

초경량 항공기 프레임 동체의 구조 설계 및 내충격 해석

이희성¹, 이주호^{1,†}¹울산대학교 기계공학부 항공우주공학전공

Structural Design and Crashworthiness Analysis of Fuselage Frame for Ultralight Aircraft

HeeSung Lee¹ and Juho Lee^{1,†}¹University of Ulsan, Dept. Aerospace Engineering

Abstract

With increasing interest in aviation leisure sports, the demand for ultralight aircraft has increased, highlighting the necessity for robust structural design of the aircraft. In response, this study conducted static structural analysis and free-fall analysis of fuselage frame of ultralight aircraft. Robust design and crashworthiness under operational load conditions and vertical impact scenarios were evaluated by assessing maximum stress and safety factors. Analyses were performed using finite element method-based software ANSYS Workbench. Results including stress distribution and strain were analyzed to verify the safety of the designed fuselage frame. Additionally, this study predicted excessive deformation and failure locations of the fuselage frame during vertical drop impacts.

초 록

최근 항공레저스포츠 분야에 대한 관심이 증가하면서 초경량 항공기의 수요가 증가하고, 이에 대응하여 항공기의 강건한 구조설계의 필요성이 대두되었다. 이를 위해 본 연구에서는 초경량 항공기 프레임 동체의 정적 구조해석과 자유낙하 해석을 진행하였다. 항공기 운용 과정에서 작용하는 하중 조건 및 수직 방향 충돌 조건에 대한 강건 설계와 내추락성을 최대 응력과 안전율을 통해 평가하였다. 이를 위해 유한요소법에 기반한 소프트웨어인 ANSYS Workbench를 사용하였으며, 해석 결과인 응력분포와 변형률을 분석하여 설계한 프레임 동체의 안전성을 점검하였다. 또한, 수직 방향 낙하 충돌 시 발생하는 프레임 동체의 과도한 변형 및 파손 위치를 예측하였다.

Key Words : Ultralight Aircraft(초경량 항공기), Frame Fuselage(프레임 동체), Crashworthiness(내추락성), Structural Design(구조설계), Static Structure Analysis(정적구조해석), Drop analysis(낙하 해석)

1. 서 론

항공레저스포츠산업은 빠르게 성장하고 있는 항공산업 분야로 세계적으로 스포츠급 경량 항공기를 포함한 소형항공기의 수요는 매년 증가하는 추세이다. 우리나라 역시 최근 항공레저스포츠에 대한 관심이 높아짐에

따라 레저용 초경량 항공기의 도입은 지속적으로 증가하고 있고 동시에 이착륙장, 안전 관리 규정 등의 인프라 역시 확대될 것으로 전망하고 있다[1, 2].

국내 항공안전법에서는 경량 항공기를 좌석수와 무게 기준에 따라 1인승, 자체 중량 115 kg 이하를 초경량 항공기로, 2인승 이하, 최대 이륙중량 600 kg 이하(수상용은 650 kg 이하)를 경량 항공기로 구분 지어 규정하고 있다[3]. 이 중 조종사가 탑승하는 유인 초경량 항공기는 운용 전반에 걸쳐 경험하는 모든 하중 조건에 대하여 정적 강도를 충족시키도록 설계되어야 한다. 이에 따라 항공기를 구성하는 구조물들의 정적

Received: Jun. 09, 2024 Revised: Jul. 25, 2024 Accepted: Aug. 05, 2024

† Corresponding Author

Tel: +82-52-259-2144, E-mail: jhlee117@ulsan.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

구조 해석에 관한 연구가 진행되었다. 초경량 항공기의 고정익 표면에 CFD를 통해 산출한 압력 하중을 적용하였을 때 구조해석 결과를 분석 및 비교하는 연구 [4], 항공기 외부 장착물을 지지하는 주익 구조물의 정적 시험과 해석에 관한 연구 [5] 및 항공기 외부 보조연료탱크의 연료시스템 구조 해석을 통해 안전성을 검증하는 연구 [6]가 앞서 수행되었다. 본 논문에서는 초경량 항공기의 전체 모델이 아닌, 착륙 장치(Skid)와 로터 시스템(Rotor System)부분을 연결하는 프레임 동체 부분에 대한 구조설계 및 해석을 수행한다.

국내에서는 항공레저스포츠 관련 인프라 확충을 위해 특정 지역의 이륙장을 일부 조성하여 활용하고 있으나, 이 경우 대부분 활주로가 아닌 수직 이착륙 방식의 항공기를 위한 버티포트(Vertiport) 형식이다. 따라서 활주로가 필요한 고정익 초경량 항공기보다는 수직 이착륙 방식(VTOL: Vertical Takeoff and Landing)의 초경량 항공기의 운영이 더 증가할 것으로 파악된다. 이에 본 연구에서는 수직 이착륙 방식으로 운영하는 초경량 항공기 프레임 동체에 대한 구조설계 및 해석을 진행하였다. 구조 설계를 위해 설계 하중과 사용 환경에 따른 재료 선정 기준 등의 설계 요구 조건을 정의하였다. 정의한 설계 요구 조건을 바탕으로 동체 프레임을 CATIA V5 프로그램을 사용하여 모델링 하였으며 설계 하중에 대한 정적 구조 해석을 수행하여 응력분포 및 변형률을 분석하였다. 구조 설계에는 제작의 용이 및 경량화 조건을 고려하여 Al 6061-T6 재질의 원형 파이프를 사용하였다. 그리고 프레임 다리(Frame Leg)를 정삼각형 형태로 배치하여 설계 하중을 분산하고, 하중이 무게 중심에 작용하도록 하여 비행 안정성을 높일 수 있도록 하였다.

