

## TRIZ 기법을 통한 휴대가 용이한 Drone 설계

김종형<sup>a</sup>, 김형직<sup>a</sup>, 정재남<sup>a</sup>, 장동휘<sup>b</sup>, 권혁동<sup>c\*</sup>

## Portable-size Drone Design Using TRIZ Method

Jong Hyeong Kim<sup>a</sup>, Hyung-jik Kim<sup>a</sup>, Jae Nam Jung<sup>a</sup>, Dong-hee Jang<sup>b</sup>, Hyuk-dong Kwon<sup>c\*</sup><sup>a</sup> School of Mechanical Design and Automation Engineering, Seoul National University of Science & Technology,  
232, Gongneung-ro, Nowon-gu, Seoul 01811, Korea<sup>b</sup> Graduate School of Mechanical Design and Robot Engineering, Seoul National University of Science & Technology,  
232, Gongneung-ro, Nowon-gu, Seoul 01811, Korea<sup>c</sup> Manufacturing Systems and Design Engineering Programme, Seoul National University of Science and Technology,  
232, Gongneung-ro, Nowon-gu, Seoul 01811, Korea

## ARTICLE INFO

## Article history:

Received	1	February	2017
Revised	12	April	2017
Accepted	14	April	2017

## Keywords:

Drone  
Quad copter  
Portable drone  
FEM  
Umbrella mechanism

## ABSTRACT

Various drones have extended application area very fast. In this paper, we define two contradictions in designing a portable-size drone by using TRIZ technique. The first is a physical contradiction between high rigidity and good portability, and the second is a technical contradiction between high stability and good portability. Through TRIZ technique, six design principles, which guide direction for optimal design, were driven. Consequently, an umbrella mechanism and design criteria were proposed for a portable-size drone. Detail design is verified through finite element method. Test results for the portable-size prototype drone show good performance, and prove its usefulness to be equivalent to a general full-size drone.

## 1. 서론

드론은 과거 군사용 무기의 목적으로 만들어졌지만 현재는 군사용뿐만 아니라 상업용으로까지 확대되어 사용되고 있다. 최근 소형 멀티로터는 탐색, 감시, 추적, 구조 등 다양한 민수분야에 응용되면서 급속한 성장을 이루었고 이러한 급속한 성장은 MEMS(micro electro-mechanical system) 기술을 기반으로 하는 관성 센서와 마이크로 컨트롤러, 그리고 무선 송수신 장치의 소형화 기술이 실현된 데 기인한다. 향후에는 교육 드론이나 스마트 홈 드론, 건강관리 드론 등 우리 주위에서 쉽게 볼 수 있는 드론이 기대된다<sup>[1,2]</sup>.

드론은 사용되는 분야와 목적에 맞게 Fig. 1과 같이 다양한 크기를 가지지만 설계 기술에는 많은 차이가 있다. 소형 드론은 작고 가벼워 휴대성이 좋은 장점을 보유하고 있지만 크기의 제한으로 인하여 배터리, 탑재 하중, 카메라 등 기능적 한계가 존재한다. 다양한 기능을 가지면서 착륙에 따른 충격을 흡수한 구조를 가져야 한다.

대형 드론의 경우 다양한 기능을 가질 수 있으며 장시간 비행이 가능하지만 큰 부피로 인하여 휴대가 불편하고 보관시 많은 부피를 차지한다. 기존의 휴대용 드론은 고정형, 접이형, 조립형으로 나누어진다. 고정형의 경우 실질적 부피가 크고, 프로펠러와 같은 요소

\* Corresponding author. Tel.: +82-2-970-6359

Fax: +82-2-974-8270

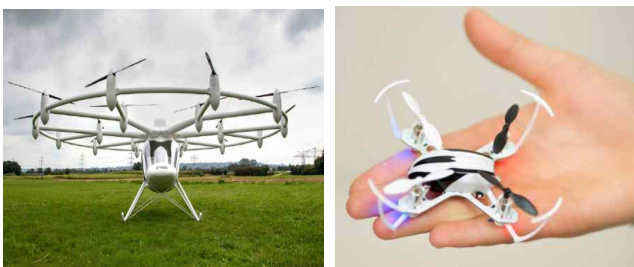
E-mail address: atom@seoultech.ac.kr (Hyuk-dong Kwon).

의 파손이 우려된다. 대형화로 갈수록 요소별 크기가 커져생기는 후대의 제약성이 발생하고 소형화의 경우, 후대 및 보관성은 뛰어나나 기능적 성능의 한계가 존재한다.

접이형 및 조립형은 완전한 고정과 조립이 되지 않았을 시 주행 성능의 문제, 사고 위험의 문제가 존재한다. 드론의 크기에 따라 각각의 설계적 모순이 존재하였으며 따라서 위의 모순점을 해결하기 위하여 TRIZ방법을 사용하여 해결하고자 한다.

