

## 경량 수직이착륙 무인기의 복합재료 스킨드 착륙장치 최적설계

이정진<sup>1,†</sup> · 김명준<sup>2</sup> · 김용하<sup>2</sup> · 신중찬<sup>2</sup> · 황경민<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원

<sup>2</sup>한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

### Composite Skid Landing Gear Optimal Design for Light VTOL UAV

Jungjin Lee<sup>1,†</sup>, Myungjun Kim<sup>2</sup>, Yongha Kim<sup>2</sup>, Jungchan Shin<sup>2</sup>, and Kyungmin Hwang<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute,

<sup>2</sup>Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School of Korea Aerospace University

**Abstract** : In this study, we performed optimal design of a composite skid landing gear, one of the solid spring shock absorbers, for light vertical takeoff and landing aircraft. Although a solid spring type has poor energy dissipation capability, it is commonly used for light aircraft where sink speeds are low and shock absorption is non-critical in terms of simplicity, low cost and weight reduction. In this paper, design parameters of solid spring such as sink speed, gear leg length, deflection and landing load factor were reviewed. In order to meet structural requirements such as deflection and strength, finally, we conducted optimal design of the composite skid landing gear for VTOL UAV using genetic algorithm and pattern search algorithm.

**Key Words** : Composite Skid Landing Gear Beam, Sink Speed, Landing Load Factor, Elastic Shock Absorber, Optimal Design, Genetic Algorithm

## 1. 서론

착륙장치는 항공기의 이륙과 착륙을 돕는 주요 장치로써 기계가 담당할 수 있는 정도까지 에너지를 흡수하여 전달하는 역할을 한다. 충격을 흡수하는 방식으로는 일반금속재료나 고무로 만들어진 스프링이나, 가스나 오일을 가진 유체 스프링이 사용되고 있다. 탄성 완충장치(elastic shock absorber)는 완충효율이 50% 이고, 무게 대비 효율비가 10% 이하인 반면 Oleo-Pneumatic 방식은 완충효율과 무게 대 효율비가 80% 정도로 매우 높기 때문에 대부분의 대형 항공기에 적용되고 있다[1]. 그러나 고정형 방식의 착륙장치 형태를 가진 소형 경량 항공기는 무게의 비효율에도 불구하고 설계의 단순성, 신뢰성, 유지보수, 그리고

저렴한 비용의 측면에서 탄성체 형태의 스프링 방식을 사용하고 있다.

착륙장치는 항공기의 강하속도(sink speed)에 따라 스트로크(stroke)가 결정되며, 이 스트로크의 량에 의해 착륙하중이 정해진다. 소형 항공기의 경우 강하속도가 8 ft/sec이며, 대형 항공기는 12 ft/sec이고, 해군용 전투기는 22 ft/sec이다. 일반적으로 착륙하중은 전투기의 경우 4g ~ 6g, 소형 항공기는 3g ~ 4g, 대형 수송기는 2g ~ 3g로 설계된다[2]. 따라서 대형 항공기나 전투기의 경우 착륙장치의 하중 부담을 경감하기 위해서는 탄성체에 의한 완충방식보다는 Oleo-Pneumatic 방식이 유용하며, 소형항공기의 경우는 기체의 무게가 작아 착륙장치나 기체에서 비교적 큰 하중레벨까지 감당할 수 있기 때문에 탄성체 완충방식이 가능하다고 할 수 있다. 그러나 탄성체 완충장치는 에너지를 상쇄하는 부분이 적기 때문에 전방 착륙장치에는 Oleo-Pneumatic 방식을 적용하여 바운스(bounce)를 억제하도록 하고 있다[3].

