

## 외부충격 흡수를 위한 쿼드콥터의 보호 장치 개발

나영민\*, 박종규\*<sup>#</sup>, 이현석\*, 강태훈\*, 박태곤\*\*  
\*창원대학교 기계공학부, \*\*창원대학교 전기공학과

### Development of Protective Device for Quadcopter on Impact

Yeong-min Na\*, Jong-kyu Park\*<sup>#</sup>, Hyun-seok Lee\*, Tae-hun Kang\* and Tae-gone Park\*\*  
\*School of Mechanical Engineering, Changwon National UNIV., \*\*Dept. of Electrical Engineering,  
Changwon National UNIV.

(Received 12 January 2015; received in revised from 4 February 2015; accepted 6 February)

#### ABSTRACT

Recently, research and interests in pilotless and radio-controlled quadcopters have increased due to military, hobby, and air-photo applications. However, quadcopters are fragile and can very easily to break when they crash. Therefore, it is necessary to create a protective device such that these devices can protect the main board, motor, and propellers from outside impacts. In this paper, a protective device for a quadcopter is designed in the form of a circle to disperse shock. Also, a dropping and impact simulation was performed to verify that the quadcopter can be efficiently protected when using the proposed device, created with the commercial finite element software Solidworks.

**Key Words** : Protective device(보호장치), Quadcopter(쿼드콥터), Impulse(충격)

#### 1. 서 론

무인기란 사람이 타지 않고 무선전파를 이용하여 비행하는 비행기나 헬리콥터 같은 비행체를 일컫는다. 세계 2차 대전 당시에 고장 난 전투기나 비행기로부터 나온 부품을 이용하여 미사일 훈련 시 표적으로 이용하기 위해 사용된 것이 그 시초이다.

무인기 중에서도 프로펠러가 네 개 부착된 것을 쿼드콥터(Quadcopter)라고 부르며 방송분야에서 고급영상물 담기 위해 사용되고 다큐멘터리 또는

영화에서 카메라가 달린 쿼드콥터로 촬영하고 있다.

최근에는 이라크 군사작전에서 쿼드콥터를 이용하여 이라크 반군 공습에 활용된 바 있다. 또한 시가지 전투에서 적군감시 또는 미사일을 발사 할 수 있도록 하는 정찰기로써의 목적으로 사용되고 있다<sup>[1]</sup>.

이러한 쿼드콥터는 다양한 분야에서 활발히 사용되고 있지만 외부에서 가해지는 충격으로부터 기체를 보호 할 수 있는 장치가 없다. 그 때문에 추락 시 기체가 파손되어 재산 피해 및 영상기록의 손실이 야기된다. 쿼드콥터의 추락 원인 중 하나는 Cut-off 현상이 대표적이다. 이 현상은 쿼드콥터가 비행 할 때에 하나의 리튬 배터리에서 여러 개의 브러시리스 모터로 전압이 인가돼야 하나, 충족 전압을 인가시키지 못하는 것을 일컫는

# Corresponding Author : chong@changwon.ac.kr  
Tel: +82-55-213-3606, Fax: +82-55-275-0101

다. 이 현상이 발생하게 되면 하나의 모터에 전압이 인가되지 않아 비행 중에 추락하게 되어 기체의 파손이 발생하게 된다. 그리고 쿼드콥터의 경우 자이로센서를 이용하여 사용자가 3축을 기준으로 조종을 한다. 하지만 조종이 미숙한 초보자의 경우에는 스틱 조절에 따른 모터의 출력 조절이 원활히 이루어지지 않아 쿼드콥터가 예상치 못한 방향으로 비행되어 추락할 위험이 있다. 또한 쿼드콥터에 GPS의 위치를 입력하여 사람의 시야에서 보이지 않는 5 km 범위를 벗어난 거리까지 비행할 경우, 조종기의 제어가 불가능 하고 입력된 GPS의 방향으로만 비행을 하게 되므로 돌발적인 외부의 장애물을 고려하지 못하여 충돌이 발생할 수 있다.