TRIZ란 창의적 문제 해결 방법론으로서 1940년대 말 러시아의 특허심사관 Genrich S. Altshuller가 개발한 체계적인 방법론이다. TRIZ에는 모순, 자원, 이상해결책이라는 3요소가 있다. 발생하는 각 모순으로부터 모순행렬을 만들어 발명원리를 적용해 문제를 해결하는 과정이다. 모순행렬은 발생 가능한 39개의 모순들을 개선하려는 특성(Y축)과 악화되는 특성(X축)으로 배열해 39×39 행렬형태로 정의한 매트릭스이다. 각 행과 열에는 39가지의 공학적 변수가 위치해 있고 각각의 행과 열에 매칭되어있는 셀 안에는 Altshuller가 정의해 놓은 40가지 발명원리가 존재한다<sup>3)</sup>.

본 연구에서는 휴대용 드론의 설계에서의 설계 모순을 정의하고, TRIZ기법을 통하여 모순을 해결하는 설계의 방향성과 설계 기준을 마련하였다. 위의 기법에 따라 얻어진 방향성과 기준으로부터 휴대용 드론의 기구부와 구동 지지부에 대한 설계를 하였으며 유한요소법을 활용하여 기체의 안정성을 확인하였다. 안정성을 확인한 후, 프로토타입 제작을 통해 테스트를 진행하였고, 상용화 가능한 범위의 검증이 가능하였다.



(a) Huge Quad Copter (b) Small Quad Copter

Fig. 1 Various size of drones

## 2. TRIZ기법을 이용한 드론 시스템 설계

### 2.1 TRIZ를 이용한 문제 해결

TRIZ에서 모순이란 기술적 모순과 물리적 모순으로 구분 가능하다. 기술적 모순은 시스템의 한 속성 A를 개선하고자 할 때, 그 시스템의 다른 속성 B가 악화되는 상태를 의미하며 물리적 모순이란 시스템의 한 속성 A의 값이 높아야하지만 동시에 낮기도 해야 하는 상태, 또는 어떤 경우에는 속성 B가 있어야하지만 어떤 경우에는 없어야하는 상태 등을 의미한다.

본 연구의 경우 강성을 가지면서 휴대성을 보유해야 한다. 하지만, 강성이 높은 재질을 사용하면 무거워지고, 휴대성을 가지려면 제품의 크기가 작고 가벼워야 하는 설계의 모순이 발생한다. 즉 Fig. 2의 모순도와 같이 기술적 모순과 물리적 모순이 모두 나타남을 알 수 있다.

Fig. 2의 모순도로부터 Table 1과 같은 모순행렬을 작성했다. 본 연구의 모순점은 강도가 좋아졌을 때 무게가 늘어나는 점과 무게가 가벼워졌을 때 상대적으로 낮은 안정성이다. 따라서 모순행렬로부터 8행 2열에서의 (35:상태 변화, 10:미리 조치, 19:연속이 아니라 주기적으로, 14:곡선화하기)와 2행 13열에서의 (26:복사, 39:불활성 환경, 1:분할, 40:복합소재) 발명원리를 도출하였다.

### 2.2 설계의 방향성

Table 1의 모순행렬로부터 모순을 해결할 수 있는 설계 방향성을 Table 2에 설계원리(principle) 1~6까지를 만들었다.

(설계원리 1)은 “미리 조치하기( preliminary action)”이고 기존에 존재하는 편의성 및 보관성에 관한 여러 연구 조사를 참고하고 우리와 적합한 연구에 자세히 다루어보고자 한다.

(설계원리 2)는 “곡선화 하기(curvature increase)”이다. 드론을 휴대하기 위해 접거나 조립하는 기구 방식에 있어서 회전형 운동을 고려함으로써, 기존에 존재하는 휴대용 드론과 차별되는 색다른 방법에 대해 연구하고자 한다.

(설계원리 3)은 주행에 앞서 조립을 하거나, 기타 체결을 하는 시간을 최대한 줄이고 즉각적으로 드론의 펼침과 접힘을 위해 요구

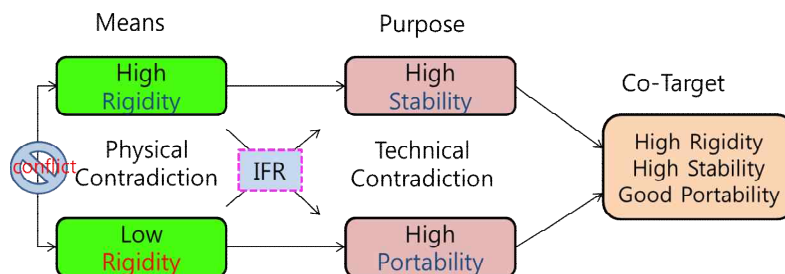


Fig. 2 Contradiction diagram

Table 1 Contradiction matrix

Worsening feature \ Improving feature		1	2	...	13	...	...	39
		Weight of moving object	Weight of stationary object	...	Stability	...	...	Productivity
1	Weight of moving object							
2	Weight of stationary object				26,39,1,40			
⋮	⋮							
8	Volume of stationary object		35,10,19,14					
⋮	⋮							
13	Stability							
⋮	⋮							
39	Productivity							