스키드 착륙장치는 탄성체 완충장치의 하나로서 수직이착륙 항공기에 적용하고 있는 형태로 바뀌기 필요 없어 설계가 간단하며, 착륙하중에 큰 부담이 없는 소형 수직이착륙 항공기에 널리 적용되고 있다. 또한 탄성체 완충 착륙장치에 높은 비강성 및 비강도를 갖는 복합재료를 적용하면 경량화 설계가 가능하다. 본 연구에서는 최대이륙중량이 30 kg이하이고, 착륙강하속도가 5 ft/sec 이하인 수직이착륙 무인기의 착륙장치에 대해 복합재료를 적용한 설계방법을 소개하였다. 기존의 설계된 착륙장치[4,5]와 비교하기 위하여 동일한 하중조건에서 구조해석을 수행하였고, 스키드 착륙장치의 전/후방 1/2 모델에 대해 동일한 변위와 강도를 만족하는 복합재료 스키드의 설계안을 제시하였다. 최적설계는 유전자 알고리즘(genetic algorithm)과 패턴찾기 알고리즘(pattern search algorithm)으로부터 구한 변수값(너비, 두께, 탄성계수)을 구하였다[6,7]. 지면 마찰력에 의해 설계값이 달라지나, 본 연구에서는 지면 마찰력을 0.3으로 가정하여 설계 기준을 정하였으며, 마찰력의 변화에 따른 특성을 분석하였다.

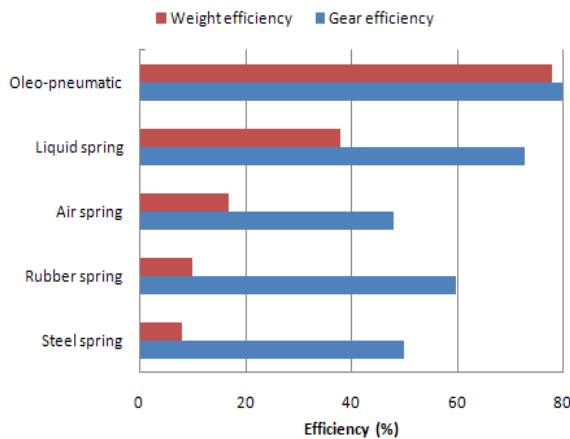


Fig. 1 완충장치 효율[1]

## 2. 착륙장치 스트로크 계산 예

착륙하중은 Eq. 1과 같은 에너지 방정식에 의해 구한다.

$$\frac{1}{2}mv_s^2 + (mg - L)S - \frac{1}{2}\eta_t K_t \delta_t^2 = \eta_s N_g (mg) \delta_s \quad (1)$$

여기서  $m$ 은 항공기의 질량이고,  $v_s$ 는 강하속도(sink speed)이며,  $g$ 는 중력가속도,  $L$ 은 착륙시의 양력,  $S$ 는 타이어를 포함한 수직방향의 변위량,  $\eta_t$ 는 타이어의 비선형계수,  $K_t$ 는 타이어의 탄성계수,  $\delta_t$ 는 타이어의 변위량,  $\eta_s$ 는 착륙장치 스트러트의 완충효율,  $N_g mg$ 는 착륙하중,  $N_g$ 는 착륙하중계수,  $\delta_s$ 는 스트러트의 변위를 말한다.

Case 연구로 Cessna 172, Boeing 757, F-14 Tomcat에 대해 착륙장치 스트로크의 길이에 대해 살펴해보았다. 여기서는 타이어의 변형은 무시하였고, 착륙시의 양력은 항공기 중량과 같다고 가정하였다.

Cessna 172는 주착륙장치는 탄성체 완충장치로 완충효율 0.5를 적용하였고, Boeing 757과 F-14 Tomcat은 Oleo-Pneumatic 완충장치로 완충효율을 0.75로 하였다. Eq. 1로부터 스트로크  $\delta_s$ 는 Eq. 2와 같이 나타난다.

