)에 충돌체 파편들의 충돌로 인해 급격히 증가하였고, 이후 서서히 감소하였다. 이때 최대 압력은 약 3.06 MPa이 발생하였으며, 이는 복합재 연료탱크의 구조적 손상에 큰 영향을 미치지 않는 수치이다[20]. 이를 통해 연료탱크에 채워진 액체 연료의 슬로싱 현상은 조류충돌에 대한 복합재 연료탱크의 구조 건전성에 큰 영향을 끼치지 않았음을 확인하였다. 또한 복합재의 네 가지 손상모드에 대한 복합재 연료탱크 각 층의 파손을 분석하였고, 이를 통해 연료탱크 내부에 채워진 연료의 누출 여부를 평가하였다.

Figure 6은 복합재 손상모드에 대한 각 층의 파손 경향과 파손 면적을 보여준다. 이때 복합재 적층 방향에 따른 파손 경향이 거의 유사하므로 0°로 적층된 층(layer)의 결과를 제시하였다. Figures 6(a)~6(d)에 나타난 바와 같이 네 가지 손상 모드에 대해 충돌체와 직접 충돌하는 Layer #1의 상대적 파손면적이 모든 적층 중 가장 컸으나, 파손면적의 절대 크기는 매우 작게 예측되었다. 또한 중립축(neutral axis) 근처의 내부층(inner layer)으로 갈수록 파손 면적이 감소하였다. 기지 압축 손상 모드를 제외하고, 액체 연료와 접촉하는 외부층(internal outer layer)으로 갈수록 파손 면적은 다시 증가하였다. 이는 충돌에 의해 발생한 굽힘 변형이 중립축을 기준으로 증가하면서 손상을 가중시켰기 때문이다. 한편 섬유 인장 손상 모드에 대해 Fig. 6(a)와 같이 Layer #7, #10, #13은 전혀 파손되지 않았고, Fig. 6(b)에 나타난 바와 같이 섬유 압축 손상 모드에 대해 Layer #7과 #10은 전혀 파손되지 않았다. 또한 기지 압축 손상 모드인 경우 Fig. 6(d)와 같이 Layer #4, #7, #10, #13, #16은 전혀 파손되지 않았다. 그러나 Fig. 6(c)와 같이 기지 인장 손상 모드에 대해 모든

복합재 층이 파손되었다. 이는 기지 인장 손상에 영향을 끼치는 복합재의 횡방향 인장강도( $Y^t$ )가 매우 낮기 때문이다. 따라서 위 결과들을 바탕으로 복합재 연료탱크는 기지 인장 손상 모드를 제외한 각 손상 모드에 대해 최외각(Layer #1) 층을 제외하고 심하게 파손되지 않았음을 확인하였다. 또한, 파손 경향과 면적 그리고 실제 연료탱크 내부에 장착된 합성 고무 탱크를 고려하였을 때 액체 연료는 누출되지 않으며, 조류충돌에 대해 구조적으로 안전함을 확인하였다. 아울러 조류충돌 시험 결과, 복합재 페어링을 관통한 충돌체가 복합재 연료탱크에 충돌하였으나, 연료탱크의 파손은 해석 결과와 유사하게 육안으로 확인되지 않았고 연료는 누출되지 않았다. 따라서 이를 통해 실험 결과와 FEA 결과가 서로 상응함을 확인하였고, 추가적으로 복합재 구조물의 육안으로 확인하기 힘든 손상(BVID: barely visible impact damage)[21]은 FEA를 통해 세부적으로 평가될 필요가 있음을 확인하였다.