Table 2 Invention principle of used portable drone

Num	Principle	Characteristic
1	(10) Preliminary Action	Use pre-knowledge
2	(14) Curvature Increase	New shape
3	(19) Periodic Action	Simple action
4	(40) Composite Material	New strong property
5	(26) Copy	More simple and stable
6	(1) Segmentation	Make it easy

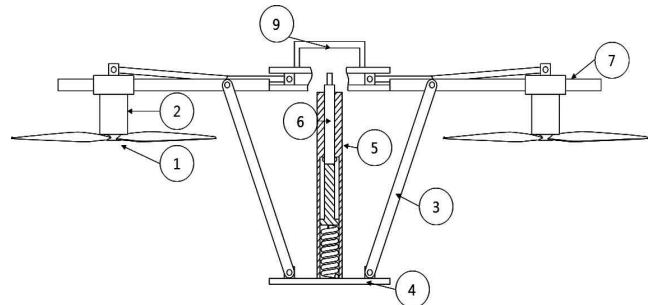


Fig. 3 Umbrella mechanism

된다. 이를 위해 모든 접힌 부분을 한 번의 간단한 동작으로 펼침을 진행하는 설계와 제대로 된 펼침이 진행되지 않았을 시 항공 구동이 불가능한 설계 문제 해결이 요구된다. 또한 서론에서 언급한 모순들을 보다 간편하고 빠르게 해결할 수 있는 방안을 마련하고 실험을 통하여 안정성을 검증하고자 한다.

**(설계원리 4)**는 “복합 소재(composite material) 사용”으로 강도가 높지만 가벼운 재질을 선택한 복합재료를 찾는 것을 목표로 한다. 이 원리는 본 연구에서 가장 중요한 문제이다. 주행에 필수적인 부분의 강도를 높이고 다른 부분의 무게를 균형 있게 맞추어 휴대와 항공 주행이 동시에 가능한 형태를 만들고자 한다.

**(설계원리 5)**는 “복사(copy)”로 앞의 모순들에 대해 여러 실험을 통하여 해결하고 최종적으로 프로토타입을 제작하여 안정성과 실용성을 검증하고자 한다.

**(설계원리 6)**은 “분할(segmentation)”로 다른 제품들을 세분화해보고 분석하는 것이다. 위의 설계원리 1~5에 모두 포함 된 내용이다.

### 2.3 우산 메커니즘 선정

“설계원리 1”에 근거하여 편의성 및 보관성에 관한 여러 연구에

대해 알아보았다. 기존 휴대를 위한 여러 가지 연구를 살펴보았을 때, 우산의 작동 메커니즘을 설명한 휴대용 우산 연구<sup>[4]</sup>, 화재 지역에서의 빠른 진입을 위해 동력을 사용하지 않고 압축공기 시스템을 사용한 포터블 소화 장비 연구<sup>[5]</sup>, 프레임의 회전을 잠그고 푸는 기능을 위해 힌지 메커니즘을 사용한 접이식 자전거 연구<sup>[6]</sup>가 대표적으로 존재한다.

“설계원리 2”에서 가장 우선적으로 고려해야 할 점은 휴대를 위해 접고 펴는 동작에서의 안정성이다. “설계원리 2”에 근거하여, 휴대를 위하여 접고 펴는 다양한 작동 원리들을 살펴보면, 우산 기구 메커니즘이 회전형 운동 요소가 있는 안정적 방식이라고 할 수 있다.

“설계원리 3” 관점에서에서도 기존 휴대용 드론보다 간편하고 빠르게 사용할 수 있는 기구 메커니즘 역시 우산에 관한 연구였음을 알 수 있다. 우산 메커니즘은 휴대성과 보관성이 매우 우수하면서도, 강성 대비 무게가 가벼운 장점이 있으나, 이를 드론에 적용할 경우 강성에 문제가 생긴다. 드론은 모터, 배터리 등을 탑재하여야 하며, 착륙 때에 생길 수 있는 충격에 대해서 대응할 수 있는 강성을 가져야 한다. 본 연구에서는 이러한 점들을 고려하여 Fig. 3과

**Table 3 Requirement for design**

The terms desired	
Portability	When carrying, not be obstructed shape or case requirement
	When changing portability mode to driving mode, must need short changing time
Storage	Volume of storage mode must be less than 70% of volume of driving mode
	If it is kept in any direction, must no damage and deformation

같은 우산 메커니즘을 응용한 휴대용 드론의 개념 설계를 제안하였다.