$$\delta_s = [0.5(v_s^2/g)/N_g]/\eta_s \quad (2)$$

Cessna 172는  $v_s=8$  ft/sec에서  $N_g=3.0$ ,  $\eta_s=0.5$ 일 때  $\delta_s$ 는 202 mm이다. Boeing 757은  $v_s=12$  ft/sec에서  $N_g=2.85$ ,  $\eta_s=0.75$ 의 조건에서  $\delta_s$ 는 319mm이며, F-14 Tomcat은  $v_s=22$  ft/sec에서  $N_g=5.0$ ,  $\eta_s=0.75$ 일 때  $\delta_s$ 는 556mm이다. 따라서 착륙하중은 강하속도와 스트로크 길이, 완충효율에 관계되기 때문에 강하속도가 낮은 경우 탄성체 완충장치도 효과적이다.

## 3. 스키드 착륙장치 평가

Fig. 2와 같은 최대이륙중량이 22kg인 수직이착륙 무인기에서 110 kg(5g 착륙하중조건)의 하중이 수직력으로 작용할 때 지면 마찰력이 없는 경우와 마찰계수 0.3인 조건에서 구조해석을 수행하였다. 착륙장치에 적용된 재료는 Table 1의 직물섬유와 일방향 섬유이며, 총 22장을 교차 적층하여 상온경화 방식으로 성형을 하였다. 두께는 6mm이고, 너비는 30mm에서 16.6mm로 선형적으로 변한다.

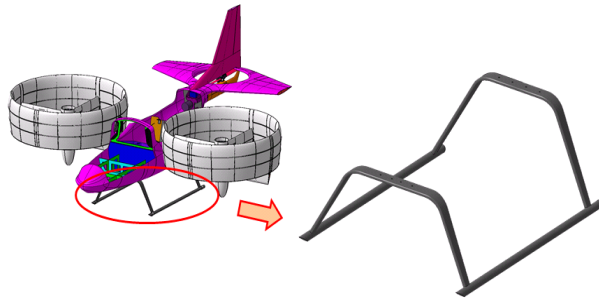


Fig. 2 수직이착륙형 스키드 착륙장치

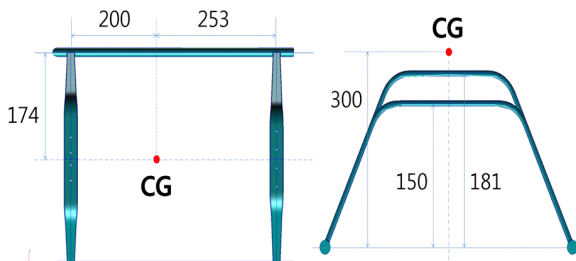


Fig. 3 스키드 착륙장치 제원 [mm]

Table 1 복합재료 물성치

	$E_1$ [GPa]	$E_2$ [GPa]	$\nu_{12}$	$G_{12}$ [GPa]
WSN3KY	53	53	0.056	4.36
USN300A	120	8.5	0.32	3.24

구조해석 결과는 Table 2와 같고, 변위 양상과 변형률 분포는 Fig. 4 ~ Fig. 5와 같이 나타났다. 마찰계수 0.3의 조건에서 수직변위는 4mm로 매우 작은 변형이 발생하는 반면 체결부에서 비교적 큰 응력이 발생하고 있다. 안전계수(safety factor) 1.5와 피팅계수(fitting factor) 1.33을 고려하여 설계안전율(margin of safety)의 Eq. 3을 적용하면  $M.S=0.12$ 이다. 여기서 극한 변형률  $\epsilon_{ult}=6900 \mu\text{mm/mm}$ 으로 가정하였다.

$$M.S = \frac{\epsilon_{ult}}{SF \times \text{fitting factor} \times \epsilon_{app}} - 1 \quad (3)$$

Table 2 구조해석 결과

		마찰계수 $\mu$	
		$\mu=0$	$\mu=0.3$
수직변위(mm)		7.15	3.96
수평변위(mm)		11.2	5.9
변형률 ( $\mu \text{ m/mm}$ )	체결부	4590	3090
	부근	-2310	-1510

Equation 1에서 착륙시의 양력  $L=2/3W$ 라 할 때 변위 4 mm는 착륙하중 계수 5의 조건에서 강하속도는 0.41 m/sec에 해당한다. 체결부를 제외한 응력의 최대 발생 부근에서 감당할 수 있는 최대 하중은 자중의 14.35배이며, 변위는 선형적으로 변한다고 가정할 때 11.5 mm이다. 이 때 강하속도는 1.2 m/sec이다.

