

다중 스파 복합재 플랩의 조류 충돌 및 선형 좌굴 해석

신진호^{*,**} · 이경한^{*,****} · 김솔미^{*,**,*} · 김상우^{*,**,*} · 신명관^{****} · 김규범^{****}

Bird Strike and Linear Buckling Analysis of a Multi-Spar Composite Flap

Jinho Shin^{*,**}, Gyeong-Han Lee^{*,****}, Solmi Kim^{*,**,*}, Sang-Woo Kim^{*,**,*},
Myoung Kwan Shin^{****}, Kyubeom Kim^{****}

ABSTRACT: Bird strike accidents can cause critical structural damage to aircraft and may lead to catastrophic events. The Federal Aviation Administration (FAA) has established bird strike regulations to ensure aircraft safety and requires evaluation of the bird strike capability of aircraft structures. Bird strike capability is typically assessed through bird strike tests; however, these tests require substantial time and cost, and analysis-based bird strike assessments have recently become more widely adopted. In this study, an analysis-based bird strike safety evaluation was performed for a multi-spar composite flap based on bird strike requirements provided by Korea Aerospace Industries, Ltd. (KAI), and bird strike analysis and linear buckling analysis were conducted sequentially. After the bird strike analysis, damage to the flap was represented by deleting elements near the impact region. A linear buckling analysis was then performed by applying the aircraft limit load to the damaged flap, and the buckling load factor and buckling mode shapes were obtained to assess flap failure and buckling stability. The results confirmed that the proposed multi-spar composite flap satisfies the bird strike requirements.

초 록: 항공기의 조류 충돌 사고는 구조물에 치명적 손상을 유발하여 대형 사고로 이어질 수 있다. 미국 연방항공청은 항공기의 안전을 보장하기 위해 조류 충돌 관련 규정을 제정하여 구조물의 조류 충돌 안전성을 평가하도록 요구하고 있다. 조류 충돌 안전성 평가를 위해 조류 충돌 모사 시험을 주로 수행하지만 이는 많은 시간과 비용이 소요되므로 최근에는 해석 기반의 조류 충돌 안전성 평가가 확대되는 추세이다. 본 논문에서는 한국항공우주산업(주)이 제공한 조류 충돌 요구도를 기준으로 다중 스파 복합재 플랩의 조류 충돌 안전성 평가를 해석적으로 수행하였으며, 이를 위해 조류 충돌 해석과 선형 좌굴 해석을 순차적으로 수행하였다. 조류 충돌 해석 후 충돌부 인근 요소를 삭제하여 플랩의 손상을 모사하였다. 이후 손상된 플랩에 항공기의 제한 하중을 적용하여 선형 좌굴 해석을 수행하였고, 좌굴 하중 계수와 좌굴 모드 형상을 도출하여 플랩의 파손 여부와 좌굴 안정성을 분석하였다. 그 결과, 본 논문에서 제안한 다중 스파 복합재 플랩은 조류 충돌 요구도를 만족함을 확인하였다.

Key Words: 다중 스파 복합재 플랩(Multi-spar composite flap), 조류 충돌(Bird strike), SPH 기법(Smoothed particle hydrodynamics method), 조류 충돌 해석(Bird strike analysis), 좌굴 해석(Buckling analysis)

Received 12 February 2026, received in revised form 21 April 2026, accepted 6 May 2026

*Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

**Department of Smart Air Mobility, Korea Aerospace University

***Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, Korea Aerospace University

****Korea Aerospace Industries, LTD.

†Corresponding author (E-mail: swkim@kau.ac.kr)

1. 서 론

조류 충돌 사고는 항공기 구조물에 치명적인 손상을 초래하여 대형 사고를 유발할 수 있다. 미국 연방항공청(federal aviation administration, FAA)에 따르면 미국에서 집계된 항공기의 조류 충돌 사고는 매년 증가하고 있다. 미국 연방항공청에서 제시한 1990년도부터 2024년도까지의 미국 내 조류 충돌 사고 횟수를 Fig. 1에 나타내었다. 1990년에는 2,088건의 조류 충돌 사고가 발생하였고 2020년에는 11,623건으로 한 해 동안 10,000건 이상의 사고가 발생하였다. 2024년에는 22,115건으로 2020년 대비 약 2배 이상의 조류 충돌 사고가 발생하였다[1].

미국 연방항공청은 1990년부터 2024년까지 조류 충돌로 인해 사고 1건 당 평균 201,511 달러(한화 약 3억원)의 경제적 손실이 발생한다고 밝혔다. 이를 통해 미국 연방항공청이 추정한 연 평균 경제적 손실은 248백만 달러(한화 약 360억원)에 이른다[1].

미국 연방항공청과 유럽 항공안전청(european union

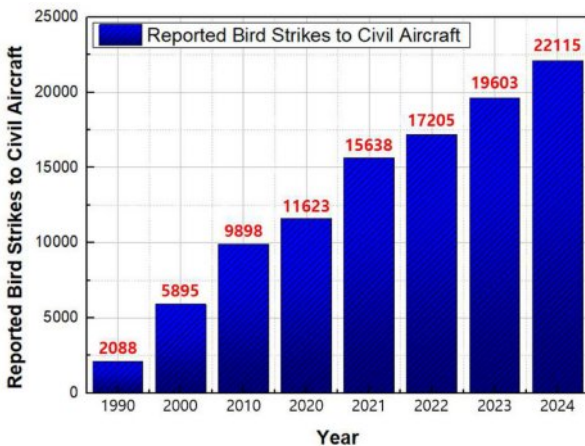


Fig. 1. Annual number of reported bird strike in the United States

Table 1. FAA regulations on bird strike for Part 25 transport category airplanes

FAR No.	Requirements [2]
§25.571	Structure must be designed as damage-tolerant for discrete source damage including bird strike and must retain sufficient residual strength for continued safe flight and landing after impact.
§25.631	Empennage structure must be capable of continued safe flight and landing following impact with an 8 lb bird.
§25.775	Windshield and its supporting structure must withstand impact with a 4 lb bird without penetration and must preserve adequate pilot vision and safety.

aviation safety agency, EASA)은 항공기 손상과 경제적 손실을 방지하기 위해 항공기 등급에 따라 조류 충돌에 대한 요구도를 제정하여 구조물의 조류 충돌 안전성을 평가하도록 요구한다. 따라서 항공기 설계 단계에서 조류 충돌에 대한 안전성을 반드시 고려해야 한다. 미국 연방항공청의 경우 Part 25급 항공기에 대해 Table 1과 같이 조류 충돌 규정을 제시하고 있다[2].

Federal aviation regulations(FAR) §25.571에서는 일반 구조물에 대해 중량 4 lb(약 1.82 kg)의 조류가 항공기의 순항속도로 구조물에 충돌했을 때 안전한 비행과 착륙을 지속할 수 있어야 할 것을 명시하고 있다[2].

FAR §25.631에서는 미익(empennage)에 대해 중량 8 lb(약 3.64 kg)의 조류가 항공기의 순항속도로 미익에 충돌했을 때 안전한 비행과 착륙을 지속할 수 있어야 할 것을 명시하고 있다. FAR §25.775에서는 윈드실드(windshield)에 대해 중량 4 lb(약 1.82 kg)의 조류가 항공기의 순항속도로 윈드실드에 충돌했을 때 관통이 없어야 하며 조종사의 시야와 안전을 확보할 것을 명시하고 있다[2].

항공기 구조물의 조류 충돌 안전성 평가는 주로 실험을 통해 검증한다. 그러나 조류 충돌 모사 시험을 수행하는 것은 많은 시간과 비용이 필요하며 시험 결과의 일관성을 보장하기 어렵다는 단점이 있다. 이러한 단점을 극복하기 위해 최근 미국 연방항공청과 유럽 항공안전청은 조류 충돌 모사 시험 대신 해석에 기반한 항공기 구조물의 조류 충돌 안전성 평가를 위한 연구를 활발히 수행하고 있다[3].