Table 3은 설계 요구 조건을 제시하였다. 요구 조건으로 설정된 휴대성은 사용자가 직접 운반하고자 할 때, 불편함이 발생하지 않는 것을 우선으로 제시하였다. 또한, 보관성은 창고, 선반 등 드론을 보관할 시 공간을 차지하는 비율과, 드론 요소의 파손에 대한 보호를 우선으로 제시하였다. 이러한 요구조건을 바탕으로 무게 및 부피에 대한 초기설정을 하였으며 이는 Fig. 4와 같다. 크기 설정은 일반 생수병 및 텀블러정도이며 무게 설정은 노트북정도이다.

### 3. 휴대용 드론의 상세 설계

“설계원리 4”에서 강도가 높지만 가벼운 재질을 선택하는 것은 본 연구의 모순점을 해결하는 데 매우 중요하다.

우산 메커니즘이 적용된 휴대용 드론은 다양한 기구부를 바탕으로 시스템이 구성된다. 이러한 점에 있어서 요구되는 조건은 항공 구동시의 안정성과 내구성이다. 안정성과 내구성이 뒷받침되지 못하는 설계는 뛰어난 휴대성을 보유하더라도, 드론 본연의 역할을 수행하지 못하기 때문에 설계상의 모순이 생긴다.

또한 높은 안전계수 설정을 위해 튼튼하고 무거운 재질을 사용 시 주행성능이 떨어질 뿐만 아니라, 구동 자체를 못하는 설계상의 모순이 발생한다.

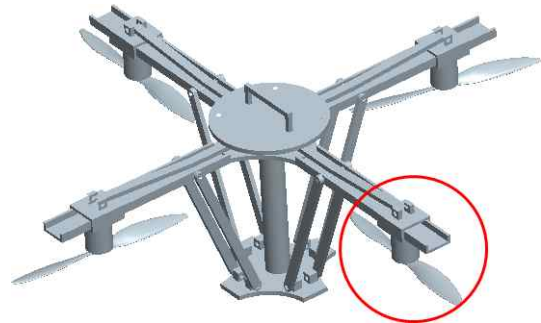
설계상의 모순을 해결하기 위해서, 구동부가 되는 모터 체결부위의 적합한 형상과 재질을 제시하고, 유한요소해석을 통해 이를 검증하고자 한다. 또한 변형되는 과정에서 발생할 수 있는 파단요소를 사전에 파악하고 이를 보강하는 것은 중요한 요소이다. 따라서 변형과정 상 발생할 수 있는 응력분포를 유한요소해석 기법을 통해 파악하고 이를 보강하는 설계를 진행하고자 한다.

#### 3.1 우산 메커니즘 기구부 설계

앞서 언급한 초기 설정을 바탕으로 우산 메커니즘이 적용된 쿼드 로터형 드론에 관한 기구부 설계를 진행하였다. 설계에 사용된 tool



**Fig. 4 Initial setting about weight and volume**



**Fig. 5 Dynamic supporter**

은 3D Modeller Pro-Engineering이다. 우산 메커니즘을 기존 우산과는 다르게 윗면을 누름과 당김으로써 적용하여 접힘과 펼침 기능을 매우 간단하게 수행 가능하도록 하였다.

세부적으로 살펴보면, 이러한 형상은 모터와 프로펠러가 본체 안으로 들어감으로서 보호되고 항공 구동 시 밖으로 나와 구동을 수행한다. 이에 있어서, 모터의 위치가 고정되었을 시 본체의 높이가 보다 길어지게 되므로 이를 방지하기 위해 sliding guard 메커니즘을 적용하였다. slide 구조 없이 펼쳤을 시, 회전 운동 링크에 의해 프로펠러의 제약이 발생했으며 slide 구조를 통해 제약된 길이만큼 더 밀어줌으로써 기능을 구현할 수 있었다. 이러한 점은 앞서 제시한 휴대성을 만족하는 해결안이다.

또한 보관 상태의 부피가 구동 상태 부피 대비 약 53%의 부피를 보유하고 있으며, 케이스 역할을 병행하는 몸체로 인하여 어떤 방향으로 보관하여도 파손 및 변형이 없으므로 보관성이 좋은 구조이다.

마지막으로, 각 링크 부위가 항공 구동부를 단단히 지지하여 안정적인 항공 주행, 이륙 및 착륙 기능을 수행가능하며, 별도의 랜딩 기어 없이 몸체의 아래 부분을 통해 안정적 랜딩이 가능하다. 더 나아가서 아래 부분에 카메라와 같은 부가적인 기능 모듈의 제작을 통해 넓은 범위의 사용이 가능하게 하였다. 이와 같은 개념형상을 아래의 Fig. 5을 통해 나타내었다.