또한 항공기 구조물은 탑승자의 안전을 위해 수직 방향의 충돌 조건에 대한 내추락성(Crashworthiness)을 검토해야 한다. 특히 수직 이착륙 항공기 구조에는 활주 이착륙 항공기 구조에 비해 높은 수직 방향 충돌 조건에 대한 내추락 기준이 적용된다. 이에 수직 이착륙 방식의 항공기의 설계 이전 내추락성을 확인하기 위해 충돌 해석 프로그램 LS-DYNA를 사용한 낙하 해석 [7,8], 수평, 수직 방향이 조합된 충돌 하중 조건에 대한 수직 이착륙 항공기용 복합재 내추락 구조 개발에 관한 연구 [9]가 지속적으로 이루어져왔다. 또한 유인 개인용 항공기(PAV) 외부에 장착될 수 있는 에어백 형상들을 모델링하고, 자유낙하 충돌 해석을 통해 안전성을 평가하는 연구 역시 수행되었다 [10]. 본 논문에서는 초경량 항공기 프레임 동체의 수직 방향 충돌조건에 대한 안전성을 확인하기 위해 ANSYS Explicit Dynamics를 사용하여 최대 5 m 높이에서의 자유 낙하 해석을 실시하였다. 낙하 해석 결과를 바탕

으로 설계한 프레임 동체의 과도한 변형 및 파손 위치를 예측하였다.

2. 초경량 비행장치 프레임 동체 모델링

2.1 설계 요구 조건

초경량 항공기 프레임 동체의 구조설계는 탑승객의 안전과 연관되는 매우 중요한 부분이다. 이를 위해 설계 요구 조건을 바탕으로 정의된 하중을 고려하여 구조 설계를 진행하여야 한다. 프레임 동체 설계 요구 조건은 Table 1에 제시하였다. 초경량 항공기의 최대 탑승 중량은 100 kg이며, 프레임 동체 자체 중량은 경량화 조건에 따라 30 kg으로 제한된다. 초경량 항공기는 수직 이착륙 방식으로 운용되며, 탑승공간인 프레임 동체의 상부에는 모터와 회전의 등의 비행 장치가 배치되어 있고, 이를 통틀어 로터 시스템(Rotor System)이라고 통칭한다. 프레임 동체 하부에는 착륙 장치(Skid)가 부착되어 있다. 이러한 형상 특성은 회전익 항공기와 유사하며, 수직 이착륙 비행 특성까지 가지고 있어 높은 수준의 내추락 기준을 충족하는 설계가 필요할 것이라고 판단된다. 또한 프레임 동체는 다른 비행 장치 간의 무게중심이 일치해야 하며 이는 비행 안정성을 결정하는 매우 중요한 요소이다. 초경량 항공기의 최대 양력은 일반적으로 최대 이륙 중량(Maximum Takeoff Weight, MTOW)과 유사한 양력을 생성할 수 있도록 설계된다. 또한 항공안전법에서는 경량 항공기의 최대 이륙 중량을 600 kg으로 제한하고 있다. 따라서 설계에서 고려한 최대 양력 조건은 5,000 N이며 수직 방향으로 작용한다.

Table 1 Design Requirements for Frame Fuselage

| Classification | Design Requirement |
|---------------------|--------------------|
| Operating Mechanism | VTOL |
| Payload | 100 kg |
| Empty Weight | Max 30 kg |
| Maximum Lift | 5,000 N |

2.2 프레임 동체 구조 해석 모델

위 요구 조건을 만족하기 위한 프레임 동체 구조 모델링에는 CATIA V5를 사용하였으며, 구조 해석은 유한요소법에 기반한 해석프로그램 ANSYS Workbench를 사용하였다. 프레임 동체의 전체 형상은 Fig. 1과 같다. 상부의 로터 시스템과 프레임 동체가 연결되는 부분을 프레임 목(Frame Neck)이라 지칭하며, 프레임 다리(Frame Leg)가 전체 프레임 동체의 골격 구조를 형성하고 하중 분산이 가능하도록 정삼각형 형태로 배

치되어 있다. 그리고 프레임 다리와 바닥 프레임 간에 무게중심을 일치시킬 수 있도록 설계하였다. 바닥 프레임(Bottom Frame)은 착륙장치를 연결하는 용도로 사용되며 직사각형 형태로 모델링 하였다. 프레임 다리 굽힘 부분에는 위 보강재(Upper Reinforcement)가 연결되어 굽힘 부분에 응력 집중이 발생하는 것을 방지하고 전체 프레임의 굽힘 현상으로 인한 파손을 방지한다. 아래 보강재(Lower Reinforcement)는 의자 배치를 위한 용도이며 측 방향 하중으로 인한 프레임의 휘어짐이 발생하지 않도록 하는 역할을 수행한다.

프레임은 경량화 조건을 고려하여 원형 파이프 형태로 제작하였다. 원형 파이프를 사용하면 다각형 파이프 대비 응력집중이 덜 발생한다는 장점이 있으며 파이프 간 접합에도 용이하다. 기본 골격을 이루는 프레임 목과 다리 부분에는 상대적으로 두껍고 외경이 큰 파이프를 사용하였다. 로터 시스템, 탑승객, 상부 프레임 동체의 무게로 인한 압축 하중을 많이 받을 것으로 예상되는 바닥 프레임에는 가장 두께가 큰 파이프를 사용하였다. 그리고 응력 집중 예상 부위에 상대적으로 외경이 작은 파이프를 연결하여 보강하였다. 사용한 파이프의 규격은 한국산업규격 KS D 6761에 근거하였으며 프레임 동체 각 부분에 사용한 파이프 정보를 Table 2에 정리해 두었다.