해석에 기반한 항공기 구조물의 조류 충돌 안전성 평가를 위해서는 구조물과 조류의 충돌 거동을 신뢰성 있게 모사할 수 있는 해석 기법에 대한 연구가 선행되어야 한다. 따라서 조류의 충돌 거동을 분석하고 정확하게 조류 충돌을 시뮬레이션하기 위해 여러 수치적 접근법이 연구되었다.

Lagrangian 기법은 격자(mesh)를 이용해 조류를 모델링하는 방법으로 충돌 시 격자 왜곡으로 인해 조류 충돌 거동 모사의 정확성이 떨어진다는 단점이 있다[4]. Arbitrary lagrangian eulerian(ALE) 기법은 Lagrangian 기법과 Euler 기법을 결합하여 기존 기법들의 단점을 보완한 기법이다. 그러나 입자와 격자 사이의 상대속도 차이로 인해 대류 항이 발생하고 3차원에서는 이를 해결하기 위한 좌표계 변환과 응력 계산 과정이 복잡하여 계산 시간이 증가하는 한계가 있다[5]. 한편 개별 입자를 기반으로 조류를 모델링하는 비격자 방식의 smoothed particle hydrodynamics(SPH) 기법은 조류 충돌과 같이 큰 변형과 복잡한 유동 상황에서도 충돌 거동을 안정적으로 모사할 수 있으며 조류의 충돌 거동 재현에 적합한 수치 기법임을 확인하였다[6]. 이를 근거로 본 논문에서는 조류의 충돌 거동 모사를 위해 SPH 기법을 적용하였다.

미국 연방항공청 조류 충돌 보고서에 따르면 항공기의 이륙, 상승, 접근, 착륙 단계에서 전체 조류 충돌 사고의 92%

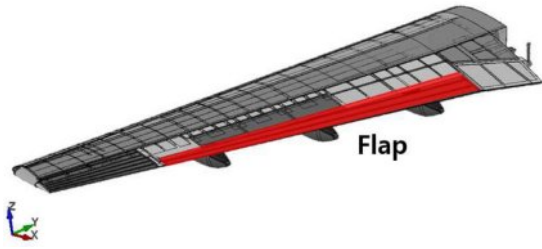


Fig. 2. Geometry of the wing high-lift device flap

가 집중되어 있다[1]. 또한 유럽 항공안전청에 따르면 전체 조류 충돌 사고 중 날개에 조류가 충돌하는 비율은 31%를 차지한다[7]. 이는 주익 앞전 이외에 항공기의 이륙, 접근, 착륙 단계에서 전개하여 날개 외부로 노출되는 고양력 장치인 플랩에 대해서도 조류 충돌 안전성 평가가 이루어져야 함을 의미한다. 본 논문에서는 한국항공우주산업(주)이 제공한 조류 충돌 요구도를 기준으로 해석에 기반한 항공기 복합재 구조물에 대한 조류 충돌 안전성 평가를 수행하고자 하였다[8]. 안전성 평가 대상은 다중 스파 복합재 플랩(multi-spar composite flap)이며, 그 형상을 Fig. 2에 나타내었다. 이를 위해 조류 충돌 해석, 정하중 해석, 좌굴 해석을 순차적으로 수행하였다. 구체적으로 조류 충돌 해석 이후 조류 충돌부 인근 변위가 발생한 요소를 임의로 삭제함으로써 복합재 플랩의 손상을 모사하였고, 손상된 플랩에 항공기의 제한 하중(limit load)을 적용하여 정하중 해석과 좌굴 해석을 수행하였다. 이후 플랩의 좌굴 하중 계수와 좌굴 모드 형상을 도출하여 좌굴 안정성을 분석하였고, 최종적으로 다중 스파 복합재 플랩의 조류 충돌 안전성을 검토하였다.

선행 연구에서는 SPH 기법을 이용한 조류 모델링 조건이나 플랩 구동부의 조류 충돌 응답만을 주로 분석하였다. 본 논문에서는 조류 충돌 해석 결과를 손상 모델에 반영하였고 손상된 플랩에 항공기의 제한 하중을 적용하여 정하중 해석과 좌굴 해석을 수행하였다. 이를 통해 조류 충돌로 인한 플랩의 손상뿐만 아니라 손상 후 제한 하중 조건에서의 구조 안전성과 좌굴 안정성을 함께 분석하였다.

2. 이 론

2.1 Hashin 복합재 파손 모델

Hashin 파손 기준에서는 복합재의 파손을 인장과 압축 모드에 따라 구분하며 섬유와 수지의 파손을 각각 고려하여 예측할 수 있다. 이때 각 모드에 따라 요소(element)의 복합재 파손 지수가 1에 도달하면 해당 요소는 파손된 것으로 간주한다[9]. 파손 모드(섬유 인장, 섬유 압축, 수지 인장, 수지 압축)에 따른 파손 기준 식을 식 (1)-(4)에 나타내었다[9,10].

$$e_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 \quad (1)$$

$$e_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 \quad (2)$$

$$e_{mt} = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 \quad (3)$$

$$e_{mc} = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S}\right)^2 - 1\right] \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right) + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 \quad (4)$$

여기서 e_{ft} 는 섬유 인장, e_{fc} 는 섬유 압축, e_{mt} 는 수지 인장, e_{mc} 는 수지 압축에 대한 파손 기준식을 각각 의미한다. σ_{11} 은 섬유 방향의 응력이고, σ_{22} 는 섬유의 수직 방향의 응력을 나타낸다. σ_{12} 는 평면상의 전단 응력, X_T 는 종 방향의 인장 강도, X_C 는 종 방향의 압축 강도, Y_T 는 횡 방향의 인장 강도, Y_C 는 횡 방향의 압축 강도, β 는 전단 가중치 계수, s 는 전단 강도를 각각 나타낸다.

2.2 SPH 기법

SPH 기법은 비 격자 방식의 수치해석 기법이다. 개별 입자를 연결하는 요소가 없기 때문에 물체에 큰 변형이 발생하는 상황에서 요소 왜곡 문제가 발생하지 않는 장점이 있다[11]. 따라서 조류의 충돌 거동 모사와 같이 물체에 큰 변형이 발생하는 상황에서 주로 사용한다.

SPH 기법은 입자 기반의 커널 함수(kernel function) 근사 기법으로 입자의 운동 방정식을 모델링한다. SPH 기법에 사용되는 커널 함수인 cubic B-spline 함수를 식 (5)에 나타내었다[10].

$$\theta(y) = \alpha \times \begin{cases} 1 - \frac{2}{3}y^2 + \frac{3}{4}y^3 & y \leq 1 \\ \frac{1}{4}(2-y)^3 & 1 \leq y \leq 2 \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (5)$$

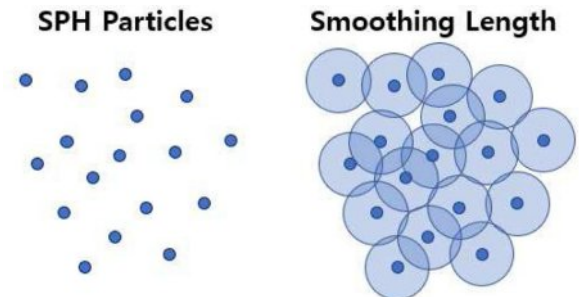


Fig. 3. Example of SPH particle interaction range based on smoothing length

여기서 $\theta(y)$ 는 커널 함수, y 는 두 입자 사이의 거리, α 는 커널 함수의 치수와 기울기에 의존하는 정규화 상수이다. 각 입자는 커널 함수를 통해 Fig. 3에 나타난 것처럼 주변 입자와 상호작용하며 물체의 물리적 거동을 모사한다. 물체는 상호 작용하는 입자들의 집합으로 간주하며 커널 함수 기반의 이산화 과정을 통해 각 입자의 밀도, 속도, 에너지 등을 계산한다[10].