초소형 비행체의 경우 착륙장치의 스트로크를 크게 할 수 없기 때문에 기하학적으로 허용할 수 있는 범위가 착륙장치 설계의 주요한 요소이다. Figure 3의 스키드 착륙장치는 1 m/sec 이상의 속도로 착륙할 경우 동체에 11g 이상의 하중이 전달된다. 만약이 동체가 이 하중을 감당할 수 없다면 착륙장치를 수정하거나 아니면 동체를 보강하는 방법을 취해야 한다. 만약 Fig. 3의 착륙장치가 착륙하중계수 5인 조건에서 40 mm의 변위가 발생하도록 설계한다면 Fig. 6에서 보이는 것처럼 강하속도는 1.3 m/s에 해당한다. 무인기의 운용상 조건으로 1 m/s로 제한할 경우 30% 이상의 여유를 갖기 때문에 본 연구의 착륙조건으로 가정하였다.

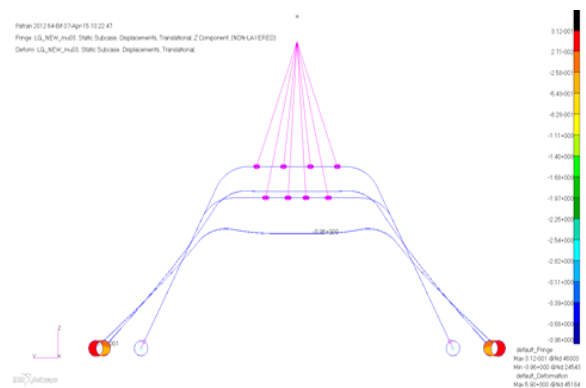


Fig. 4 변위 분포( $\mu=0.3$ )

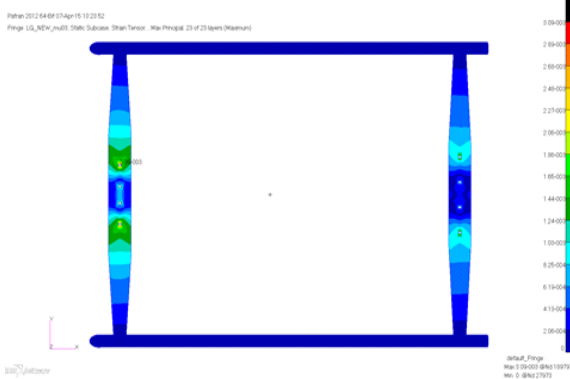


Fig. 5 변형률 분포( $\mu=0.3$ )

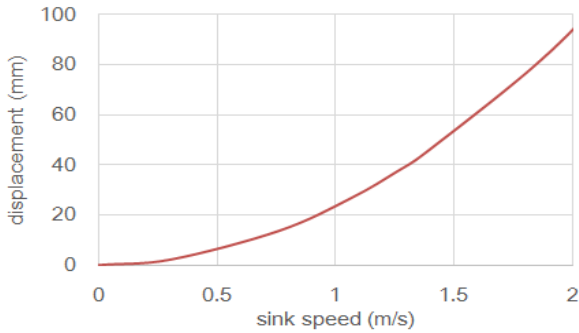


Fig. 6 착륙하중계수,  $N_g=5$ 에서 강하속도에 따른 변위량

#### 4. 스키드 착륙장치 최적설계

본 연구에서는 지면 마찰계수가 0.3인 조건에서 5g의 착륙하중에 의해 스트럿의 변위가 40 mm (강하속도 1.3 m/sec) 이상 발생하는 스키드 착륙장치를 설계하기 위하여 최적화 알고리즘인 유전자 알고리즘과 패턴찾기 알고리즘을 혼용하여 사용하였다.