프레임 동체에는 상대적으로 가볍고 높은 강도를 지니고 있어 항공기 제작용으로 자주 사용되는 Al 6061-T6를 사용하였다. Al 6061-T6 합금은 다른 알루미늄 합금에 비해 성형성과 용접성 및 내식성이 우수하다는 장점이 있다. Table 3은 Al 6061-T6 합금의 물성치를 정리해 놓은 표이다. 최종 구조 설계 결과 프레임 동체의 자체 총중량은 28.182 kg이며, 설계 요구 조건 중 공허 중량 조건을 만족한다.

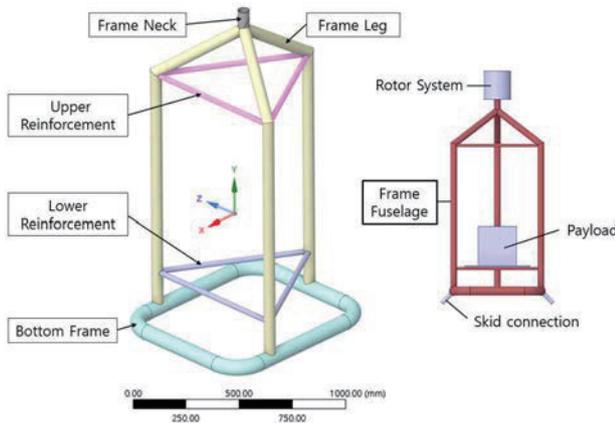


Fig. 1 Configuration of Ultralight Aircraft Frame Fuselage and component part

Table 2 Pipe Dimensions of Frame Part

| Frame Part | Diameter (mm) | Thickness (mm) | Weight (kg) |
|---------------------|---------------|----------------|---------------|
| Frame Neck | 60 | 4 | 0.253 |
| Frame Leg | 60 | 4 | 10.486 |
| Bottom Frame | 80 | 8 | 13.842 |
| Upper Reinforcement | 28 | 4 | 1.785 |
| Lower Reinforcement | 28 | 4 | 1.816 |
| Total | | | 28.182 |

Table 3 Material Properties used for Static Analysis [11]

| Material | Young's Modulus (GPa) | Poisson's Ratio | Yield Strength (MPa) | Density (kg/m ³) |
|------------|-----------------------|-----------------|----------------------|------------------------------|
| Al 6061-T6 | 68.9 | 0.33 | 280 | 2700 |

3. 정적 구조 해석

3.1 정적 구조 해석 조건

항공용 구조물의 구조 설계에 있어서 정적 구조해석을 수행하는 것은 필수적이다. Fig. 2은 앞서 제작한 프레임 동체의 유한요소 모델에 탑승객의 무게(Payload)를 고려하기 위한 모델링을 나타낸다. 아래 보강재에 한 번의 길이가 350 mm인 정육면체 형상을 모델링하고, 최대 탑승 중량 100 kg에 해당하는 하중을 적용하기 위해 재료의 밀도를 2,332 g/cm³ 로 조절하였다. 그리고 탑승객 무게를 아래 보강재 위에 두께 10 mm의 의자를 설치한 뒤, 그 위에 배치하였다. 또한 바닥 프레임과 착륙장치가 연결되는 부분을 고려해 주기 위해 착륙장치 연결부(Skid Connection)를 추가적으로 모델링하였다.

구조해석에서 고려할 하중 조건은 크게 두 가지이며, Fig. 3에 경계 조건들을 정리해 두었다. 우선, 로터 시스템의 무게로 인한 수직방향 압축력(-Y 방향)을 가하는 경우가 첫 번째 하중조건이다. 이때 초경량 항공기 설계에서 안전율(Factor of Safety, FOS)을 고려하는 것은 다양한 하중조건에서 구조적 강도와 안전성을 위해 중요하다. 특히 미국 연방 항공국(Federal Aviation Administration, FAA)의 감항성 표준에 따르면 극한 하중을 구조 설계 하중의 1.5배로 규정하고 있다[12]. 본 연구에서는 실제 항공기 운용 시 발생 가능한 변동 하중이나 극한 상황으로부터의 안전성을 보장하기 위해 2.0의 안전율을 적용하였다. 따라서 압축력은 2,000 N을 적용하였으며, 프레임 목과 로터 시스템의 결합면에 Surface Force 조건을 부여하였다. 두 번째 조건은 로터가 생성하는 최대 양력이 수직방향으로 작용하고 있는 경우이며, 수직 인장력(+Y 방향)을 프레

임 목과 로터 시스템의 결합면에 적용한다. 이때 발생하는 최대 양력은 5,000 N이지만, 마찬가지로 안전율을 고려하여 최대 10,000 N의 하중을 설정하였다. 이때 착륙장치 연결부 바닥면에는 Fixed Support 경계조건을 적용하여 프레임 동체의 움직임을 고정한다. 그리고 전체 모델링에 중력 하중 조건을 적용하여 탑승객 무게 조건을 고려하였다. 이러한 해석조건은 초기 개념 설계 단계에서 다양한 하중조건과 환경을 간단한 모델로 해석하여 프레임 구조의 응력 분포와 변형률을 평가하기 위함이다. 이를 통해 항공기가 고정된 상태에서의 극단적인 압축 및 인장하중을 받을 때의 구조적 강도와 안전성을 평가할 수 있다.