2.3 상태 방정식

조류는 항공기와 충돌 시 유체와 유사한 거동을 보이므로 조류를 모사할 때 유체의 물성을 적용할 수 있다[12]. 조류 충돌 해석에서 조류의 압력을 계산하기 위해 상태 방정식을 사용하며, Polynomial, Mie-Gruneisen, Murnaghan 상태 방정식이 대표적이다. Liu 등은 충돌 속도에 따른 각 상태 방정식의 정확성을 연구하였다[13]. 그들은 Mie-Gruneisen 상태 방정식은 고체 재료 거동 모사에 적합하며 충돌 중에도 고체 상태를 유지할 때 적합한 상태 방정식임을 확인하였다. Murnaghan 상태 방정식의 경우 170 m/s 이상의 속도에서 정확한 결과를 도출한다[13]. 또한 Polynomial 상태 방정식은 70-120 m/s 속도의 충돌에서 정확한 결과를 도출한다[14]. Polynomial 상태 방정식은 식 (6)에 나타난 것처럼 조류의 압력-밀도 관계를 나타내는 다항식 형태의 상태 방정식이다.

$$P = a_1 + a_2\mu + a_3\mu^2 \quad (6)$$

여기서 P 는 압력, a_1 - a_3 은 상태 방정식의 계수, μ 는 무차원 밀도를 의미한다. 상태 방정식을 통해 산출된 압력은 커널 함수와 함께 SPH 입자의 가속도를 도출하는데 사용된다. 이때 가속도는 적분을 통해 각 SPH 입자의 변위를 결정한다. 최종적으로 적분을 통해 계산된 각 입자들의 변위는 조류 충돌 해석에서 조류의 거동을 모사한다.

2.4 선형 좌굴

좌굴은 하중이 증가함에 따라 구조물이 초기 형상을 유지하지 못하고 횡방향 변형이 발생하는 현상이다[15-17]. 선형 좌굴 해석은 하중을 받는 구조물의 좌굴 안정성을 평가하기 위한 것으로 좌굴 임계 하중과 좌굴 모드를 고유치 문제로 구조물의 좌굴을 예측하는 방법이다[15]. 선형 좌굴 해석에서는 좌굴 이전의 응력을 강성 행렬에 반영하고, 식 (7)에 나타난 지배 방정식을 통해 좌굴 하중 계수와 좌굴 모드를 산출한다[18,19].

$$(K_a + \lambda_i K_d)\phi = 0 \quad (7)$$

여기서 K_a 는 재료의 선형 탄성 물성과 요소 형상으로부터 구성되는 선형 강성 행렬이며, K_d 는 기준 하중에 의해 형성

된 막응력(membrane stress) 또는 축력과 같은 초기 응력 상태가 횡방향 거동에 미치는 영향을 반영한 기하 강성 행렬이다[18,19]. 또한 λ_i 는 i 번째 좌굴 모드의 좌굴 하중 계수이고, ϕ 는 해당 모드의 좌굴 변형 형상을 의미하며, λ 의 최소 값은 좌굴 임계 값을 의미한다[18].

3. 조류 충돌 해석

3.1 해석 모델

조류 충돌 해석 대상은 한국항공우주산업(주)이 제안한 고정익 항공기 주익에 장착되는 다중 스파 복합재 플랩이며, 그 형상을 Fig. 4에 나타내었다. 플랩은 3개의 트랙 빔에 의해 주익에 체결되며, 플랩은 내부에 4개의 스파(spar)와 2개의 리브(rib), 1개의 웨지(wedge)로 구성된다. 이때 AGP-193-PW-8552 복합재를 플랩의 스킨에 적용하였고, AS4/8552 복합재를 스파에 적용하였다. 트랙빔과 웨지에는 금속인

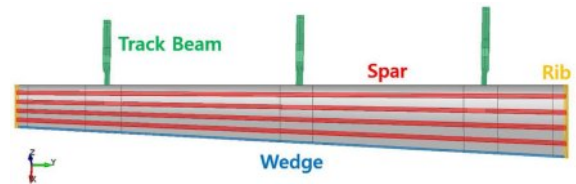


Fig. 4. Geometry of the multi-spar composite flap model

Table 2. Material properties of Aluminum7050-T7451 and PH13-8Mo

Parameters	Aluminum7050-T7451	PH13-8Mo	Units
E	71	195	GPa
ν	0.33	0.28	-
ρ	2,823	7,720	kg/m ³
α	2.3×10^{-5}	1.0×10^{-5}	mm/mm°C

Table 3. Material properties of AGP-193-PW-8552 and AS4/8552

Parameters	AGP-193-PW-8552	AS4/8552	Units
E_1	65	127	GPa
E_2	66	9	GPa
G_{12}	5	5	GPa
ν_{12}	0.05	0.3	-
ρ	1,532	1,563	kg/m ³
X_T	714	1,760	MPa
X_C	735	1,267	MPa
Y_T	619	52	MPa
Y_C	647	235	MPa
S	93	77	MPa
α_1	2.3×10^{-6}	0	mm/mm°C
α_2	2.3×10^{-6}	3.4×10^{-5}	mm/mm°C

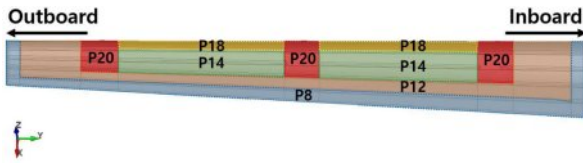


Fig. 5. Number of composite skin plies in each flap structural region

Table 4. Stacking sequences for different numbers of composite plies

No. of layers	Stacking sequence
20 (P20)	$[-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$
18 (P18)	$[-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$
14 (P14)	$[-45^\circ/90^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$
12 (P12)	$[-45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$
8 (P8)	$[-45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ]_s$

Aluminum7050-T7451을 적용하였고, 트랙의 구동부에는 또 다른 금속인 PH13-8Mo을 적용하였다. Aluminum7050-T7451과 PH13-8Mo의 기계적 물성은 Table 2에 나타내었고, AGP-193-PW-8552와 AS4/8552 복합재의 기계적 물성은 Table 3에 나타내었다.

복합재 스킨은 구역에 따라 최소 8 층(ply)으로부터 최대 20 층으로 적층하였다. 구역에 따른 복합재 스킨의 적층 수를 Fig. 5에 나타내었고, 적층 수에 따른 적층 순서는 Table 4에 제시하였다.

조류 충돌 해석을 위한 플랩 유한요소 모델은 LS-DYNA의 4절점 2차원 쉘(4-node 2D shell) 요소와 8절점 3차원 솔리드(8-node 3D solid) 요소를 이용해 모델링하였다. 플랩 후방부에 위치한 웨지 구조물을 8절점 3차원 솔리드 요소로 모델링하였으며, 나머지 구조물은 해석 소요 시간을 단축하기 위해 4절점 2차원 쉘 요소로 모델링하였다. 이때 플랩 유한요소 모델을 498,853개의 요소와 433,934개의 절점으로 구성하였으며, 각 요소 한 변의 길이는 약 10 mm로 설정하였다.