#### 3.2 구동 지지부 해석 모델링 및 경계 조건

여러 드론의 요소들 중 가장 중요 시 판단되는 요소는 Fig. 3의 7번과 같은 구동 지지부이다. 이는 Fig. 5와 같이 드론의 항공구동



을 위해 필수적이며 항공주행의 성능을 결정할 수 있는 부분이기 때문이다. 모터의 진동이나, 모터의 추력에 대해 적절한 강성을 가지지 못하면 파단이 발생하는 중요한 부품이다.

본 연구에서는 “설계원리 4”에 따라 구동 지지부의 강성과 무게가 적절한 재질과 형상을 설정하고 이를 검증하고자 한다. 구동 지지부는 주행에 직접적인 영향을 미치는 중요한 부품이다. 만약 구동 지지부의 처짐이 발생하면 로터 유동 방향이 변화되고 이는 항공 주행을 불안하게 하는 원인이 된다. 가장 이상적인 설계는 처짐량이 0 mm가 되는 재질의 선정이지만, 이는 현실적으로 불가능하다. 또한, 접고 펴는 우산메커니즘을 정확하게 수행하기 위해서는 5 mm 이하의 처짐이 요구되는데, 이는 5 mm 이상의 처짐은 접고 펴는 동작 시에 프레임과 간섭이 발생하기 때문이다.

구동 지지부의 중량은 주행시간 등의 성능을 결정하는 중요한 요인이며 이를 개념 모델링을 통해 부피를 측정하고 무게 200 g를 가져야한다. 따라서 해석에서 요구되는 강성은 처짐량 5 mm 이하의 조건을 만족하는 재질이다. 이러한 처짐량은 모터가 추력을 발생하게 되면 기존의 다양한 드론의 프레임이 가지는 처짐량이 10 mm 이하인 것을 바탕으로 설정하였다.

이러한 점을 고려한 최종적인 구동 지지부의 상세 외형은 Fig. 6과 같으며, 이는 접고 펴는 동작 시에 모터의 슬라이딩을 위한 필수적 공간만을 유지하기 위한 형상이다.

본 연구에서 검증을 위해 사용된 전산 도구는 Ansys 15. Workbench이다. 검증 해석에 사용된 노드의 개수는 726,497개이

고 510,892개의 요소로 해석을 진행하였다. 무게의 제한 조건을 고려하면 최소한 밀도는  $\rho = 1,500 \text{ kg/m}^3$  이하의 재질로 선정되어야 한다. Table 5에 각 재질에 대한 물성치를 나타내고 있다.

### 3.3 구동 지지부 해석 결과

본 해석은 응력이 가장 크게 발생될 것이라 생각되는 지점인 구동부에서 강성을 파악하고 Fig. 7의 모델에 적용할 수 있는 최적의 강성을 나타낼 수 있는 재질을 선정하기 위하여 진행하였다.

위의 모델을 해석 하였을 때, 5 mm 이하의 처짐량을 확인하기 위해 다음과 같은 경계조건을 바탕으로 유한요소해석을 진행하였다. 다양한 재질 분석을 통하여 최적의 조건을 만족하였다. 해석의 경계조건으로는 구동부가 지지되는 부위를 고정조건을 주었고, 중심으로부터 80 mm에 위치한 모터가 항공구동에 필요한 100 N의 힘을 위쪽 방향으로 가하는 조건으로 설정되었다. Fig. 8은 이러한 경계조건이 설정되는 지점을 나타내었다.

해석결과 처짐량과 응력분포는 Fig. 9와 Fig. 10 그리고 Table 6에 나타내었다. 그 결과 선정된 재질 중 가장 가벼운 폴리프로필렌(PP)의 경우 11.608 mm의 처짐량과 최대응력 11.563 Mpa를 가졌다. 하지만 이는 요구하였던 처짐량 5 mm을 벗어나는 값이므로 재질의 항복/파단 응력 내의 범위 내의 응력 분포라고 할지라도

Table 5 Material property

Material	Tensile strength (Mpa)	Elasticity modulus (Gpa)	Density (kg/m <sup>3</sup> )
Poly propylene (PP)	33.1	1.34	910
Poly oxy methylene (POM-C)	65.5	2.76	1410