Figure 7과 같은 2개의 beam으로 구성된 외팔보 형태에서 각 구간별로 각각의 독립된 최적의 설계변수(굽힘강성, 두께, 너비)를 도출하여 강성에 근접하도록 복합재료 두께와 적층수, 너비를 조절하였다. 변위는 빔으로 구성된 빔이론을 사용하여 Eq. 4와 Eq. 5의 Castigliano의 에너지 방법을 적용하였으며, 실제 설계에서 응력 집중을 피하기 위한 곡률은 고려하지 않았다.

$$U = \int \frac{M^2}{2(ET)_i} ds \quad (4)$$

$$\delta_r = \frac{\partial U}{\partial P_r} = \int \frac{M \frac{\partial M}{\partial P_r}}{(ET)_i} ds \quad (5)$$

여기서  $U$ 는 변형에너지,  $M$ 은 굽힘모멘트,  $ET$ 는 굽힘강성,  $s$ 는 자유단으로부터의 거리,  $\delta_r$ 는 보의 처짐,  $P_r$ 은 보에 작용하는 집중하중, 하첨자  $i$ 는 분할 요소들의 의미한다.

제한 함수로 변위와 강도, 그리고 기하학적인 조건을 주었다. 변위는 수직변위만을 목표범위의 1% 이내로 제한하였고, 강도조건은 안전계수 1.5를 곱한 극한하중에 대해 설계의 안전 여유율(margin of safety)이 0.01 ~ 0.1의 범주에 있도록 하였다. 기하학적인 조건으로 너비( $w$ )는 1차 선형 관계식을 갖도록 하였으며, 두께( $h$ )와 너비( $w$ )는 뿌리부가 끝단보다 크고, 너비와 두께비는  $4h \leq w \leq 20h$ 로 하였다. 구간별 재료의 물성치가 1.5배 이상의 변화가 발생하지 않도록 하였다.

Figure 8과 Fig. 9는 전/후방 착륙장치 스트럿의 반쪽 모델 형상으로 5g의 하중이 작용한다고 가정하였다. 이 때 수직반력은 전방 스트럿에 300N, 후방 스트럿에는 240N이고, 수평력은 전방 스트럿에 90N 후방 스트럿에는 72N이 작용한다. 구간을 8개로 나누어 설계 변수값(굽힘강성, 두께, 너비)을 도출한 결과 Fig. 10과 Fig. 11과 같이 나타났다. 전방의 변위는 39.8mm이고, 후방의 변위는 40.2mm이고, 변형률은 Fig. 12와 같이 4000 ~ 4500 $\mu s$ 이며, 스키드 착륙장치의 설계가 최적화가 되었음을 알 수 있다.