한편 International bird strike research group(IBRG)은 조류 충돌 해석을 위해 구, 원기둥, 반구형-원기둥(hemispherical) 형상의 단순화된 조류 모델을 제시한다[20]. 조류 모델 중 조류 충돌 모사 시험의 결과와 가장 유사한 거동을 보이는 반구형-원기둥 형상을 본 연구의 조류 모델에 적용하였으며, 충돌 거동을 효과적으로 모사하기 위해 SPH 기법을 적용하였다. 본 연구에 적용한 반구형-원기둥 형상의 SPH 조류 모델을 Fig. 6에 나타내었다. SPH 조류 모델은 15,288개의 입자로 구성되며 입자 간 거리는 5 mm이다. 각 입자의 상호작용 범위에 영향을 미치는 smoothing length

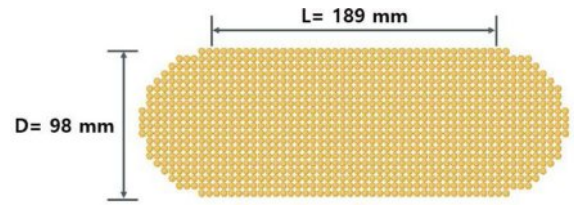


Fig. 6. Geometry and dimensions of the SPH bird model

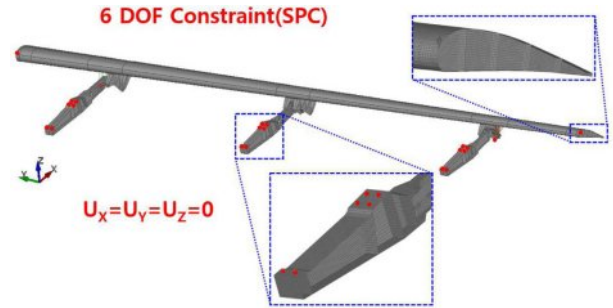


Fig. 7. Boundary conditions of the flap bird strike analysis model

Table 5. Initial bird density and equation of state coefficients

Parameters	Value	Units
ρ_i	930	kg/m ³
a_1	0.51	-
a_2	-8.2	-
a_3	55.15	-

factor 값은 선행 연구에서의 SPH 기법 검증 결과를 참고하여 1.05로 설정하였다[24].

$$\rho_i = 959 - 63 \log_{10} m \quad (8)$$

$$D = 10^{(-1.095 + 0.335 \log_{10} m)} \quad (9)$$

$$L = 4 \left(\frac{m}{\pi \rho D^2} - \frac{D}{6} \right) \quad (10)$$

반구형-원기둥 형상 조류 모델의 밀도, 직경, 길이는 미국 연방항공청의 조류 충돌 관련 규정 §25.571에서 제시한 조류 중량 4 lb를 기준으로 각각 식 (8)-(10)을 통해 산출하였다[2,20].

여기서 ρ_i 는 조류의 밀도, m 은 조류의 중량, D 는 조류의 직경, L 은 조류의 길이를 각각 나타낸다. 앞에서 산출한 조류의 초기 밀도를 기준으로 Polynomial 상태 방정식을 통해 조류의 압력을 계산하며, 이때 상태 방정식의 계수와 조류의 초기 밀도를 Table 5에 나타내었다[21].

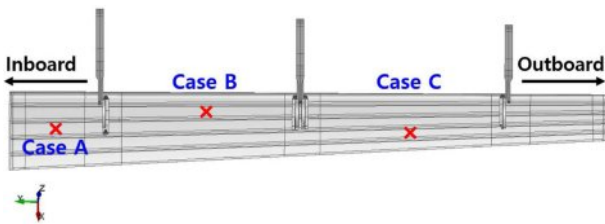


Fig. 8. Bird strike locations on the flap by impact scenario

3.2 해석 조건 및 해석

조류 충돌 해석을 위해 플랩의 각 부분을 절점 공유를 통해 결합하였으며, 플랩을 고정하기 위해 Fig. 7에 나타난 것처럼 양 끝 체결부 2곳과 3개의 트랙 빔 상단부에 single point constraint(SPC) 조건을 적용하여 6 자유도를 구속하였다.

조류의 초기 속도는 70 m/s로 설정하였으며 조류와 플랩의 접촉 조건은 AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE를 적용하였다. 이후 상용 소프트웨어인 LS-DYNA의 외연적 솔버(explicit solver)를 이용하여 조류 충돌 해석을 수행하였다. 이때 각 해석 시나리오 당 약 17시간의 시간이 소요되었으며 사용한 PC의 사양은 CPU Ryzen 7 7700, GPU GTX 1650, RAM 64 GB이다. 조류 충돌 해석을 통해 플랩의 변위, 내부 에너지를 도출하였으며 결과를 비교, 분석하여 플랩의 조류 충돌 취약부를 선정하였다. 조류 충돌 취약부에 대해 복합재 파손 지수와 금속재 응력을 추가로 분석하였으며, 이를 통해 파손 여부를 분석하였다. 이후 조류 충돌 취약부를 기준으로 플랩의 요소를 삭제하여 손상을 모사한 후 선형 좌굴 해석을 수행하는데 활용하였다.

3.3 조류 충돌 시나리오

플랩의 조류 충돌 취약부를 분석하기 위해 3개(Case A, B, C)의 충돌 위치를 선정하였다. 선정한 조류 충돌 위치를 Fig. 8에 나타내었다.

Case A는 플랩 inboard 구동부 좌측에 조류가 충돌하는 시나리오로 스킨과 스파의 조류 충돌 영향을 분석하고자 하였다. Case B는 inboard 구동부와 중앙 구동부 사이 트랙 빔(track beam) 사이 스킨에 조류가 충돌하는 시나리오로 스킨과 스파의 조류 충돌 영향을 분석하고자 하였다. Case C는 중앙 구동부와 outboard 구동부 사이 웨지와 인접한 스킨에 조류가 충돌하는 시나리오로 스킨과 스파에 대한 조류 충돌의 영향을 분석하고자 하였다.

4. 선형 좌굴 해석

4.1 해석 모델

조류 충돌 해석을 통해 선정한 플랩의 조류 충돌 취약부를 기반으로 선형 좌굴 해석을 수행하게 된다. 선형 좌굴 해석을 수행하기 위해 플랩 유한요소 모델을 PATRAN의

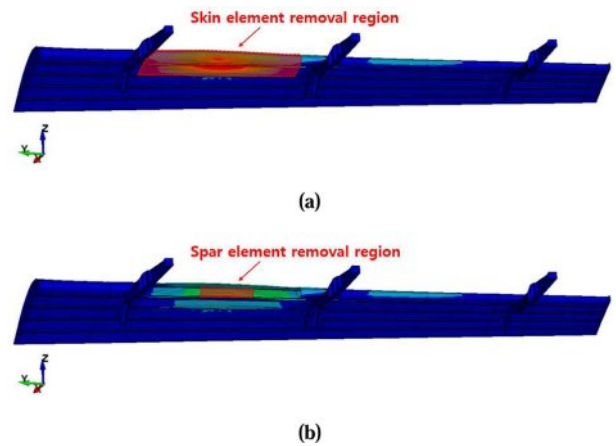


Fig. 9. Flap element removal regions used in the analysis model: (a) element removal region of the flap skin and (b) element removal region of the spar

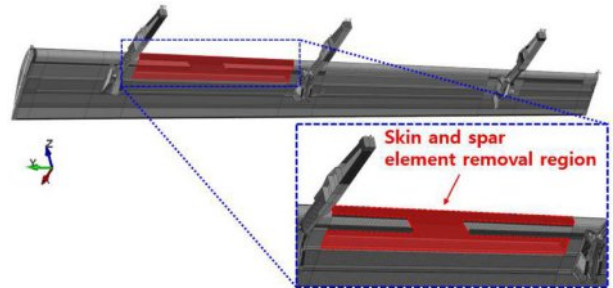


Fig. 10. Skin and spar element removal region of the flap

CQUAD4 셀 요소로 모델링하였고, 플랩 후방부에 위치한 웨지 구조물은 CHEXA8 솔리드 요소로 모델링하였다. 또한 플랩 체결부의 볼트(bolt)와 리벳(rivet)을 CBUSH 요소로 모델링하였다. 한편 플랩의 손상을 모사하기 위해 조류 충돌로 인해 변형이 발생한 스킨과 스파의 요소를 삭제하였다. 요소 삭제 범위는 보수적 평가를 위해 조류가 직접 충돌한 스킨과 충돌부 인근의 스파를 임의로 설정하였다. 플랩의 요소 삭제 범위는 약 1.02 m^2 이며 그 형상을 Fig. 9에 나타내었다. 여기서 Fig. 9(a)는 플랩 스킨의 요소 삭제 범위이고, Fig. 9(b)는 스파의 요소 삭제 범위이다. 요소를 삭제한 플랩 유한요소 모델을 Fig. 10에 나타내었으며, 이때 플랩 모델은 92,231개의 절점과 99,522개의 요소를 가진다.