위와 같은 재산 피해의 문제점이 제기되고 있지만 쿼드콥터를 포함한 모든 종류의 무인기는 추력이나 비행 방식에 대한 연구는 활발한 것에 비해, 비행의 주된 목적으로 사용되는 영상기록을 보호 할 수 있는 장치에 대한 연구는 전무하다. 또한 외부 장애물과 어느 방향으로 충돌하는지 예상할 수 없기 때문에 전 방향으로 파손을 예방할 수 있는 보호 장치에 대한 개발이 필요하다.

이에 본 논문에서는 쿼드콥터의 파손과 추락으로 인한 재산 피해 및 영상기록이 손실되는 문제점을 해결하기 위해 새로운 형상의 보호 장치를 제안하고자 한다. 즉, 프로펠러의 회전영역을 간섭하지 않는 새로운 형상과 함께 외부 최대 충격력의 감소가 가능한 새로운 구조의 보호 장치를 설계한다. 이를 이론적 분석과 더불어 충격시뮬레이션을 통해 충격량을 분석하고 최종적으로 실험을 통해 보호 장치의 실효성을 검증하게 된다.

## 2. 동작이론

본 보호 장치의 충격흡수 관련 이론은 충격 추의 자유낙하로 보호 장치의 중심에 충격을 가하는 것을 기준으로 하며, 이 때 충격속도는 자유낙하 운동 관계식을 이용하여 식 (1)을 사용한다<sup>[2,3]</sup>.

$$mgh = \frac{1}{2}mv^2, v = \sqrt{2gh} \quad (1)$$

본 시스템의 충격량은 완전비탄성충돌이라고 가정할 경우에 식 (2)와 같다.

$$\text{충격량} = \text{운동량의 변화량} \\ \int F dt = mv = m\sqrt{2gh} \quad (2)$$

위의 식 (2)에서 알 수 있듯이 충격량은 물체의 질량이 가장 큰 영향을 미치며 높이 또한 중요한 영향을 미침을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 물체의 중량을 최소화하는 재질을 선택하는 것이 중요한 설계인자로 볼 수 있다.

Fig. 1은 충격흡수 성능 시험에서 자유낙하로 충격추가 반발될 때까지의 힘과 시간을 나타내고 있다. (a)는 비탄성 충돌일 경우이며, (b)는 탄성 충돌일 때를 나타낸다. 곡선을 이루는 그래프의 면적이 충격량이며 운동량의 총 변화량과 같다<sup>[4]</sup>. 본 논문의 충격흡수 성능 실험은 Fig. 1-(a)인 비탄성충돌을 기준으로 한다.

시간  $t_i$  는 충격추가 보호 장치에 충격을 가하는 시점으로 시간  $t_i$  에서  $t_p$  의 정점까지 곡선 밑의 면적을 변형 충격량이라 하고, 전달충격력은 최대 정점까지의 운동량 변화량( $\Delta P_i$ )과 같다. 또, 시간  $t_p$  에서  $t_f$  까지 곡선 밑의 면적을 회복충격량이라 하고, 반발운동량 변화량( $\Delta P_f$ )과 같으며, 충격 추는 시간  $t_f$  에서 정지한다. 변형 충격량과 회복 충격량은 식 (3) 및 식 (4) 와 같이 쓸 수 있다<sup>[5]</sup>.

$$I_d = \int_{t_i}^{t_p} F \cdot dt = \Delta P_i \quad (3)$$

$$I_r = \int_{t_p}^{t_f} F \cdot dt = \Delta P_f \quad (4)$$

이 두 충격량의 비를 반발계수(e, coefficient of restitution)라 하고, 식 (5) 과 같이 나타내며, 초속도( $v_i$ ) 대비 종속도( $v_f$ )로 식 (6) 과 같이 나타낼 수 있다.