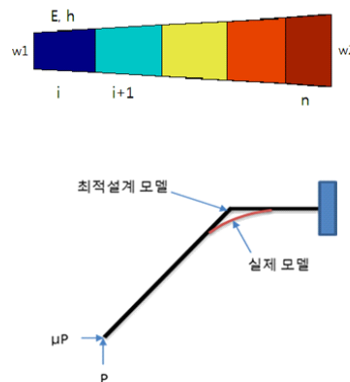


Fig. 7 최적설계 모델

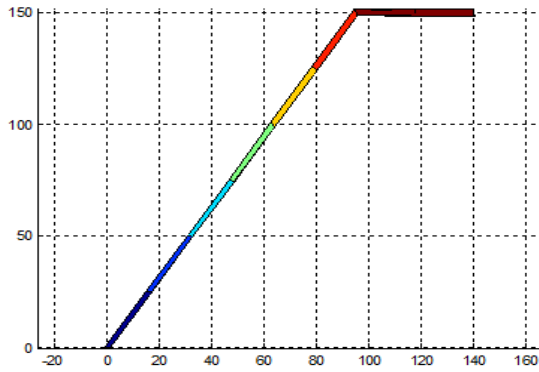


Fig. 8 반쪽 전방 착륙장치 모델

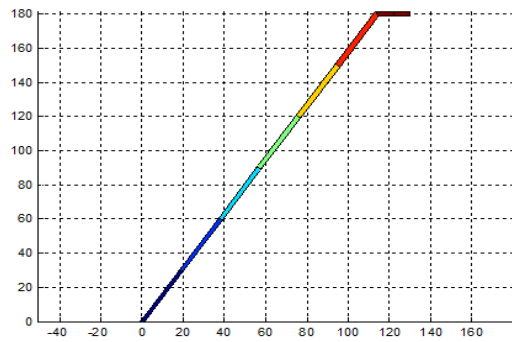


Fig. 9 반쪽 후방 착륙장치 모델

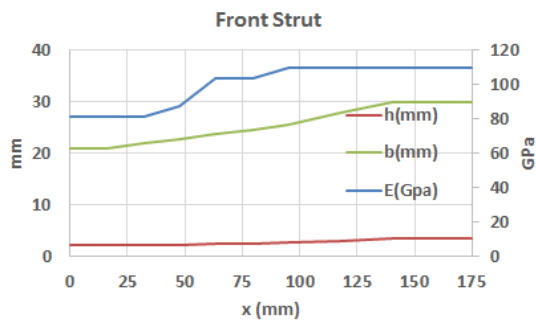


Fig. 10 전방 스트럿 최적설계값

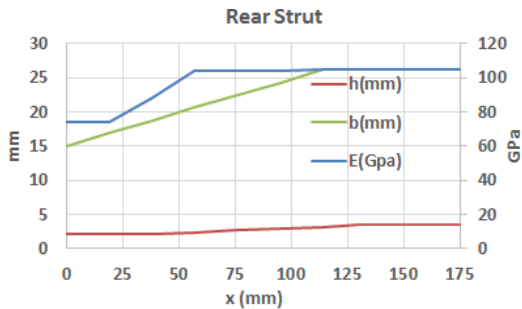


Fig. 11 후방 스트럿 최적설계값

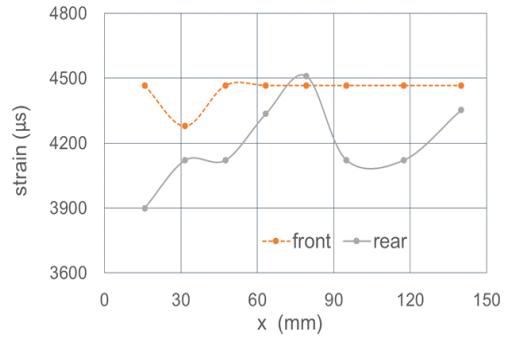


Fig. 12 스트럿 최적설계 변형률 분포

Figure 10, 11의 최적설계 스키드 착륙장치의 스트럿에 대해 최적설계안과 기존의 설계를 Table 3에서 비교하였다. 최적설계안은 기존의 설계안에 비해 무게는 약 61% 경감되었고, 강하속도는 3배 이상이 상승하였고, 변위는 10배가 증가되어 스키드 착륙장치가 충격에 잘 견디게 설계가 되었음을 알 수 있다.

Table 3 설계안 비교

	기존설계	최적설계
하중(g)	5	5
강하속도(m/sec)	0.41	1.3
변위(mm)	4	40
변형률( $\mu S$ )	1510	4500
굽힘강성(GPa)	73.5	73.8 ~ 110
두께(mm)	6	2.12 ~ 3.58
너비(mm)	16.7 ~ 30	15 ~ 30
무게(g)	305	120

### 5. 복합재료 스키드 착륙장치 설계

최적화 설계결과를 바탕으로 Table 1의 복합재료를 적용하여 Fig. 13과 Fig. 14와 같은 설계안이 도출되었다. 최적값에 비하여 강성의 변화는 거의 없으며, 끝단이 오히려 강성이 높은 결과를 가져왔다. Eq. 5를 적용하여 변위를 구한 결과 전방 스트럿의 변위는 39.3mm, 후방 스트럿의 변위는 41mm로 최적값과 매우 유사한 결과를 얻었다. 스트레인의 분포는 Fig. 15에 나타내었다.