4.2 해석 조건 및 해석

선형 좌굴 해석에서 플랩 유한요소 모델의 경계조건을 Fig. 11에 나타내었다. 플랩의 각 부분은 절점 공유를 통해 결합하였으며, 플랩과 구동부의 말단을 다음과 같이 구속하였다. 플랩의 양 끝 부분의 Z축 방향 변위를 구속하였고, 트랙 빔의 상단부는 X, Y, Z축 방향 변위에 대해 구속하였다. 또한 트랙 빔과 플랩의 체결부에는 Y축 회전을 제외한 5 자

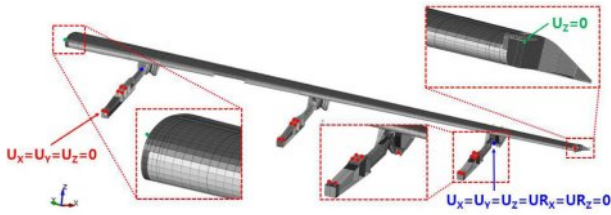


Fig. 11. Boundary conditions of the flap model for buckling analysis

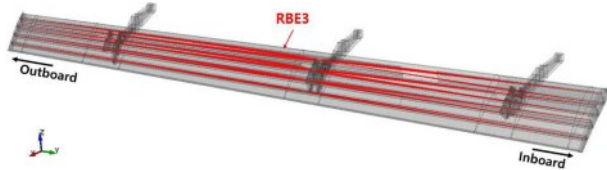


Fig. 12. RBE3 elements modeled to apply the limit load to the flap

유도 구속조건을 적용하였다. 좌굴 해석은 상용 소프트웨어인 PATRAN을 이용해서 모델링했으며, NASTRAN의 선형 정적 해석 솔버(linear static analysis solver)인 SOL101를 이용하여 선형 정하중 해석을 수행하였다. 이후 선형 좌굴 해석 솔버(linear buckling analysis solver)인 SOL105를 이용하여 선형 좌굴 해석을 수행하였다. 하중 조건은 한국항공우주산업(주)이 제공한 항공기의 제한 하중인 67,026 N을 적용하였으며, rigid body element3(RBE3)을 이용하여 하중 조건을 모델링하였다.

RBE3 요소의 형상을 Fig. 12에 나타내었다. 이때 선형 좌굴 해석은 약 15분의 해석 시간(CPU time)이 소요되었다. 선형 좌굴 해석을 통해 플랩의 복합재 파손 지수, 좌굴 하중 계수, 좌굴 모드 형상을 도출하였다. 이후 도출한 결과를 비교, 분석하여 플랩의 파손 여부와 좌굴 안정성을 평가하였다.

4.3 좌굴 해석 시나리오

항공기 운용 중 플랩은 다양한 온도 환경에 놓이게 되며, 이러한 온도 조건의 변화는 플랩의 좌굴 거동에 직접적인 영향을 미친다. 따라서 본 논문에서는 저온(-54°C), 상온(20°C), 고온(85°C) 3가지 온도 조건에 대해 해석 시나리오를 설정하여 좌굴 안정성을 분석하고자 하였다. 온도 조건에 따른 해석 시나리오를 Table 6에 나타내었다. 여기서 Case 1은

Table 6. Linear buckling analysis scenarios under different temperature conditions

Scenario	Temperature	Unit
Case 1	-54	°C
Case 2	20	°C
Case 3	85	°C

-54°C에서의 제한 하중을 적용한 시나리오를 의미하며, Case 2는 20°C에서의 제한 하중, Case 3은 85°C에서의 제한 하중을 적용한 시나리오를 의미한다. 이때 각 온도 조건은 열팽창 계수를 통해 재료 거동에 영향을 끼친다.

5. 결 과

5.1 조류 충돌 해석

플랩의 조류 충돌 취약부를 분석하기 위해 3개(Case A, B, C) 시나리오에 대한 조류 충돌 해석을 수행하였고, 플랩의 변위와 내부 에너지를 도출하였다. 이때 조류 충돌 시물레이션 시간은 0 ms부터 조류 충돌이 종료되는 시점인 6 ms까지로 설정하였다. 시나리오에 따라 조류 충돌로 인한 플랩과 조류의 거동을 Fig. 13에 나타내었다. 각 시나리오 별 플랩의 변위 분포를 Fig. 14(a)-(c)에 나타내었다. Fig. 14(a)는 Case A의 변위 분포를 보여준다. Case A에서 조류 충돌로 인한 플랩의 변위는 조류가 충돌하는 중심부를 기준으로 대칭을 이루며 분포하였다. Inboard 구동부가 플랩을 구속하고 있어 구동부를 기준으로 우측에는 변위가 발생하지 않았으며, 충돌 중심부에서 최대 변위는 39.6 mm로 나

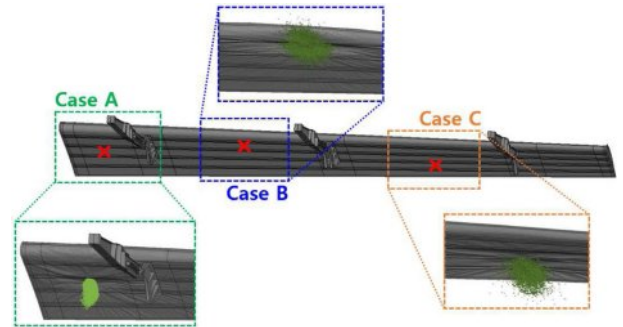


Fig. 13. Bird strike response of the flap and bird for each scenario

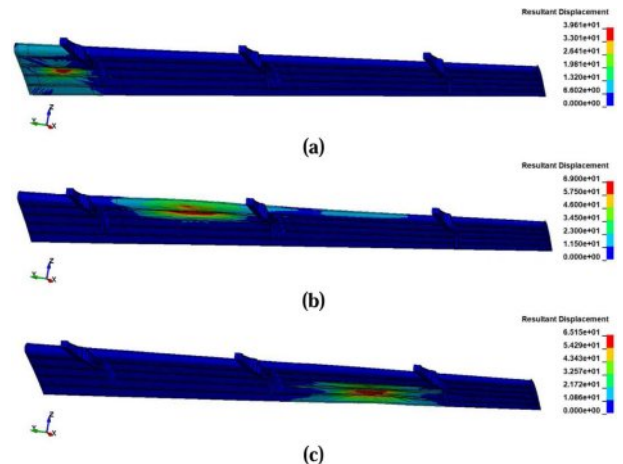


Fig. 14. Displacement distribution of the flap for each scenario: (a) Case A, (b) Case B, and (c) Case C

타났다.

Fig. 14(b)는 Case B의 변위 분포를 보여준다. 조류가 inboard 구동부와 중앙 구동부 사이 플랩 하단부 스킨에 충돌하며 스킨이 플랩 내부 방향으로 변형되었다. 플랩의 최대 변위는 조류가 충돌하는 스킨의 중심부에서 69.0 mm로 도출되었다. 플랩을 구속하고 있는 구동부 사이에 조류가 충돌하여 Case A에 비해 큰 변위가 발생하였다. Fig. 14(c)는 Case C의 변위 분포를 보여준다. Case C에서 플랩의 변위는 조류 충돌 중심부를 기준으로 대칭을 이루며 분포하였다. 또한 조류가 outboard 구동부와 중앙 구동부 사이 플랩 하단부 스킨에 충돌하며 스킨이 플랩 내부 방향으로 변형되었다. 플랩의 최대 변위는 조류가 충돌하는 스킨의 중심부에서 65.2 mm로 나타났다. 각 시나리오의 변위를 통해 구동부 인근에 조류가 충돌한 Case A에 비해 두 구동부 사이 스킨에 조류가 충돌한 Case B, C에서 변위가 더 큰 것을 확인할 수 있으며, 이를 통해 충돌 지점이 구동부와 멀수록 변형에 취약함을 확인하였다.