유한 요소 모델에는 모두 3차원 사면체(Tetrahedral) 요소를 사용하였다. 상대적으로 두께 및 외경이 큰 프레임 다리, 프레임 목, 바닥 프레임에는 10 mm 크기의 요소를, 비교적 외경이 작은 위, 아래 보강재에는 6 mm 크기의 요소를 사용하여 모델링하였다. 그리고 해석에서 크게 중요하지 않은 부분인 탑승객과 의자 부분에 대해서는 25 mm 이상 크기의 요소를 사용하였다. 따라서 전체 구조물은 노드 수(Nodes) 458,866개, 요소 수(Elements) 251,822개로 구성하였다. 여기에 응력집중이 예상되는 부분에 Refinement mesh를 사용하여 더욱 조밀한 mesh를 생성할 수 있도록 하였다. 응력 집중 예상 부위는 Fig. 4에 나타내었으며, 각각 프레임 목과 로터 시스템의 결합 부분, 프레임 다리와 위 보강재의 연결 부분, 프레임 다리와 아래 보강재의 연결 부분 그리고 프레임 다리와 바닥 프레임의 연결 부분으로 총 네 부분을 선정하였다. 실제 프레임 동체 파이프 간에는 용접 결합을 통해 표면이 접합될 것으로 예상된다. 따라서 프레임 구성 파이프 간에 Share Topology method를 사용하여 요소 간의 노드가 공유될 수 있도록 하였다. 그리고 의자와 파이프, 의자와 탑승객 사이에는 Bonded 접촉 조건을 주었다.

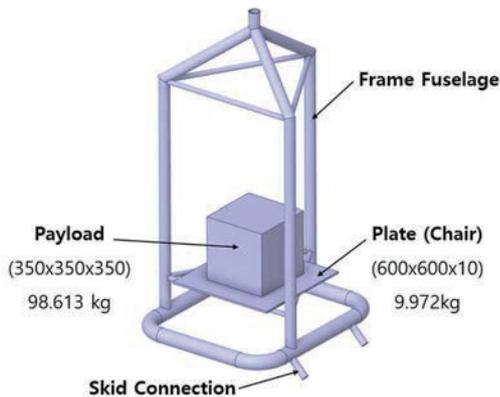


Fig. 2 Static Analysis model of Ultralight Aircraft Frame Fuselage

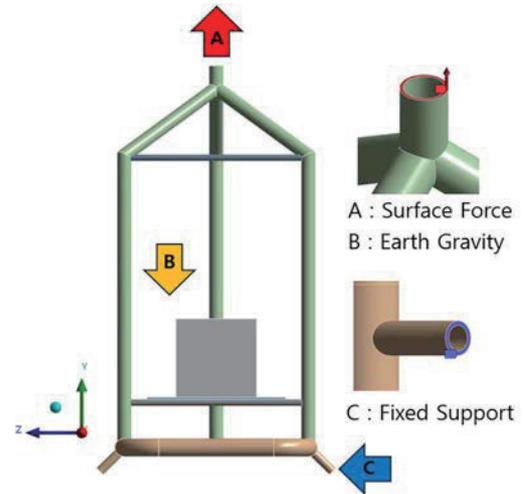


Fig. 3 Static Analysis Conditions

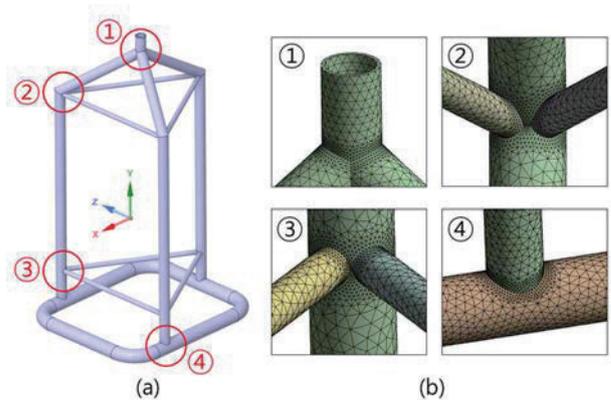


Fig. 4 (a). Stress concentration points

(b) Application of Refinement mesh For Stress concentration points

3.2 정적 구조 해석 결과

Table 4를 통해 여러 가지 정적 하중 조건에 대한 Maximum Von-Mises Stress 및 Maximum Strain 변화를 확인 가능하다. Fig. 5와 Fig. 6은 각각 최대 압축 하중(-2,000 N), 최대 인장 하중(10,000 N)을 적용하였을 때, 응력 집중 예상 부위에서의 응력 분포를 보여준다. 압축 하중을 적용하였을 때 최대응력이 아래 보강재와 프레임 다리의 연결 부분에서 발생한다. 특히 2,000 N의 압축하중을 받는 경우에는 32.583 MPa의 최대응력이 발생하는데, 이는 탑승객과 의자의 무게로 인한 하중이 아래 보강재에 작용하기 때문이다. 또한 항복응력을 설계 기준으로 한 안전율을 계산하기 위해 Eq. 1을 적용하였다.

$$F_s = \frac{Y_s}{\sigma_{max}} \quad (1)$$

여기서 F_s 는 안전율, Y_s 는 항복응력, σ_{max} 는 최대응력을 나타낸다. 따라서 안전율을 계산해보면 8.59 정도여서 탑승객을 지지하기에 구조적으로 안전하다고 판단된다. 인장 하중이 작용하는 경우, 최대 응력은 바닥 프레임과 프레임 다리가 접하는 부분에서 발생한다. 이는 바닥 프레임이 전체적인 무게를 지지함과 동시에 Fixed Support 경계조건으로 인해 바닥 프레임과 프레임 다리 사이의 인장하중을 직접적으로 받기 때문이다. 10,000 N의 인장 하중을 부여했을 때 최대응력은 62.966 MPa이며, 마찬가지로 안전율은 4.45로 하중을 충분히 견딜 수 있을 것으로 판단된다.

따라서 종합하면, 프레임 동체에서의 최대 응력이 항복 강도 보다 낮게 분포하고, 최대 변형률 값이 매우 작기 때문에 눈에 띄는 소성 변형은 발생하지 않을 것이라고 예상 가능하다. 그리고 응력 집중 부위를 제외한 부분에 대해서는 구조적으로 안전할 것으로 예상되지만 과도한 설계로 판단되어 해당 부분의 구조 최적화가 필요할 것으로 판단된다. 한편, 실제 용접 결합을 고려한다면, 실제로 전달되는 힘은 더 클 것이므로, 큰 충격하중이 발생하면 결합부에 파손이 발생할 가능성이 있다. 따라서 낙하 충돌 해석과 같은 극한 하중 상황에서의 안전성 입증을 함께 수행해야 한다.