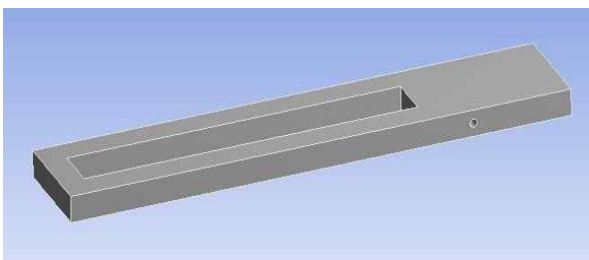


Fig. 6 Model for analysis

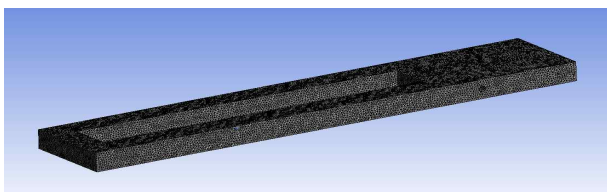


Fig. 7 Model of mesh

Table 4 Mesh/elements

	Numbers
Nodes	726,497
Elements	510,892

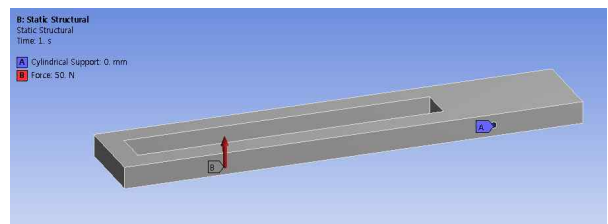


Fig. 8 Boundary condition

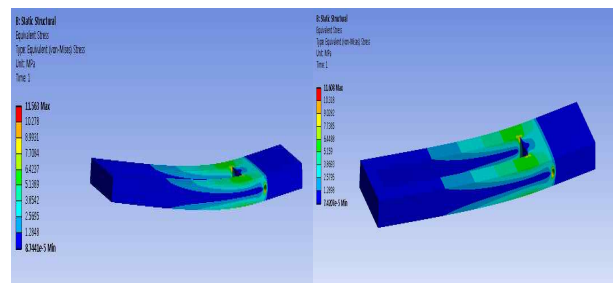


Fig. 9 PP (poly-propylene) analysis

항공주행에 적합하지 않다고 판단된다.

반면 폴리옥시메틸렌(POM-C)의 재질의 경우 처짐량 4.0088 mm과 최대응력 11.563 Mpa를 가지고 있고, 이러한 처짐량은 요구하였던 처짐량 5 mm 이하의 값이므로 항공 주행에 적합한 재질임을 알 수 있다. 그리고 폴리에틸렌(PE)의 재질의 경우 10.603 mm의 처짐량과 최대응력 11.563 Mpa를 가지므로 밀도가 낮아 가벼운 재질이지만, 요구 처짐량 이상의 처짐량을 가지고 있어, 적합하지 않다고 판단한다. 따라서 구동 지지부로 가장 적합한 재질은 POM-C의 재질이며, 구동부 뿐만 아니라 전체 형상에서도 안정성을 위해 POM-C의 재질을 사용하였다.

3.4 변형과정 해석 모델 및 해석 조건

변형 상 발생할 수 있는 파괴를 사전에 예방하기위해 본 해석은 필수적이라고 판단한다. 우선 변형과정을 간략하게 도식화하면

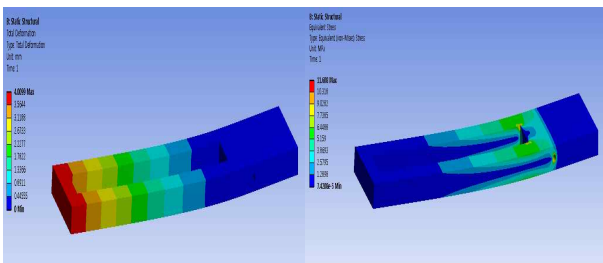


Fig. 10 POM-C (poly-oxy-methylene) analysis

Table 6 Comparison of stress and deformation

Material	Deformation (mm)	Equivalent stress (Mpa)
Poly propylene	11.608	11.563
Poly oxy methylene	4.0099	11.563

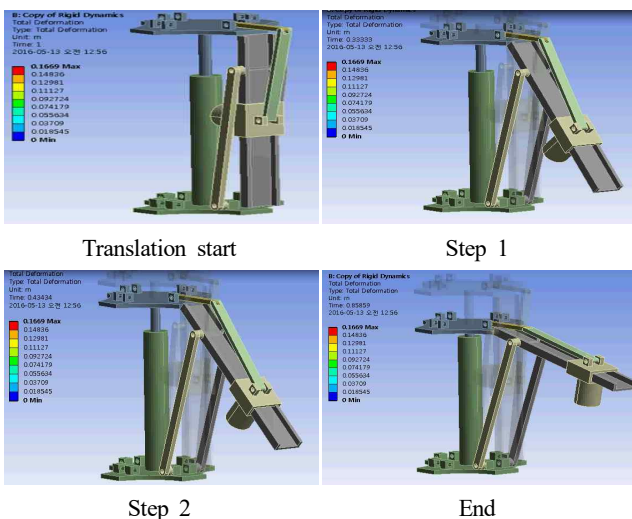


Fig. 11 Transforming process

Fig. 11과 같이 나타낼 수 있으며 1) 하단을 지면 또는 다른 수단을 통해 고정시킨 후 상단에 50 N의 응력을 지지방향으로 가하며 펼침이 진행된다. 그리고 2) 하단을 지면 또는 다른 수단을 통해 고정시킨 후 지지 반대방향으로 응력을 가하며 접힘이 진행된다. 또한, 해석 시간 단축을 위해 적용된 모델은 원래 모델의 1/4에 해당하는 부분만 진행하였다.