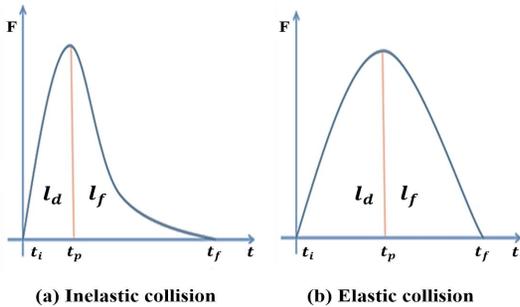


Fig. 1 Impulsive force graph of inelastic and elastic collision

$$e = \frac{I_r}{I_d} = \frac{\Delta P_f}{\Delta P_i} \quad (5)$$

$$e = v_f/v_i \quad (6)$$

### 3. 보호 장치 설계 및 제작

본 연구에서의 설계 및 해석은 모델링 및 유한 요소해석 프로그램인 Solidworks를 사용하였으며 보호 장치의 크기는 Table 1과 같고 Fig. 2는 보호 장치 전체의 설계를 나타낸다<sup>[6]</sup>. 주 재질은 열가소성 플라스틱인 Poly Lactic Acid(PLA)이며 물성치는 Table 2와 같다. PLA는 제작 당시의 온도에 따라 뒤틀림 등의 변형이 발생할 수 있으므로 23 ℃의 상온에서 제작되었다.

제작 방법으로는 설계 형상을 토대로 열가소성 플라스틱을 적층하여 설계에 따라 물체를 자유롭게 제작할 수 있는 Fused Deposition Manufacturing (FDM) 방식의 3D 프린터가 사용되었다. FDM 방식의 프린팅은 전단 응력에 취약하기 때문에 쿼드콥터가 낙하 하였을 때의 상황을 고려하여 지면과 평행하게 적층 면을 설정하였다.

Fig. 3과 같이, 이 보호 장치의 설계 시에 전 방향의 충격으로부터 쿼드콥터를 보호하기 위해 대칭구조로 설계하였다. 그리고 프로펠러의 회전영역을 고려하여 보호 장치의 링크를 연결하고, 반구형 보호대가 프로펠러에 간섭 되지 않도록 하였

다. 특히 외부의 충격을 분산시키기 위해 보호 장치의 끝 단을 반구형상으로 제작하였으며 반구 형상과 중심 간은 네 개의 링크로 지지된다. 각 링크는 다수의 파트로 연결됨에 따라 한 방향의 충격을 분산시킬 수 있는 효과를 볼 수 있다. 즉, 추락 시 발생하는 충격 에너지를 보호 장치가 모두 흡수하여 분해됨으로써 중앙부로 전달되는 에너지를 소모한다. 더불어 파트의 길이 조절이 가능하여 다양한 쿼드콥터의 형상에 맞게 설치할 수 있도록 하였다.

Table 1 Specification of protective device

Material	Size (w·d·h)	Mass
Poly Lactic Acid	1122·1122·30 mm	1000 g

Table 2 Properties of PLA

at 23 ℃	Tensile strength (MPa)	Flexural strength (MPa)	Flexural modulus (GPa)	Mass(kg)
Value	939	80	4	1



Fig. 2 3d model of quadcopter with protective device



Fig. 3 Fabricated protective device shape and interference check with quadcopter

## 4. 응력 및 충격 해석

### 4.1 응력 해석

메인보드가 위치한 쿼드콥터 중앙부에 보호 장치 유무에 따른 응력을 측정하기 위해, 충격낙하 해석을 실시하여 메인보드가 위치한 중앙부에서 링크까지의 구간을 응력 해석하였다<sup>[7]</sup>. 해석 시에 Table 3의 경계조건과 같이 보호 장치 장착 유무에 따라 충격에 수직한 방향으로 낙하를 실시하고, 낙하 높이는 보호 장치를 장착한 후 최대 비행 할 수 있는 3 m로 설정하였다. 그리고 서론에서 언급하였던 Cut-off 현상이 발생하게 되면, 일반적으로 쿼드콥터는 지상과 수평이 아닌 수직 방향으로 추락한다. 이러한, 상황을 고려하여 한쪽 방향으로의 낙하로 설정하고 해석을 실시하였다.