## 4. 결론

항공기 조류충돌 사고건수가 해마다 증가함에 따라 현행 조류충돌 요구도의 보완이 요구된다. 이에 따라 미국과 유럽에서는 항공기의 조류충돌에 대한 구조 건전성을 확보하기 위해 수치해석 기술을 통해 조류충돌 요구도를 보다 정밀하게 검증하고 이를 감항 기준에 반영하는 방안을 검토 중이다. 본 논문에서는 국토교통부에서 규정하는 항공기 인증기준이 미국 FAA의 인증기준에 근간하여 작성되었음을 근거로 국내에서도 향후 해석 기반의 조류충돌 요구도 검증 방안이 반영되어야 함을 제안하였다. 그 일환으로 한국항공우주산업(주)이 개발한 경찰청 헬리콥터 5호기의 복합재 외부 보조연료탱크 조립체를 대상으로 FEA에 기반한 효율적인 조류충돌 분석기법을 제안하였다. 이때 CEL 기법을 통해 연료탱크에 채워진 액체 연료의 슬로싱 현상을 구현하였고, SPH 방법을 이용하여 새의 충돌 거동을 모사하였다. 또한 Hashin 파손 기준식을 적용하여 복합재로 제작된 페어링과 연료탱크의 파손을 예측하였다.

페어링에 대한 조류충돌 실험결과와 FEA 결과, 페어링의 충돌지점은 완전히 파손되었고 충돌체는 페어링을 관통하여 연료탱크에 충돌하였다. 이때 실험결과와



돌체가 좌측으로 편향되어 탄착됨에 따라 해석 결과와 파손 면적의 차이가 발생하였다. 그러나 실물시험 시 충돌체가 페어링 전면부를 정확히 타격한다면 해석 결과와 상응할 것으로 예상된다. 한편 연료탱크 해석 결과, 페어링을 관통한 충돌체의 약 84%가 파편 형태로 분산되어 연료탱크에 충돌하였다. 충돌에 의해 발생한 액체 연료의 최대 압력은 약 3.06 MPa로 이는 연료탱크의 구조 건전성에 큰 영향을 끼치지 않는다. 또한 충돌체와 직접 충돌하는 최외각 층을 제외한 나머지 복합재 층은 거의 파손되지 않았다. 이를 통해 조류충돌 시 연료의 누출이 발생하지 않을 것임을 예측하였고, 조류충돌 시험을 통해 이를 검증하였다.

위의 결과를 바탕으로 수치해석을 통한 항공기 부품의 구조 건전성 분석과 아울러 육안으로 확인하기 힘든 복합재 손상을 세부적으로 분석함으로써 보다 정밀한 조류충돌 감항인증 요구도 검증의 가능성을 확인하였다. 또한 본 논문에서 제시한 수치해석 기반의 요구도 검증 방안은 감항인증에 소요되는 높은 시험 비용과 일정을 크게 단축시키는데 큰 기여를 할 것으로 기대된다.

끝으로 본 논문에서는 구체적인 조류충돌 인증 요구도 보완 방안이 제시되지 않았다. 본 연구에서 제안한 수치해석 기반의 분석기법이 반영된 요구도 보완 방안은 향후 추가적으로 검토할 예정이다.

## 후 기

이 성과는 2019년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2019R1A2C4070280). 또한 본 연구를 위해 도움을 주신 한국항공우주산업(주)에 감사의 말씀을 드립니다.

## References

[1] Ministry of Land, Infrastructure, and Transport, "Reports of bird strike accident 2010-2016," Sejong City, Republic of Korea, May 2016

[2] R. A. Dolbeer, S. E. Wright, J. Weller, and M. J. Begier, "Wildlife strikes to civil aircraft in the United States 1990-2013," *FAA Technical report, Office of Airport Safety and Standards*, Washington D.C., Jan.

2014.

[3] F. Faith, "Miracle on the Hudson' passenger to speak on Feb. 20," *The Tullahoma News* (<https://tullahomane.ws.com/>), Feb. 2019.

[4] S. M. Lee, J. K. Hwang, and Y. K. Kim, "Bird strike requirements for helicopter and substantiation of Surion windshield," *Proc. of Conf. The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Jeju-do, Republic of Korea, pp. 484-485, Nov. 2017.