3.5. 변형과정 해석 결과

본 연구의 대상이 되는 변형과정 상의 전체 형상은, 변형량과 응력 분포도를 확인하기 위해 진행하였다. 해석의 경계조건으로는 각 조인트를 설정하고, 밀면을 지지 후 상단부에 50 N의 힘을 가하는 것으로 설정하였다.

해석결과 처짐량과 응력분포는 Fig. 12 그리고 Table 7에 나타내었다. 그 결과 응력분포가 가장 많이 발생하는 부분은 힌지부위 그리고 구동 지지부와 링크가 연결되는 부위이며 이는 각각 1.113 Mpa와 1.124 Mpa로 나타났다. 이는 재질의 항복응력을 벗어나는 값은 아니지만 낙하 시 충격, 진동으로 인한 응력집중 등의 요인을 고려하기 위해 보강설계가 요구된다. 이를 보강하기 위해 구동 지지부와 링크 연결 부위에는 베어링 설계를 힌지 부위는 보다 높은 안정계수를 가지는 힌지 선정을 통하여 보강설계를 진행하였다.

4. 모델 제작 및 실험

4.1 기구물 형상

앞선 설계를 바탕으로 “설계원리 5(복사)”를 적용하여 반결정형 코폴리머인 폴리옥시메틸렌(POM-C) 재질과 폴리프로필렌(PP) 재질의 부분적 혼합을 통해 프로토타입을 Fig. 13과 Table 8과 같이 제작하였다. 접기-펴기 과정에서 Table 8에서 40% 이상의 실질 차지 부피를 감소 할 수 있었다. 이는 Table 3에서의 보관성의 요구 조건을 만족함을 알 수 있다.

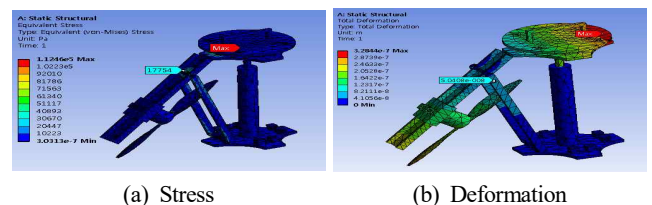


Fig. 12 Comparison of stress and deformation

Table 7 Comparison of stress and deformation

	Stress (Mpa)	Deformation (mm)
Min	3.0313e-7	0
Max	1.124	3.2844

우산 메커니즘을 구현하기 위한 고려 사항은 눌렀을 시 펼쳐진 형태를 유지하기 위한 고정 방안이 필요했으며, 사용 후 다시 한번 눌렀을 시 원위치하여 접히는 메커니즘이 필요하였다. 이에 따라 두 가지 방안을 모두 만족하는 기구가 필요적 요소였으며 본 연구에서는 경첩과 볼 잠금 핀, 스프링을 이용하여 구현할 수 있었다. 볼 잠금 핀은 잠금 스위치를 눌렀을 시, 볼이 안으로 접히는 구동 방식으로 시스템 고정 및 원터치 버튼을 통한 기능 구현이 가능하였다.

#### 4.2 추력 계산 및 모터 선정

본 연구의 허용 무게는 POM-C 재질로 가공한 1,500 g의 프레임과 500 g의 탑재 하중을 포함하여 약 2 kg이다. 또한 앞의 Fig. 3을 통하여 프로펠러는 8인치로 설정하였다. 이러한 가정 조건을 바탕으로 추력을 계산하였고 추력식은 다음과 같다<sup>[7]</sup>.

$$T_s = \frac{C_t}{C_p} \times \frac{746b(hp)}{nD} \quad (1)$$

$$C_p = \frac{p}{\rho n^3 D^5} \quad (2)$$



Fig. 13 Prototype

Table 8 Drone spec

Size	Driving mode : 300×300×150 mm, Storage mode : 150×150×300 mm
Weight	1,500 g
Payload	600 g
Driving time	20 min (Non-payload)
Driving velocity	20 m/s
Battery	Lipo 14.8 V 1,100 mA

Table 9 Motor spec

Name	T-Motor MT 2216-13
Dimension	φ27.8×34 mm
Battery config	4 Lipo cells
Weight	75 g
Max current	25 A
Max power	380 W
Rating	1100 KV

여기서  $C_t$ 와  $C_p$ 는 각각 추력계수와 파워계수이며  $\rho$ 는 공기 밀도,  $D$ 는 프로펠러 직경,  $n$ 은 초당 회전수이다. 계산 결과 개별 추력은 대략 700g이었다.