Fig. 4는 최대 충격 시의 중앙부 응력 분포 및 측정 지점을 나타내며 Fig. 5, 6은 보호 장치의 체결 유무에 따른 중앙부의 응력분포를 보여준다. 쿼드콥터는 핵심 부품인 자이로 센서와 영상기록 장치가 중앙부에 부착되므로 반드시 보호돼야 하는 부분이다. Fig. 5와 같이 보호 장치가 없는 경우, 중앙부와 몸체 끝 단 까지 전체적으로 100 MPa의 낙하 충격이 발생하였다. 이로 인해 충격면에서 발생한 에너지가 중앙부로 모두 전달된다는 것을 알 수 있다. 또한 해석에 적용된 재질인 알루미늄 1060 합금은 그 항복 강도가 약 28 MPa 이므로 발생 응력이 항복 강도를 상회한다. 그러나 Fig. 6의 경우, 최대 발생 응력이 1 MPa, 평균 응력 0.1 MPa로 나타났다. 이는 보호 장치가 없을 때와 비교하여 끝 단에서 전달되는 충격력이 중앙부 전달되기 전 보호 장치로 인하여 점차 발생응력이 감소됨을 알 수 있다. 또한 보호 장치 장착 유무에 따른 중앙부의 응력분포 비교를 Fig. 7에 나타냈다<sup>[8]</sup>.

Table 3 Simulation conditions

	Fall	$g(m/s^2)$	Height(m)	Mass(kg)
Without device	Vertical gravity	9.81	3	1
With device	Vertical gravity	9.81	3	2.1