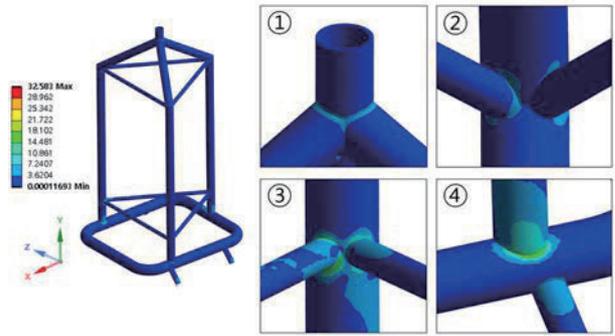


Fig. 5 Von-Mises Stress Distribution Under the 2,000 N Compressible Load

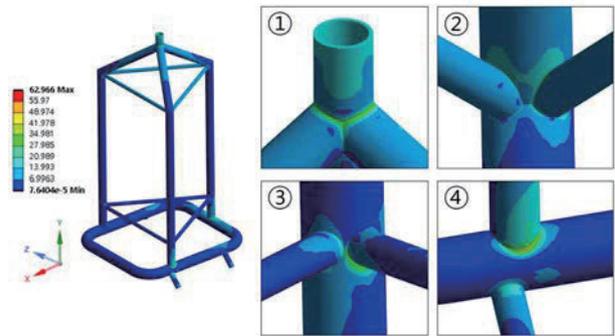


Fig. 6 Von-Mises Stress Distribution Under the 10,000 N Tensile Load

Table 4 Maximum Von-Mises Stress & Strain Under the Static Load

| | Force (kN) | Maximum Stress (MPa) | Maximum Strain (mm/mm) |
|------------------------|-------------|----------------------|------------------------|
| Weight of Rotor System | -1.0 | 31.189 | 0.00043957 |
| | -1.2 | 31.467 | 0.00044349 |
| | -1.4 | 31.746 | 0.00044741 |
| | -1.6 | 32.024 | 0.00045133 |
| | -1.8 | 32.303 | 0.00045527 |
| | -2.0 | 32.583 | 0.00045920 |
| Lift of Rotor System | 5.0 | 39.436 | 0.00055558 |
| | 6.0 | 44.141 | 0.00062187 |
| | 7.0 | 48.847 | 0.00068816 |
| | 8.0 | 53.553 | 0.00075446 |
| | 9.0 | 58.260 | 0.00082076 |
| | 10.0 | 62.966 | 0.00088707 |

4. 낙하 충돌 해석

4.1 자유 낙하 해석 조건

설계한 초경량 항공기 프레임 동체의 수직 방향 충돌 조건에 대한 내추락성을 평가하기 위해 자유 낙하 해석을 진행하였다. 낙하 해석을 통해 최대응력을 평가하여 프레임 동체의 소성변형 발생 여부를 판단하고, 최대 소성 변형률과 알려진 Al 6061-T6 합금의 연신 파단을 값을 비교 분석함으로써 프레임 구조의 부분 파손 및 변형 형상을 파악하였다.

본 모델에서의 내추락 해석은 ANSYS Explicit Dynamics를 활용하여 수행하였다. 일반적으로 회전익 항공기 낙하 해석의 경우 낙하 높이의 기준을 명시하고 있으나, 초경량 항공기에 대한 낙하 기준은 따로 명시되어 있지 않다. 이에 초경량 항공기의 무게와 낮은 운용고도를 고려하였을 때, 추락 후 구조적인 취약점을 파악할 수 있는 보수적인 높이 기준을 직접 설정하였다. 따라서 1 m, 3 m, 5 m 높이에서의 자유 낙하를 통해 바닥과 충돌하는 극한의 상황을 모사하였다. 이를 위해 강체 바닥면(Rigid Ground Plane)을 모델링하고, 프레임 동체와의 거리를 조절하여 충돌이 발생하기까지의 시간을 최소화하였다. 낙하높이(Drop Height)

에 따른 충돌 속도(Impact velocity)를 계산하여 각각 4.429 m/s, 7.672 m/s, 9.904 m/s 충돌 속도 조건을 적용한다.

Figure 7 은 강체 바닥면과 프레임 동체 모델링 형상 및 자유 낙하 해석 조건을 나타낸 그림이다. 동체 프레임 상부에는 로터 시스템의 무게를 고려하기 위해 30 kg의 단순 원기둥 형상을 추가하였다. 강체 바닥면에는 Fixed Support 경계조건을 설정하여 충돌 시 발생할 수 있는 움직임을 구속하고, 낙하물에 충격가속도 조건을 추가하였다. 프레임 동체와 강체 바닥면 사이의 접촉조건은 Frictionless로, 로터 시스템과의 접촉조건은 Bonded 조건을 부여하여 자유 낙하 상황을 모사하였다. 충돌은 수직방향으로의 충돌 조건만을 고려한다.

유한 요소 모델은 전체 노드 수(Nodes) 60,806개, 요소 수(Elements) 167,248개로 구성되어 있고, 아래, 위 보강재에는 요소의 크기를 6 mm로, 나머지 프레임에는 10 mm, 로터 시스템에는 비교적 큰 25 mm를 설정하였다. 요소는 모두 3차원 사면체(Tetrahedral) 요소를 사용하였으며, 정적 해석과 다르게 Explicit 해석 기법의 특성상 작은 Mesh는 계산 비용을 크게 증가시키므로 Refinement mesh method는 적용하지 않는다. 프레임 동체를 구성하는 파이프 간에는 Share Topology method를 사용하여 모델링 요소 간의 노드가 공유되도록 하였다.