시나리오 별 플랩의 총 에너지, 내부 에너지, 운동 에너지, hourglass 에너지 값과 변위를 Table 7에 나타내었다. 내부 에너지는 조류 충돌 과정에서 플랩이 흡수한 조류의 운동 에너지를 의미한다. 내부 에너지가 높을수록 플랩 충돌부의 파손 위험이 높아지며 높은 변형이 발생한다. Hourglass 에너지는 해석의 수치적 안정성을 나타내는 지표로 hourglass 에너지가 내부 에너지의 10% 미만일 경우 해석의 안정성은 신뢰할 수 있는 것으로 판단한다[25]. 조류 충돌이 종료되는 6 ms 시점에서 각 시나리오 별 플랩의 내부 에너지는

Table 7. Summary of flap displacement and internal energy for each bird strike scenario

Scenario	Displacement	Internal energy
Case A	39.6 mm	475 J
Case B	69.0 mm	965 J
Case C	65.2 mm	688 J

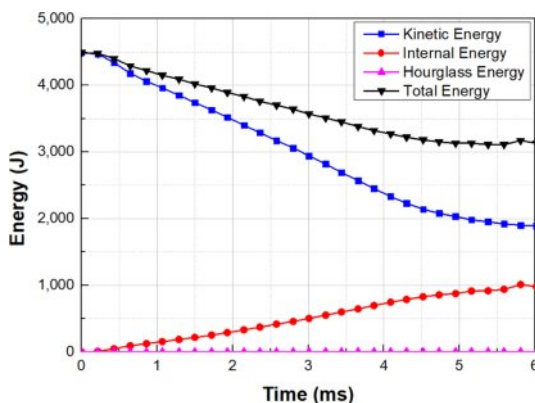


Fig. 15. Energy history of the flap for bird strike Case B

Case A에서 475 J, Case B에서 965 J, Case C에서 688 J로 각각 도출되었다. 이때 변위가 큰 순서대로 내부 에너지도 크게 도출되었고, 변위와 내부 에너지를 기준으로 Case B가 가장 크게 손상되었다. Case B에서 플랩의 에너지 그래프를 Fig. 15에 제시하였다. 충돌이 진행됨에 따라 조류의 운동 에너지가 대부분 플랩의 내부 에너지로 전달되었으며 일부 에너지는 마찰로 손실되었다. 또한 Fig. 15에서 hourglass energy는 3 J로 내부 에너지 대비 0.3%이므로 해석의 신뢰성을 확인하였다.

플랩의 변위와 내부 에너지를 통해 구동부 인근에 조류가 충돌하는 Case A에 비해 구동부 사이 스킨에 조류가 충돌하는 Case B와 Case C에서 변위와 내부 에너지가 높은 것을 확인하였다. 그중 Case B에서는 중앙 구동부와 inboard 구동부 사이 스킨에 조류 충돌이 발생하며 스킨이 변형되었고, 다른 시나리오에 비해 스킨의 변위와 내부 에너지가 가장 높았다. 이는 스파 없이 스킨만 존재하는 부분에서 충돌 하중이 집중되기 때문이다. 따라서 변위와 내부 에너지를 기준으로 Case B를 플랩의 조류 충돌 취약부로 선정하였다. 이후 Case B의 조류 충돌부 인근 변위가 발생한 요소를 임의로 삭제하여 플랩의 손상을 모사하였고, 손상된 플랩에 항공기의 제한 하중을 적용하여 선행 좌굴 해석을 수행하였다.

5.2 선형 좌굴 해석

선형 좌굴 해석은 선형 정적 해석의 결과를 초기값으로 사용한다. 따라서 선형 좌굴 해석에 앞서 선형 정적 해석을 수행하였고, 플랩에 제한 하중이 작용할 때 복합재의 파손 지수와 금속재의 응력을 도출하였다. 도출한 응력은 식 (11)을 이용하여 플랩의 안전 여유를 산출하였다. 안전 여유가

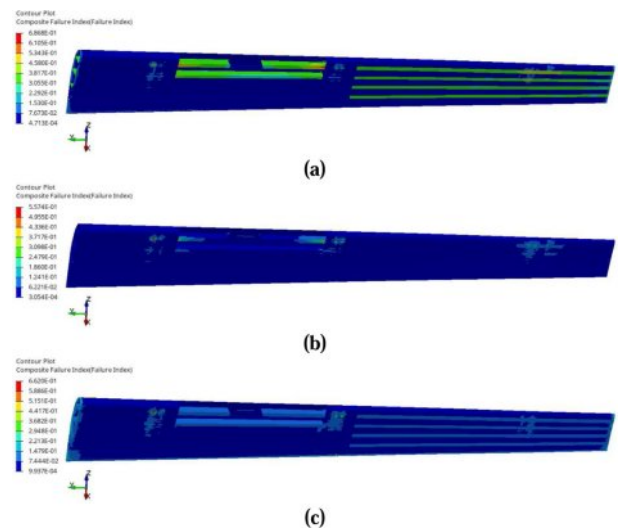


Fig. 16. Composite failure index of the flap after linear static analysis for each scenario: (a) Case 1, (b) Case 2, and (c) Case 3

0 이상인 경우 소성 변형이 없는 것으로 판단한다. 이후 선형 좌굴 해석을 수행하여 제한 하중 조건에서의 좌굴 하중 계수와 좌굴 모드 형상을 도출하였다.

$$\text{Margin of safety} = \frac{(\text{Yield Strength})}{(\text{von - Mises Stress})} - 1 \quad (11)$$

선형 정적 해석을 통해 도출한 시나리오 별 복합재의 파손 지수를 Fig. 16에 나타내었다. Fig. 16(a)는 Case 1의 복합재 파손 지수를 보여준다. 플랩의 파손을 모사하기 위해 절단한 스파에서 파손 지수가 다른 부분 대비 높게 도출되었다. 최대 파손 지수는 중앙 구동부 인근 스파에서 0.69로 산출되었다. 이는 플랩에 하중이 작용할 때 구동부와 스파의 체결부에서 하중이 집중된 것이 원인이다. Fig. 16(b)는 Case 2의 복합재 파손 지수를 보여준다. Case 2는 모든 스파에 유사하게 파손 지수가 약 0.3 이상으로 도출된 Case 1과 다르게 구동부와 플랩의 체결부를 중심으로 파손 지수가 분포한다. 최대 파손 지수는 inboard 구동부와 플랩의 체결부에서 0.56으로 도출되었다. Case 2에서도 플랩에 하중이 작용

할 때 하중 집중으로 인해 구동부와 스파의 체결부에서 최대 파손 지수가 나타났다. Fig. 16(c)는 Case 3의 복합재 파손 지수를 보여준다. 최대 파손 지수는 inboard 구동부와 플랩의 체결부에서 0.66으로 도출되었다. 이는 앞선 시나리오들과 유사하게 플랩에 하중이 작용할 때 구동부와 스파의 체결부에서 하중이 집중된 것이 원인이다. 모든 시나리오에서 유사하게 플랩에 가해진 하중이 스파를 통해 구동부로 전달되었다. 이 과정에서 절단한 스파의 체결부 인근에 하중이 집중되었고 그 결과 모든 시나리오에서 체결부의 파손 지수가 유사한 형태로 분포하였다.

모든 시나리오에서 유사하게 플랩에 가해진 하중이 스파를 통해 구동부로 전달되었다. 이 과정에서 절단한 스파의 체결부 인근에 하중이 집중되었고, 그 결과 모든 시나리오에서 체결부의 파손 지수가 유사한 형태로 분포하였다. 또한 최대 파손 지수가 모두 1 미만이므로 제한 하중에 의한 복합재에 파손은 발생하지 않음을 확인하였다.