스키드 착륙장치는 마찰력의 크기에 따라 변위와 응력이 달라지게 된다. Figure 16은 전방 스트럿의 설계값을 대해 마찰력의 변화에 따른 변위와 변형률을 나타낸 것이다. 여기서  $\delta_v$ ,  $\delta_h$ ,  $\epsilon_{max}$ 은 각각 수직, 수평 변위 및 최대 변형률을 의미한다. 마찰력은 스트럿에 작용하는 모멘트를 감소하는 방향으로 작용하기 때문에 마찰력이 존재함에 따라 변위는 줄어지고, 또한 변형률도 감소하게 된다. 본 연구에서는 마찰계수를 0.3으로 가정하였다. 만약 마찰계수가 0.5의 지면에서는 변위는 50% 이상 줄어들기 때문에 0.9 m/s 이하의 강하속도로 착륙을 해야 한다(Fig. 6 참조).

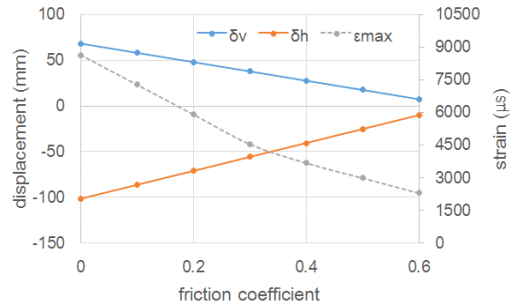


Fig. 16 마찰력에 따른 변위 및 변형률 변화

### 6. 결론

본 연구에서는 경량 수직이착륙 무인기의 스키드 착륙장치에 대해 변형과 강도를 살펴보았다. 착륙장치의 변형은 강성 및 변형에너지에 직접적으로 연관되는 결과로써 착륙시 발생하는 충격 에너지에 대한 흡수 성능을 정량화할 수 있는 대표적인 특성이라고 볼 수 있다. 또한 강도의 경우 적용된 복합재료의 설계 허용치 대비 변형률에 대한 구조 안전성을 평가할 수 있는 지표가 되기 때문에 최적설계의 결과로써 평가하였다.

착륙장치는 강하속도에 대해 충분한 변형이 발생하여 동체에 전달되는 하중 및 자체가 감당하는 하중을 줄여주어야 한다. 최적화 알고리즘을 적용하지 않을 경우 낮은 강성 및 강건한 강도를 동시에 만족하는 것은 쉽지가 않다. 마찰계수가 0.3인 조건에서 1.3 m/s의 강하속도로 착륙할 때 40mm의 변위가 발생하면서 5g의 하중을 받도록 설계하였다. 보이론(beam theory)과 유전자 알고리즘, 패턴찾기 알고리즘을 혼용하여 최적화를 수행하였다. 등방성 재질로는 강성과 강도를 동시에 만족하기가 어려웠으나, 강성의 변화를 갖도록 함으로써 최적의 스키드를 설계할 수 있었다. 복합재료를 적용하여 최적설계값을 만족하는 설계안을 도출하였으며, 기존의 스키드 착륙장치와 비교하였을 때 강하속도가 1.3 m/s로 착륙할 때 동체에 전달되는 하중은 자중의 15배에서 5배로 감소하며, 무게는 약 60% 절감되었다.