해석에서 사용한 재료는 Al 6061-T6이며, 충돌 해석 시 소성변형이 예상되므로 이를 정확히 분석하기 위해 Steinberg Guinan Strength 모델과 Shock 상태방정식(Shock EOS)을 적용하였다. Steinberg Guinan Strength 모델에서 항복응력(Yield Stress, Y)과 전단계수(Shear Modulus, G)는 각각 Eq. 2과 Eq. 3을 통해 계산되며 유효 소성 변형률(Effective plastic strain, ϵ), 압력(Pressure, P), 내부에너지/온도(Temperature, T)의 함수로 나타난다. 여기서 η 은 부피변형률(Compression)을 의미하고, G_0 과 Y_0 은 각각 기준 상태에서의 전단계수와 항복응력을 나타낸다. 이때 최대 항복응력(Maximum yield stress, Y_{max})은 Eq. 4과 같이 계산된다. 해당 재료 모델을 사용하면 재료가 높은 변형 속도 및 충격 조건에서 어떻게 거동하는지를 예측할 수 있기 때문에 자유 낙하 해석에서 사용하기에 적합하다.

$$G = G_0 \left\{ 1 + \left(\frac{G'_P}{G_0} \right) \frac{P}{\eta^{1/3}} + \left(\frac{G'_T}{G_0} \right) (T - 300) \right\} \quad (2)$$

$$Y = Y_0 \left\{ 1 + \left(\frac{Y'_P}{Y_0} \right) \frac{P}{\eta^{1/3}} + \left(\frac{Y'_T}{Y_0} \right) (T - 300) \right\} (1 + \beta \epsilon)^n \quad (3)$$

$$Y_0 [1 + \beta \epsilon]^n \leq Y_{max} \quad (4)$$

Shock 상태방정식은 충격과가 물질을 통과할 때 밀도, 압력, 내부에너지 간의 관계를 설명해준다. 입자속도(Particle velocity, u_p)와 충격파 속도(Shock velocity, U_s) 사이의 경험적 선형관계를 Eq. 5로 표현하였고, 그루나이젠 계수(Gruneisen coefficient, γ)는 Eq. 6을 사용해서 근사화 할 수 있다. 본 해석에서 사용한 Steinberg Guinan Strength 모델과 Shock 상태방정식의 재료상수들은 기존의 알려진 값을 사용하였으며 Table 5에 정리하였다[13].

$$U_s = C_1 + S_1 u_p \quad (5)$$

$$\gamma = 2S_1 - 1 \quad (6)$$

Table 5 Material Properties used for the Drop Analysis

| Shock E.O.S | |
|--|-------------------------|
| Density ρ | 2,700 kg/m ³ |
| Gruneisen coefficient γ | 1.97 |
| Parameter C_1 | 5240 m/s |
| Parameter S_1 | 1.4 |
| Steinberg Guinan strength model | |
| Initial shear modulus G_0 | 27600 MPa |
| Initial yield stress Y_0 | 290 MPa |
| Maximum yield stress Y_{max} | 680 MPa |
| Hardening constant β | 125 |
| Hardening exponent n | 0.1 |
| Derivative $G'_P \left(= \frac{dG}{dP} \right)$ | 1.8 |
| Derivative $G'_T \left(= \frac{dG}{dT} \right)$ | -17 MPa/K |
| Derivative $Y'_P \left(= \frac{dY}{dP} \right)$ | 0.018908 |
| Melting Temperature T_m | 1220 K |
| Reference Temperature T_0 | 300 K |

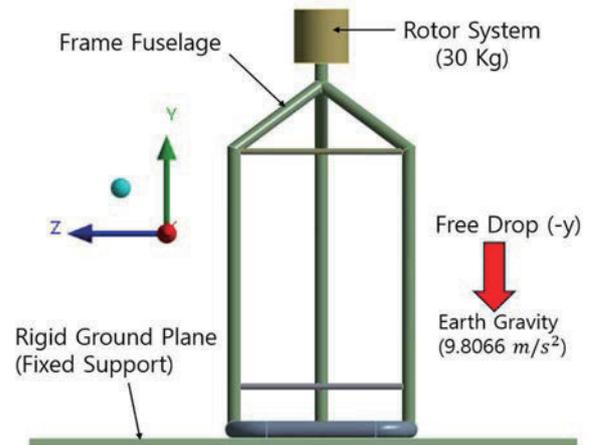


Fig. 7 Free Drop Analysis Conditions (yz plane)

4.2 자유 낙하 해석 결과

해석 종료 시간은 0.007 sec로 설정하였으며, Time step을 조절하여 총 200개의 구간으로 나누어 결과 값을 분석하였다. Fig. 8과 Fig. 9은 각 낙하 높이에서 발생한 최대 소성 변형률과 최대 응력을 시간에 따른 그래프로 나타낸 것이다. 최대 소성 변형률은 1, 3, 5 m 낙하 높이에서 각각 0.0025, 0.0399, 0.0824이며 최대 응력은 각각 274.08 MPa, 331.41 MPa, 346.96 MPa이다.

1 m의 높이에서 낙하하였을 때 최대 응력 위치는 위 보강재 중심 부분이다. 이는 충돌 이후, 프레임 목과 로터 시스템 사이에서 발생하는 충격에너지가 상대적으로 두께가 얇은 위 보강재 파이프로 전달되었기 때문이라고 판단된다. 또한 최대 소성 변형률은 프레임 다리의 굽힘 부분에서 발생함을 확인 가능한데, 이는 로터 시스템의 무게로 인해 충돌 시, 프레임 다리의 상단부분에 굽힘 변형이 집중적으로 발생하게 되는 것이다.