시나리오 별 금속재의 응력(von-Mises stress) 분포를 Fig. 17에 나타내었다. Fig. 17(a)는 Case 1에서 금속 구조물의 응력 분포를 보여준다. Case 1에서 최대 응력은 구동부 중앙 트랙 빔의 끝 부분에서 375 MPa로 도출하였다. 이는 플랩에 가해진 제한 하중이 구동부를 통해 트랙 빔으로 전달되며 트랙 빔의 끝 부분에 하중이 집중된 것이 원인이다. 트랙 빔은 Aluminum 7050-T7451이 적용된 부품으로 항복 강도는 490 MPa이며 식 (11)을 이용해 산출한 안전 여유는 0.31이다[22]. 트랙 빔의 응력이 항복 강도 미만이므로 소성 변형은 발생하지 않았다. Fig. 17(b)는 Case 2에서 금속 구조물의 응력 분포를 보여준다. Case 2에서 최대 응력은 구동부 중앙 트랙 빔의 끝 부분에서 583 MPa로 도출되었다. 이는 Case 1과 유사하게 플랩에 가해진 제한 하중이 구동부를 통해 트랙 빔으로 전달되며 트랙 빔의 끝 부분에 하중이 집중된 것이 원인이다. 이때 트랙 빔의 안전 여유는 -0.16으로 응력이 항복 강도를 초과하여 소성 변형의 위험이 있으나 변형으로 인한 트랙 빔의 탈락은 없음을 확인하였다. Fig. 17(c)는 Case 3에서 금속 구조물의 응력 분포를 보여준다. Case 3에서 최대 응력은 중앙 구동부에서 547 MPa로 도출하였다. 이는 플랩에 가해진 제한 하중이 구동부를 통해 트랙 빔으로 전달되며 구동부에 하중이 집중된 것이 원인이다. 구동부는 PH13-8Mo가 적용된 부품으로 항복 강도는 1,264 MPa이며 식 (11)을 이용해 산출한 안전 여유는 1.17이다[23]. 이때 구동부의 응력이 항복 강도 미만이므로 소성 변형은 발생하지 않았다. 모든 시나리오에서 유사하게 중앙 구동부와 연결되어 있는 트랙 빔의 끝 부분에서 최대 응력을 도출하였다. 이는 플랩으로부터 전달된 하중이 트랙 빔의 끝 부분까지 전달되어 끝 부분에서 하중이 집중된 것이 원인이다. 그러나 구동부의 절단으로 인한 플랩의 탈락은 발생하지 않으므로 조류 충돌 요구도에서 명시한 “구동부의 탈락이 없어야 한다”는 항목을 충족하였다. 한편 선형 정적 해

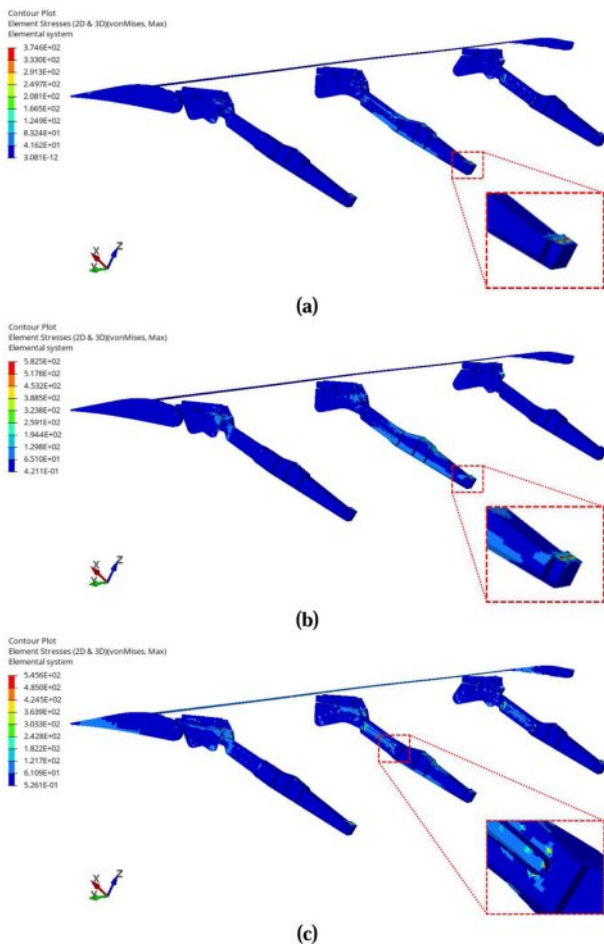
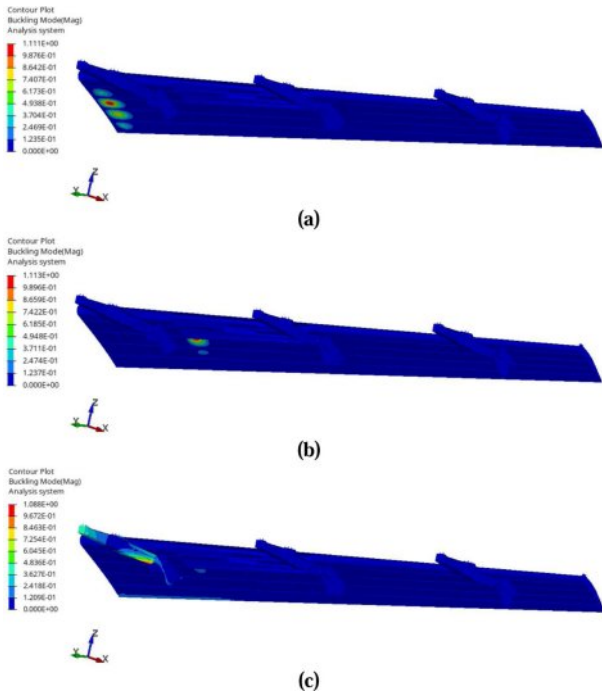


Fig. 17. von-Mises stress of the metallic parts after linear static analysis for each scenario: (a) Case 1, (b) Case 2, and (c) Case 3

Table 8. Buckling load factor for each buckling analysis scenario

Scenario	Buckling load factor (eigenvalue)
Case 1	1.06
Case 2	2.60
Case 3	1.38

**Fig. 18.** First buckling mode shape for each scenario: (a) Case 1, (b) Case 2, and (c) Case 3

석에서 도출한 응력을 해석의 초기값으로 입력하여 선형 좌굴 해석을 수행하였다. 해석을 통해 좌굴 하중 계수와 1차 좌굴 모드 형상을 도출하였고 결과를 비교 분석하여 복합재 플랩의 좌굴 안정성을 분석하였다.

시나리오 별 좌굴 하중 계수를 Table 8에 나타내었고, 1차 좌굴 모드 형상은 Fig. 18(a)-(c)에 나타내었다.

Case 1에서 1.06의 좌굴 하중 계수를 도출하였다. 1차 좌굴 모드 형상을 Fig. 18(a)에 나타내었으며, 스파에 의해 지지 받지 못하는 inboard 구동부 좌측 스킨이 좌굴 취약부임을 확인하였다. Case 2에서 좌굴 하중 계수는 2.60으로 도출되었다. 1차 좌굴 모드 형상을 Fig. 18(b)에 나타내었으며, inboard 구동부 우측 절단한 스킨의 스파의 접촉부가 좌굴 취약부임을 확인하였다. Case 3에서 좌굴 하중 계수는 1.38로 도출되었다. 1차 좌굴 모드 형상을 Fig. 18(c)에 나타내었으며, inboard 트랙 빔이 좌굴 취약부임을 확인하였다. 3가지 시나리오 모두 플랩의 요소를 삭제한 부분 인근에서 좌굴 취약부가 확인되었으며, 이는 스킨과 스파의 일부가 제거되며 하중 전달 경로가 줄어드는 것이 원인이다. 또한 시나리오 별 1차 좌굴 모드의 취약부 위치가 다른 원인은 온

도와 제한 하중 조건의 차이이다. 온도와 제한 하중 조건이 달라지면 선형 좌굴 해석에서 초기 응력과 손상부 인근의 하중 전달 경로가 달라지므로 1차 좌굴 모드가 서로 다른 위치에 나타난다. 최종적으로 Case 1에서의 좌굴 하중 계수가 1.06으로 모든 시나리오 중 가장 낮았으나 좌굴은 발생하지 않으므로 좌굴로 인한 플랩 구동부의 탈락은 없는 것으로 확인하였다. 따라서 본 연구에서 제안한 다중 스파 복합재 플랩은 제한 하중에 대해 조류 충돌 요구도를 충족하였다.