[5] M. L. Ugone, J. E. Meling, J. D. Snider, N. J. Gause, and A. F. Carrey, "Acquisition: Fuel cells of the V-22 Osprey joint advanced vertical aircraft," *Inspector General of the Department of Defense*, Arlington, Oct. 2002.

[6] M. Guida, F. Marulo, M. Meo, A. Grimaldi, and G. Olivares, "SPH-Lagrangian study of bird impact on leading edge wing," *Composites Structures*, vol. 93, no. 3, pp. 1060-1071, Feb. 2011.

[7] K. Y. Lee, B. J. Yi, H. G. Chung, and C. K. Ryoo, "A study on certification procedures for aircraft parts manufacturer approval," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 42, no. 12, pp. 1073-1079, Dec. 2014.

[8] D. H. Kim and S. W. Kim, "Numerical investigation of impact-induced damage of auxiliary composite fuel tanks on Korean Utility Helicopter," *Composites, Part B: Engineering*, vol. 165, pp. 301-311, May 2019.

[9] D. H. Kim and S. W. Kim, "Evaluation of bird strike-induced damages of helicopter composite fuel tank assembly based on fluid-structure interaction analysis," *Composite Structures*, vol. 210, pp. 676-686, Feb. 2019.

[10] D. J. Benson, "Computational methods in Lagrangian and Eulerian hydrocodes," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, vol. 99, no. 2-3, pp. 235-394, Sep. 1992.

[11] J. H. Jo and Y. S. Lee, "Quantitative analysis of debris clouds of aluminum plates with SPH," *Proc. of Conf. The Society of CAD/CAM*, Pyeongchang-gun, Republic of Korea, pp. 755-760, Jan. 2013.

- [12] R. A. Gingold and J. J. Monaghan, "Smoothed particle hydrodynamics: theory and application to non-spherical stars," *Monthly Notices of The Royal Astronomical Society*, vol. 181, no. 3, pp. 375-389, Dec. 1977.
- [13] Dassault, "Abaqus Analysis User's manual - Section 15.2.1," *Abaqus 6.13 edition*, Apr. 2013.
- [14] Z. Hashin, "Failure criteria for unidirectional fiber composites," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 47, pp. 329-334, Jun. 1980.
- [15] Z. Hashin and A. Rotem, "A fatigue failure criterion for fiber-reinforced materials," *Journal of Composite Materials*, vol. 7, pp. 448-464, Oct. 1973.
- [16] X. Yang, Z. Zhang, J. Yang, and Y. Sun, "Fluid-structure interaction analysis of the drop impact test for helicopter fuel tank," *Springerplus*, vol. 5, no. 1, pp. 1573, Dec. 2016.
- [17] M. Y. Park, Y. J. Kim, J. H. Kim, S. Y. Jang, and C. Y. Park, "Bird strike test and result analysis for the safety design of aircraft structures," *Proc. of Conf. The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Wonju-si, Republic of Korea, pp. 293-296, Apr. 2010.
- [18] J. S. Wilbeck, "AFMLTR-77-134: Impact behaviour of low-strength projectiles," *Technical report Air Force Materials Laboratory*, Wright-Patterson Air Force Base, State of Ohio, Jul. 1978.
- [19] N. Nanami and O. O. Ochoa, "Damage assessment of a large-scale hybrid composite wind turbine blade," *Journal of Mechanical Engineering and Automation*, vol. 6, no. 5, pp. 117-127, 2016.
- [20] H. G. Kim and S. C. Kim, "A numerical study on the influence of the amount of internal fuel in a bird strike test for the external auxiliary fuel tank of rotorcraft," *International Journal of Crashworthiness*, pp. 1-15, Dec. 2017.
- [21] P. Kumar and B. Rai, "Delaminations of barely visible impact damage in CFRP laminates," *Composite Structures*, vol. 23, pp. 313-318, 1993.