3 m의 높이에서 낙하하였을 때 최대 응력은 프레임 다리 굽힘 부분과 위 보강재의 접합 부위에서 발생한다. 이는 로터 시스템의 무게가 수직 방향 하중으로 작용해서 굽힘 응력이 집중된 것으로 확인할 수 있다. 최대 소성 변형률 발생 위치는 높이가 증가함에 따라, 프레임 목 주위에서 발생하는 것을 알 수 있고, 이는 낙하 높이가 증가하면서 수직 방향 충돌 하중이 증가하게 되고, 이로 인해 프레임 목에서 소성 변형이 집중되는 것으로 볼 수 있다.

마지막으로 5 m 낙하 높이에서의 최대응력은 프레임 다리와 아래 보강재의 접합 부분에서 발생함을 확인할 수 있다. 또한 최대 소성 변형률은 앞선 3 m 낙하 높이에서와 동일한 위치이며, 최대 변형률이 증가한다. Fig. 10은 자유 낙하 해석의 결과를 보여주는 것으로 상부 구조의 소성 변형 및 최대 응력 지점을 확인할 수 있다. 또한 Fig. 8을 보았을 때, 낙하 충돌 후 프레임 동체에는 부분적으로 소성 변형이 발생하였음을 확인 가능하다. 특히 5 m 높이에서의 해석 결과를 보면, 충돌 초기에 수직 방향 충돌 성분으로 인해 발생하는 압력으로 프레임 목 주위에서 상당한 소성 변형이 발생하였음을 알 수 있다. 이는 충격 시 발생하는 하중을 분산하기 위해 프레임 동체 구조를 정삼각형 형태로 설계하였지만, 프레임 목에서 충격에너지의 대부분을 흡수하여 바닥 프레임까지 충격에너지가 고르게 분산되지 못해 발생하는 현상으로 파악된다.

충돌 해석에서 구조물의 파손 위치를 파악하기 위해 재료의 파단(Failure) 모델을 설정하는 것은 매우 중요하다. 충돌 환경에서의 파단과 관련된 정확한 모델 및 물성 값을 결정하기 위해서는 실제 충돌 실험이 병행

되어야 한다. 대신 본 논문에서는 파단의 발생 여부를 판단하기 위해 최대 소성 변형률과 Al 6061-T6 합금의 연신 파단율을 비교하였다. 5 m 낙하 높이에서의 최대 소성 변형률은 0.0824이며, 이는 일반적으로 알려져 있는 Al 6061-T6 합금의 연신 파단율 값인 12 % [11]보다 낮은 수준이므로 파손이 발생하지 않고, 최대 변형률 위치인 프레임 목에서 소성 변형이 발생할 것으로 예상된다.

한편, 낙하 해석에서 구조물이나 재료는 충격 하중을 받게 되며, 이러한 하중에 대한 저항성을 평가하기 위해 재료의 충격 인성(Impact Toughness)를 분석할 수 있다. 충격 인성은 재료가 파괴되기 전까지 흡수할 수 있는 변형에너지(Strain Energy)의 양을 나타내는 재료의 특성이며, 재료의 탄성 및 소성 변형 과정을 통해 축적된 변형에너지의 총량으로 계산된다. Fig. 11은 프레임 구조물의 시간에 따른 변형에너지(실선)와 초기 운동에너지(Initial Kinetic Energy, 점선)를 낙하 높이 별로 도시한 그림이다. 초기 운동에너지는 낙하 높이 1, 3, 5 m에서 0.595, 1.790, 2.970 kJ이다. 해석은 충돌이 발생한 직후부터 시작되므로, 초기의 운동에너지는 충격을 받은 직후 재료의 변형에너지로 전환된다. 최대 변형에너지는 각 높이에서 0.514, 1.601, 2.719 kJ이며, 낙하 높이가 높을수록 초기의 운동에너지가 증가하므로 최대 변형에너지 역시 증가함을 알 수 있다. 최종적인 변형에너지는 0.167, 1.012, 2.091 kJ이므로, 각 높이에서 28.0, 56.5, 70.4%의 운동에너지가 변형에너지로 흡수되었음을 알 수 있다. 이는 낙하 높이가 높아질수록 프레임 동체에 소성 변형이 발생하여, 운동 에너지가 탄성 변형에너지 외에 영구적인 소성 변형에너지로 전환되는 비율이 늘어남을 의미한다.

해석 결과를 통해 극한 상황에서 발생 가능한 항공기 프레임의 과도한 변형 및 파손 위치를 사전에 파악할 수 있었고, 해당 부위를 보강한다면 추락 사고에 대한 탑승객의 안전성을 확보할 수 있을 것이다.