6. 결 론

본 연구에서는 다중 스파 복합재 플랩에 대한 조류 충돌 및 좌굴 거동을 평가하여 구조적 안전성을 검토하였다. 해석 결과, 조류 충돌로 인한 관통은 발생하지 않았으며, 모든 시나리오에서 복합재 파손 지수는 1 미만으로 나타나 제한 하중 조건에서 구조적 건전성이 유지되는 것으로 확인되었다. 일부 금속 부품에서 국부적인 소성 변형이 발생하였으나 기능 상실이나 구동부 탈락은 발생하지 않았다. 또한 손상 조건을 고려한 좌굴 해석 결과, 모든 경우에서 좌굴 하중 계수가 1 이상으로 도출되어 제한 하중 조건에서 좌굴은 발생하지 않는 것으로 판단하였다. 다만 Case 1의 좌굴 하중 계수는 1.06으로 제한 하중 대비 6%의 낮은 여유를 보인다. 본 연구에서 수행한 좌굴 해석은 선형 고유치 해석이므로 플랩의 초기 기하 결함과 손상부 주변의 기하 비선형성을 반영하지 못한다는 한계가 있다. 보다 정확한 구조물의 좌굴 거동 예측을 위해서는 초기 기하 결함과 손상부 주변의 기하 비선형성을 고려한 후속 연구가 필요하다. 그럼에도 불구하고 다중 스파 복합재 플랩은 본 연구에서 적용한 해석 조건 내에서 구조적으로 안전한 것으로 평가되며, 제시한 해석 절차와 분석 방법은 향후 다양한 항공기 구조물의 조류 충돌 안전성 평가에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 우주항공청(KASA)의 “고강성 경량화 순수주의 구조물 및 체계 개발(과제번호: RS-2023-00257079)” 과제의 지원을 받아 수행된 연구 결과임. 또한 본 연구는 국토교통부/국토교통과학기술진흥원의 지원으로 수행되었음(No.RS-2024-00444205).

REFERENCES

1. Dolbeer, R.A., Begier, M.J., Miller, P.R., Weller, J.R., Major, W., and Anderson, A.L., *Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States, 1990–2024*, Federal Aviation Administration,

- Serial Report No. 31, 2025.
2. Federal Aviation Administration, *Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*, Federal Aviation Administration, 1964.
 3. Kim, D.H., Kim, S.W., Kim, H.G., Kim, S., and Shin, B.K., "Study on Verification Methodology of Airworthiness Requirements for Bird Strike on Civilian Helicopter Based on Numerical Analysis," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 13, No. 6, 2019, pp. 70-79.
 4. Kong, C., Lee, S.H., Park, H., and Yoon, J.H., "Impact Structural Behavior by Bird Strike on Engine Inlet Nacelle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 3, 2007, pp. 58-64.
 5. Zhang, X., Chen, Z., and Liu, Y., *The Material Point Method: A Continuum-based Particle Method for Extreme Loading Cases*, Academic Press, 2017.
 6. Boyacı, E., and Altın, M., "Experimental and Numerical Approach on Bird Strike: A Review," *International Journal of Automotive Science and Technology*, Vol. 7, No. 2, 2023, pp. 95-103.
 7. El-Sayed, A., and Ahmed, F., *Bird Strike in Aviation: Statistics, Analysis and Management*, John Wiley & Sons, 2019.
 8. Korea Aerospace Industries, Ltd., *Bird Strike Analysis Requirements for Slat & Flap Technology Development Under the Clean Wing Module Development Program for a Single-aisle Aircraft (Part 25 Class)*, Requirement No. 210-G-GL-0173, Rev. A, 2024.
 9. Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, 1980, pp. 329-334.
 10. Hallquist, J.O., *LS-DYNA Theory Manual*, Livermore Software Technology Corporation, 2006.
 11. Huertas-Ortecho, C.A., *Robust Bird-strike Modeling Using LS-DYNA*, Master's Thesis, University of Puerto Rico, 2006.
 12. Meguid, S.A., Mao, R.H., and Ng, T.Y., "FE Analysis of Geometry Effects of an Artificial Bird Striking an Aeroengine Fan Blade," *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 35, No. 6, 2008, pp. 487-498.
 13. Liu, J., Li, Y., and Gao, X., "Bird Strike on a Flat Plate: Experiments and Numerical Simulations," *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 70, 2014, pp. 21-37.
 14. Hedayati, R., and Ziaei-Rad, S., "A New Bird Model and the Effect of Bird Geometry in Impacts from Various Orientations," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 28, No. 1, 2013, pp. 9-20.
 15. Budiansky, B., and Hutchinson, J.W., "A Survey of Some Buckling Problems," *AIAA Journal*, Vol. 4, No. 9, 1966, pp. 1505-1510.
 16. Hutchinson, J.W., "Axial Buckling of Pressurized Imperfect Cylindrical Shells," *AIAA Journal*, Vol. 3, No. 8, 1965, pp. 1461-1466.
 17. Hutchinson, J.W., "Imperfection Sensitivity of Externally Pressurized Spherical Shells," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 34, No. 1, 1967, pp. 49-55.
 18. Bathe, K.J., and Wilson, E.L., "Solution Methods for Eigenvalue Problems in Structural Mechanics," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 6, No. 2, 1973, pp. 213-226.
 19. Cook, R.D., Avrami, J., and Lin, C.H., "Buckling Analysis: Alternative Formulations, Error Estimation, and Adaptive Meshing," *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 11, No. 1, 1992, pp. 55-65.
 20. Guida, M., Marulo, F., Meo, M., Grimaldi, A., and Olivares, G., "SPH-Lagrangian Study of Bird Impact on Leading Edge Wing," *Composite Structures*, Vol. 94, No. 3, 2011, pp. 1060-1071.
 21. Kwon, S.L., Kim, S.I., Kim, K.B., and Yun, G.J., "Birdstrike Analysis of the Flap Driving Parts Considering Effects of Bird Geometry and SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) Parameters," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 51, No. 6, 2023, pp. 383-390.
 22. Tan, J.Q., Zhan, M., Liu, S., Huang, T., Guo, J., and Yang, H., "A Modified Johnson-Cook Model for Tensile Flow Behaviors of 7050-T7451 Aluminum Alloy at High Strain Rates," *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 631, 2015, pp. 214-219.
 23. Wang, C.J., Liu, C., Zhang, M.X., Jiang, L., Liu, Y., Liu, Z.B., and Liang, J.X., "Effect of Yttrium on the Microstructure and Mechanical Properties of PH13-8Mo Stainless Steels Produced by Selective Laser Melting," *Materials*, Vol. 15, No. 15, 2022, 5441.
 24. Shin, J., Lee, G.H., Kim, S.W., Kim, M., and Kim, K.B., "Bird Strike Safety Assessment of a Composite Aircraft Flap Using Finite Element Analysis," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 19, No. 5, 2025, pp. 81-90.
 25. Rabiee, A., and Ghasemnejad, H., "Finite Element Modelling Approach for Progressive Crushing of Composite Tubular Absorbers in LS-DYNA: Review and Findings," *Journal of Composites Science*, Vol. 6, No. 1, 2022, 11.