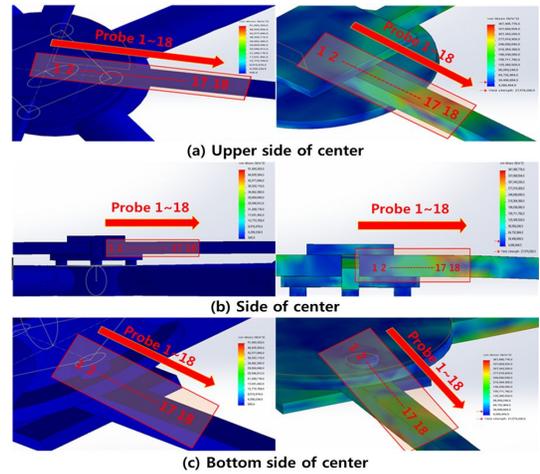


Fig. 4 Stress distributions of each part and measuring point

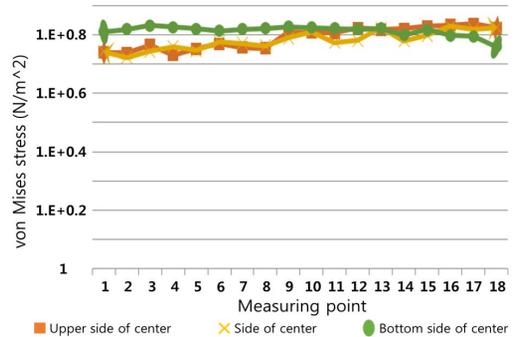


Fig. 5 Stresses of quadcopter without protective device

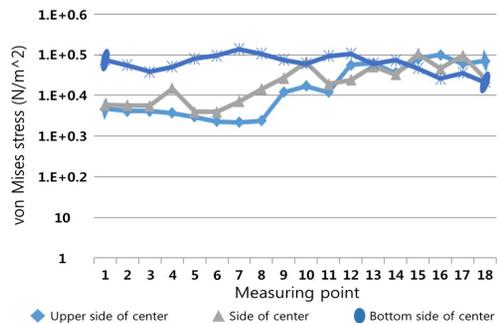


Fig. 6 Stresses of quadcopter with protective device

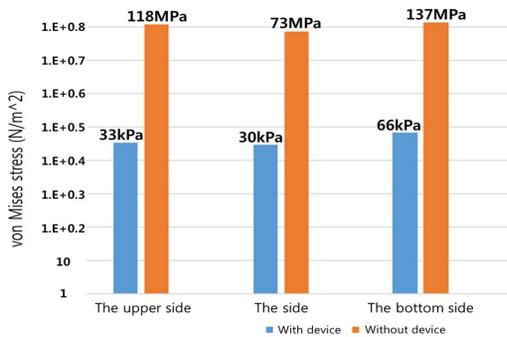


Fig. 7 Comparison of stress of each part

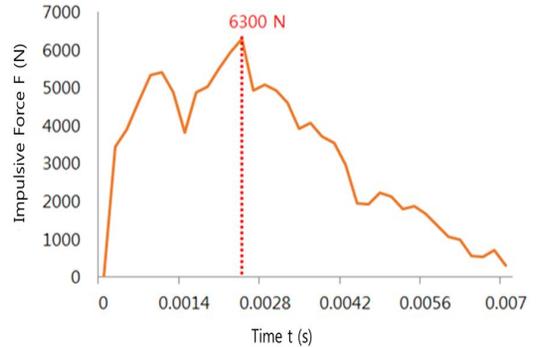


Fig. 8 Variation of impulsive force with time in simulation result

## 4.2 충격 해석

충격낙하 시뮬레이션의 결과를 확인 하였을 때 가장 응력을 많이 받는 곳은 반구형 기구로 확인 되었다. 그에 따라 낙하 조건으로 반구를 이루는 파트의 교차점과 충격면을 서로 수직하게 단일 노드에서 접촉되도록 설정하였다. 따라서 충격지점에서 시간에 따른 충격력을 도출하고자 von Mises 응력에 충격 면적을 곱하여 충격력을 계산하였다<sup>[9]</sup>. 식 (7)와 식 (8)을 사용하여 응력에 면적을 곱하고 충격력을 계산하였다.

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (7)$$

$$F = \sigma \cdot A \quad (8)$$

( $A = \pi r^2, r = 0.014 \text{ m}$ )

이에 따라 충격 해석을 통해 구한 실험적은  $0.0006 \text{ m}^2$ 으로  $0.0002 \text{ s}$ 간격으로 측정된 응력에 면적을 곱하여 시간에 따른 충격력의 그래프를 확인하였다. 최대 충격력을 갖는 지점은  $0.00024 \text{ s}$ 에서  $6300 \text{ N}$ 의 충격력을 받았으며, 이 점을 기준으로 직사각형을 이용한 넓이의 값을 구하는 방법으로 변형 충격량과 회복 충격량을 계산하였다. 그 결과, 각각  $11.7948 \text{ Ns}$ ,  $10.956 \text{ Ns}$ 로 계산 되었고, 두 충격량의 비를 통하여 반발계수를 계산하였을 때  $0.92$ 의 값을 가져 충격흡수율이  $8\%$ 임을 확인 하였다. Fig. 8은 시간에 따른 충격력의 변화량 그래프를 나타냈다.

## 5. 실험

충격 낙하 해석에서 최대로 응력 집중을 받은 반구형 기구의 충격 흡수 성능을 실험하기 위해 충격 흡수 시험 장치를 이용하였다<sup>[10]</sup>. 장치는 아래 Fig. 9와 같이 레일을 따라 충격 추가 중력가속도  $9.81 \text{ m/s}^2$ 으로 낙하하여 보호 장치가 위치한 부분에 충격을 가한다. 그 후 보호 장치 아래에 설치된 로드셀(U2AD12)에 하중이 가해져 시간에 따른 충격력의 그래프를 확인 할 수 있다<sup>[11]</sup>.

쿼드콥터의 경우 모터 출력에 따라 비행 높이가 가변적이다. 이에, 실제 충격 실험은 보호 장치를 장착한 쿼드콥터의 최대 비행 높이인  $3 \text{ m}$ 로 하였을 때, 충격낙하 해석의 위치에너지와 충격 추의 위치 에너지가 같다고 설정하였다. 따라서 충격 추의 낙하 높이를 추정하기 위해 다음과 같은 식을 사용하였다<sup>[12]</sup>. 식 (9)에서  $g$ 는 중력가속도를 뜻하며  $9.81 \text{ m/s}^2$ ,  $m_1$ 은 추의 질량으로  $3.6 \text{ kg}$ 이며  $m_2$ 는 쿼드콥터의 질량으로  $2.1 \text{ kg}$ 이고  $h_1$ 은 추의 낙하 높이,  $h_2$ 는 쿼드콥터의 비행 높이로  $3 \text{ m}$ 이다. 각 값을 대입하면 식 (10)과 같고 추의 낙하 높이를 계산하면 식 (11)과 같으므로 추의 낙하 높이는  $1.75 \text{ m}$ 로 설정하였다.