모터를 선정하기 위하여 8인치 프로펠러에 적합하며 1,100 kv 이하의 모터가 요구되었다. 요구 조건에서 가장 높은 추력을 가지고 안정적이라 판단되는 T-Motor MT 2216-13의 모터를 선정하였으며 스펙은 Table 9과 같다.

#### 4.3 주행 테스트

항공 주행테스트를 위한 로봇의 제어부는 아두이노 기반의 제어를 통해 항공 구동하며, 자이로 센서, 가속도계 센서, 지자기 센서 그리고 GPS 센서의 데이터 송수신이 진행된다.

센서는 비행 시 수평을 잡을 수 있는 자이로 센서와 속도를 측정할 수 있는 가속도 센서가 로봇 몸체 중심에 설치되어 있다. 비행 제어는 무선 조종기 및 노트북을 통한 조종이 가능하다. 또한, 또한, 자율주행모드가 있어서 사용자가 지정한 경로를 인식하여 자율주행이 가능하다. 항공 주행 시험은 지상으로부터 10 m 이상으로 띄워 진행하였다. 신호의 오류 등과 같은 불시착, 즉 10 m 이하에서 자유낙하가 발생하여 지면과 충돌하게 되어도 질량이 작아서 큰 힘을 받지 않았고, 강인한 설계로 인해 파괴가 발생하는 부분 및 이상이 생기는 부분이 발생하지 않았다. 이러한 자유 낙하 실험은 재료의 피로 파괴를 고려하여 약 10회 진행하였으며, 약 8~9회에서 프레임에 일부 균열이 발생하는 것을 확인 가능하였다.

### 5. 결론

본 연구에서는 현재 휴대용 드론이 가지고 있는 모순을 해결하고자 TRIZ기법을 사용하였다. TRIZ기법에 따라 모순행렬로부터 6가지의 설계원리를 도출하였으며 각각의 특징에 따라 설계의 방향성을 제시하였고 설계 기준을 정의할 수 있었다. 정의된 설계기준을 바탕으로 휴대용 드론에 적용하여 우산메커니즘을 선정하였고 유한요소기법을 통하여 설계를 검증하였다.

결론적으로 기존 휴대용 드론의 접기-펼치기 기능을 연구하고 분석한 결과, 총 무게 2 kg 이하이고 높이 210 mm의 사람이 들고 다니기에 불편함이 없으며 대략 15분정도 비행이 가능한, 원터치 방식의 휴대용 드론을 개발하였다. 접이식 우산 메커니즘을 적용한 드론을 실제로 프로토타입을 제작하여 실제 비행을 통하여 검증하였다.

추후 간편한 충전 시스템을 개발하거나 기존의 핸드폰 보조 배터리를 겸용으로 사용하도록 하여 사용 시간을 연장시키고, 핸드폰을 이용한 조정 기능이 보완된다면, 본 연구 결과는 개인용 휴대 드론으로 발전할 것으로 기대한다.

## 후 기

이 연구는 서울과학기술대학교 교내연구비의 지원으로 수행되었습니다.

## References

- [1] Kang, Y. T., 2016, Improved Modeling and Speed Control for Quadcopter Flying Robots with Rotor Drag Consideration, A Thesis for a Doctorate, Sejong University, Republic of Korea.
- [2] Jung, J. H., 2015, Development Situation and Henceforth Market Prospect of Drone, Korea optical Industrial Association, 158 40-47.
- [3] Lim, C. G, Yoon, B.Y., 2016, Development of Technology Development Process by using Bbiomimicry based TRIZ Contradiction Matrix, A Thesis for a Doctorate, Dongguk University, Republic of Korea.
- [4] Tayebi, S. K., 2013, Umbrella Mechanism and Methods of Use, US Patent: 8733378.
- [5] Heo, G. S, Kim, Y. S., 2009, A Study on the Portable Digestion Equipment Development, Proc. of the Korean Institute of Fire Science & Engineering Autumn Conference, 83-92.
- [6] Hyeong, J. H., Kim, S.Y., Roh, J. R., Chung, K. R., 2014, Analysing the Clamping force by Clamping Mechanism of Folding Bicycle, Proceedings of KSME, 3276-3279.
- [7] Jang, D. H, Ko, H. J, Kim, J. H., 2015, Design of Fusion Platform Robot for Ground and Aerial Reconnaissance, KSMTE 24:6 718-723.