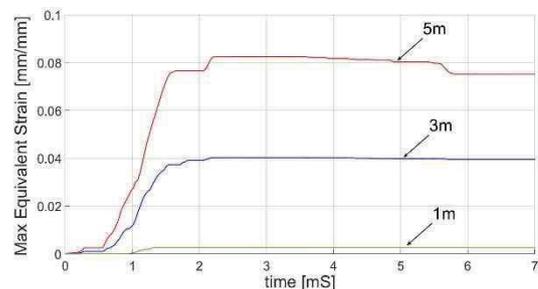


Fig. 8 Maximum Plastic Strain-Time Curve

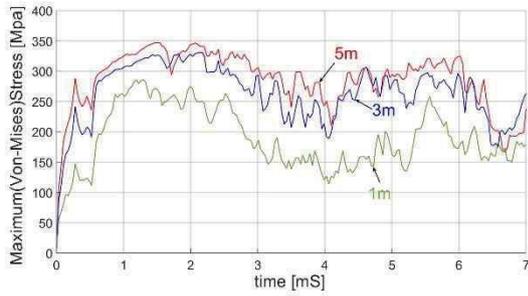


Fig. 9 Maximum (Von-Mises) Stress-Time Curve

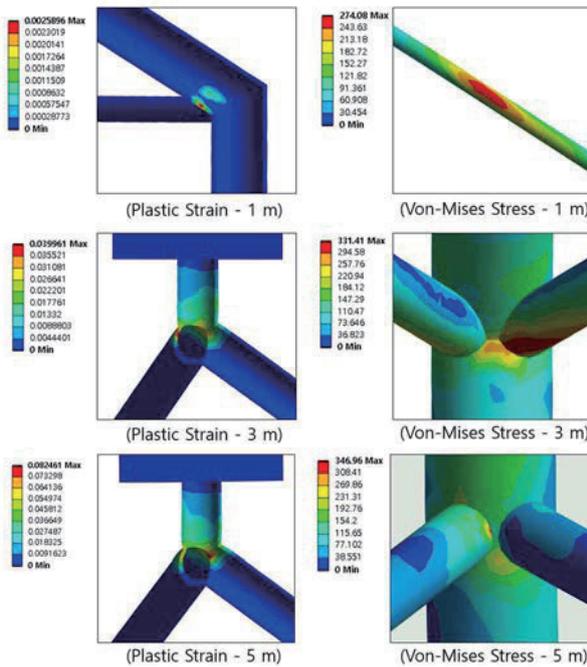


Fig. 10 Maximum Plastic Strain and Equivalent (Von - Mises) Stress in case of Free Drop Analysis

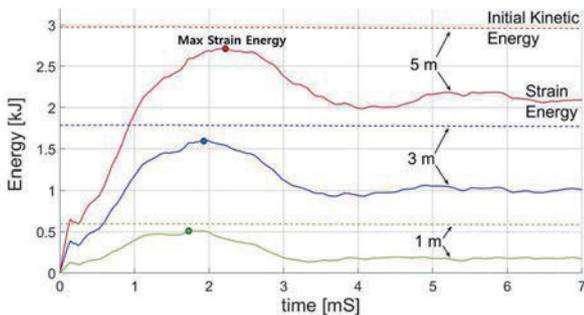


Fig. 11 Strain and Initial Kinetic Energy-Time Curve

5. 결 론

본 연구에서는 최근 수요가 증가하고 있는 레저스포츠용 초경량 항공기 프레임에 대한 구조 설계 및 해석

을 수행하였다. 이를 위해 구조 설계에 필요한 설계 요구 조건을 정의하고, 설계 하중을 바탕으로 정적 구조 해석을 진행하였다. 또한 수직 방향 충돌 조건에 대한 내추락 기준을 평가하기 위해 ANSYS Explicit Dynamics를 사용한 자유 낙하 해석을 수행하고, 최대 소성 변형 위치를 평가하였다. 해석 결과를 바탕으로 설계한 프레임 동체의 응력 집중 부위 및 프레임 동체의 과도한 변형 혹은 파손 위치를 예측할 수 있다.

본 논문에서는 초경량 항공기 프레임의 설계 과정에서 정적 및 동적 구조 해석을 통해 구조적 안전성을 평가하는 방법론을 제시하였으며, 실제 설계 과정에서 본 연구 과정이 활용될 것으로 기대된다.

후 기

본 과제(결과물)는 2024년도 교육부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 지자체-대학 협력기반 지역혁신 사업의 결과입니다.(2021RIS-003)

References

- [1] P. S. Min, "Policy for the Development of Next-Generation Recreational Light Aircraft," *Journal of Aviation Development of Korea*, Vol.1, pp. 27-43, 2010.
- [2] K. S. Lee and E. S. Seol, "Strategies for Building Infrastructure to Expand the Base of Aviation Leisure Sports," *Proceedings of the Korean Distribution Association Conference*, pp. 197-213, 2010.
- [3] Aviation Safety Act, Article 2, Item 3
- [4] S. R. Yuvraj and P. Subramanyam, "Design and analysis of Wing of an ultra-light Aircraft," *International journal of innovative research in science, engineering and technology*, Vol.4, Issue 8, pp. 7456-7468, August 2015.
- [5] W. S. Uhm and J. M. Yoon, "Static Test and Analysis of Wing Support Structure for External Stores," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol.9, No.1, pp. 28-34 2015.
- [6] W. Choi and H. Park, "Study on Structural Design and Analysis of Fuel System for Aircraft Auxiliary Fuel Tank," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 13, No. 4, pp. 60-65, Aug. 2019.
- [7] J. Littell and J. Putnam, "A Summary of Test Results from a NASA Lift+ Cruise eVTOL Crash Test," *Vertical Flight Society's 79th Annual Forum & Technology Display*, May 2023

-
- [8] J. Littell and J. Putnam, "Simulation and Analysis of NASA Lift Plus Cruise eVTOL Crash Test," *Vertical Flight Society's 79th Annual Forum*, May 2023.
- [9] I. K. Park, "Trends in the Study of Crashworthy Composite Airframe for VTOL Aircrafts," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol.21, No 2, pp. 53-67, 2023.
- [10] Y. H. Jang and J. Kim, "Comparison of the Free-Fall Impact Force Applied to a Multicopter PAV According to External Airbag Folding Method," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 16, No. 1, pp. 28–39, Feb. 2022.
- [11] John M. (Tim), C. Y. Ho, Holt, "Structural Alloys Handbook," CINDAS/Purdue University, West Lafayette, IN, 1996.
- [12] Federal Aviation Administration. No 14 CFR Part 23 - Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes, 2022.
- [13] Equation of State and Strength Properties of Selected Materials. Steinberg, D.J. LLNL, Feb 1991.