$$m_1 g h_1 = m_2 g h_2 \quad (9)$$

$$3.6 \text{ kg} \cdot h_1 = 2.1 \text{ kg} \cdot 3 \text{ m} \quad (10)$$

$$h_1 = 1.75 \text{ m} \quad (11)$$

실험 결과는 Fig. 10과 같고 최대 충격력 값을 가지며 종형 형태의 그래프가 확인되었다. 최대 충격력을 갖는 시간은 0.0024 s이고 이때의 최대 충격력은 5869 N이었다. 반발계수를 구하기 위해 최대 충격력을 갖는 시간을 기준으로 변형 충격량  $I_d$ 와 회복 충격량  $I_r$ 의 크기를 계산하였다. 이는 그래프에서 가로축을 0.0002 s단위로 규칙 분할하여 직사각형 넓이의 근사 값을 구하는 방법이다. 그 결과, 변형 충격량은 10.4856 Ns, 회복 충격량은 9.0554 Ns이었으며 이 두 충격량의 비인 반발계수는 0.86으로 계산되었다. Fig. 11은 충격량에 대한 이론, 해석, 실험값의 비교 결과를 보여준다. 충격량은 충격 면적과 충격을 받는 시간이 중요한 요소이므로 해석상에서 계산된 충격 면적 및 시간을 확인한 뒤, 보호 장치의 재질이 적용된 반발계수를 도출하여 그 성능을 계산한다. 그리고 해석에 이용된 조건과 동일하게 진행된 충격 실험을 통하여 도출된 실제 반발계수와 비교하였다. 본 그래프에서 알 수 있듯이 이론 및 해석과 실험값의 경향이 매우 유사함을 확인할 수 있다. 따라서 이론을 통한 보호 장치의 개념 설계가 가능하며, 특히 해석 결과는 실험결과와 유사한 경향을 가지고 있기 때문에 최적설계에 도움을 줄 수 있다. 결론적으로 본 충격 해석 및 실험을 통해 충격량을 최소화하여 쿼드콥터의 안정성을 증대시킬 수 있다. 즉, 이러한 설계를 바탕으로 본 연구에서는 쿼드콥터의 안정성을 확보하였다.

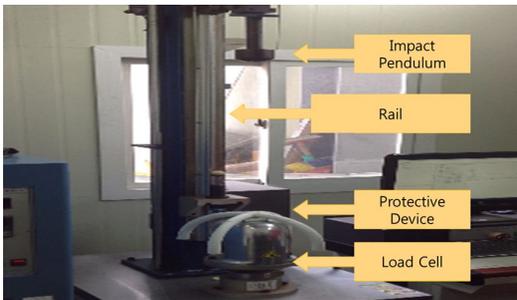


Fig. 9 Impulse experiment environment

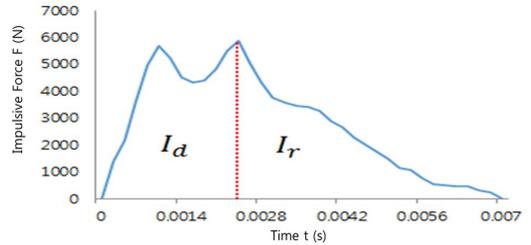


Fig. 10 Variation of impulsive force with time

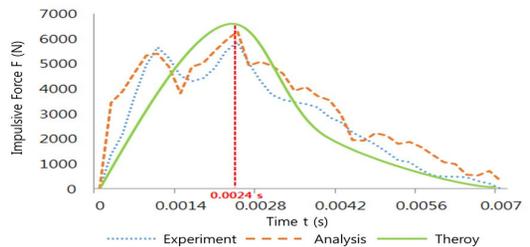


Fig. 11 Variation of impulsive force according to theory, analysis, and experiment