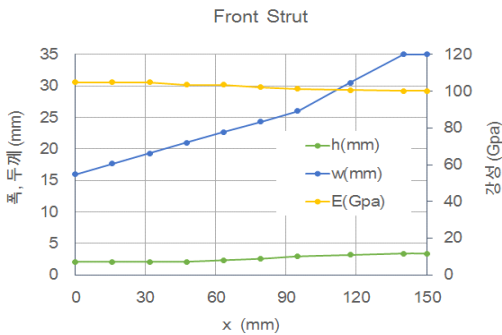


Fig. 13 전방 스트럿의 복합재료 설계값

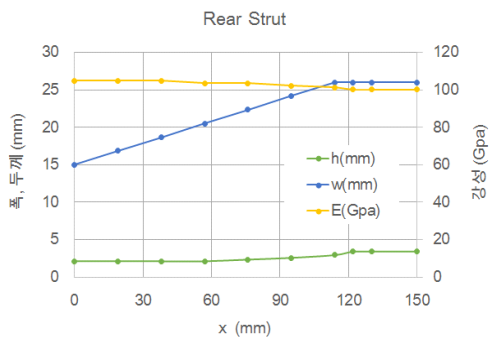


Fig. 14 후방 스트럿의 복합재료 설계값

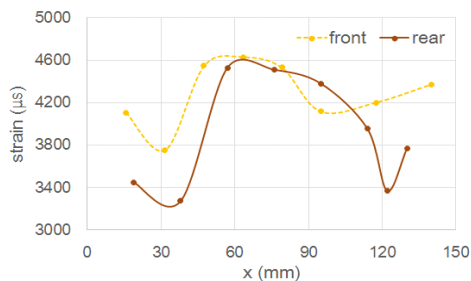


Fig. 15 복합재료 스트럿 변형률 분포



## 참 고 문 헌

- [1] Norman S. Currey, Landing Gear Design Handbook, Lockheed-Georgia Co., 1982
- [2] Norman S. Currey, Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices, AIAA Education Series, 2004
- [3] "FAR Part 23", Jan. 2008
- [4] 이정진, "탄성체 착륙장치 스트러트 사이징," 항공우주시스템공학회 춘계학술대회, 2013
- [5] 이정진, "탄성체 착륙장치의 Strut 사이징 Trade 연구," 한국항공우주학회 추계학술대회, 2013
- [6] Goldberg DE, Genetic algorithms in search, operation, and machine learning, Addison-Wesley Publishing Company Inc., Boston, 1989.
- [7] Kolda, Tamara G., Robert Michael Lewis, and Virginia Torczon. Optimization by direct search: new perspectives on some classical and modern methods, SIAM Review, 2003.

## 후 기

본 연구는 산업통상자원부 로봇산업융합핵심기술개발사업의 지원으로 수행되었습니다.

## 저 자 소 개



**이 정 진**

1988년 한국항공대 항공기계공학과 졸업. 1990년 한국과학기술원 석사. 2001년 동 대학원 박사. 1990년~현재 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심분야는 항공기 구조 설계, 복합재료 역학.



**김 명 준**

2009년 한국항공대 항공우주및기계공학과 졸업. 2011년 동 대학원 석사. 2011년~현재 한국항공대학교 항공우주및기계공학과 박사과정. 관심분야는 복합재료 구조 설계 및 해석.



**김 용 하**

2012년 한국항공대 항공우주및기계공학과 졸업. 2014년 동 대학원 석사. 2014년~현재 한국항공대학교 항공우주및기계공학과 박사과정. 관심분야는 복합재료 구조 최적설계.



**신 중 찬**

2015년 한국항공대 항공우주및기계공학과 졸업. 2015년~현재 한국항공대학교 항공우주및기계공학과 박사과정. 관심분야는 복합재료 구조 설계 및 해석.



**황 경 민**

2013년 한국항공대 항공우주및기계공학과 졸업. 2014년~현재 한국항공대학교 항공우주및기계공학과 석사과정. 관심분야는 복합재료 구조 설계 및 시험.