## 6. 결론

본 논문에서는 군사용, 농업용 및 운송용 분야에 활발히 사용되고 있는 쿼드콥터의 파손 방지를 위해 모든 방향으로부터 기체를 보호 할 수 있는 보호 장치를 연구하였다. 우선 현 기술의 단점과 쿼드콥터의 추락 시 발생하는 문제점을 파악하고, 상용 유한요소 해석 프로그램인 Solidworks를 이용하여 전 방향으로부터 가해지는 충격흡수 및 추락 시 최대 충격력을 감소시킬 수 있는 형상으로 설계하였다. 그리고 충격낙하 해석을 수행하여 추락 시 기체에 가해지는 응력과 충격량 그래프를 통해 충격흡수 성능을 유추하였다. 본 보호 장치를 FDM 방식의 3D프린터를 이용하여 제작하고, 추락 시 최대충격력이 발생하는 반구형 기구의 충격흡수 실험을 통해 보호 장치의 성능을 검증하였다.

해석과 실험 결과를 확인하였을 때, 보호 장치의 탄성소재와 각 링크 연결 부에 위치한 스프링이 충격량 대부분을 흡수하였다. 즉, 보호 장치를

장착한 경우 핵심 부품이 받는 응력의 크기가 미장착한 경우에 비해 작기 때문에 외부 충격으로부터 쿼드콥터를 보호하는 충격 흡수 장치의 성능을 확인하였다.

향후에는 쿼드콥터의 비행효율을 개선하기 위해서 더 가볍고 높은 강도를 가지고 있는 재료를 조사하여 기체의 비행 성능을 개선하고자 한다. 그리고 본 논문에서는 4개의 프로펠러를 가진 쿼드콥터를 기준으로 보호 장치를 제작하였으나, 쿼드콥터의 종류는 프로펠러의 개수에 따라 다양하게 나뉘지기 때문에 여러 종류의 쿼드콥터에도 적용할 수 있도록 분할 제작 및 조립에 대한 연구를 수행할 예정이다.

## 후 기

이 논문은 2014년 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임. (NO. 2011-0030058).

## REFERENCES

1. "Air raid of drone"(2014), [http://bbs.kbsec.co.kr/board/front/nboard\\_filedown.action?basePath=/upload/nboard/board/201404/&saveFileName=20140417075044259.pdf](http://bbs.kbsec.co.kr/board/front/nboard_filedown.action?basePath=/upload/nboard/board/201404/&saveFileName=20140417075044259.pdf)
2. Singiresu S, Rao, Mechanical Vibration, Addison-Wesley Publishing Company, pp. 16-38, 1995
3. "Work and energy, impulse and momentum." (2011), <http://phylab.yonsei.ac.kr/board.php?board=experiment&command=body>
4. Raymond A. Serway, John W. Jewett, Physics for scientists and engineers with Modern Physics, PrenticeHall, pp. 177-183, 2008
5. Robert T. Smith, Roland B. Minton, Calculus, McGraw-Hill, pp. 273-280, 2011
6. Jeon. J. S, Oh. B. k, Solidworks Simulation 2011, 대영사, pp. 188-194, 2011
7. Na. Y. M., 2012, Structural analysis of magazine gripper for multi-tasking machine tools, a bachelor's degree, Changwon National University, Republic of Korea.
8. TSNE, Introduction to Linear Finite Element Analysis and interpretation, TSNE, pp. 25-35, 2009
9. Beer Ferdinand P, Mechanics of Materials, McGraw-Hill, pp. 325-338
10. Kim. S. S., "General Physics Experiment", Bookshill, pp. 39-53, 2010
11. "Usage corresponding to the shape of the grid and the principle of the strain gauge."(2013), <http://tkawns4537.blog.me/70169354299>
12. Shin. U. C "A Study on the Shock Absorption Performance of the Safety Helmet using Coefficient of Restitution", Journal of the Korean Society of Safety, v. 27 no. 5, pp. 30-34, 2012