

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(9), 774-781(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.9.774

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

쿼드콥터형 드론에 설치된 가스총 결합유닛의 개발

전준하*, 강기준*, 권현진**, 장세명***, 정재복****, 백재구*****

Development of the Connection Unit with a Gas Gun
Installed in a Quadcopter-type DroneJunha Jeon*, Ki-Jun Kang*, Hyun-Jin Kwon**, Se-Myong Chang***, Jae-Bok Jeong****
and Jae-Gu Baek*****

Department of Construction Machinery Engineering, Kunsan National University*

Department of Mechanical Engineering, Kunsan National University**

School of Mechanical Convergence System Engineering, Kunsan National University***

Maple Tech., Inc.****, Neo Mobile Technology, Inc.*****

ABSTRACT

In this investigation, a gas gun is proposed driven by carbon dioxide gas and installed on a quadcopter-type small unmanned drone for the purpose of cattle vaccination, and we developed a launcher and its connection unit. The system consists of a commercial drone, a gas gun, a solenoid valve, and the remote communication controller, etc. The velocity of launched projectile is measured, and the full system is finally validated through ground test and flight examination loaded for the real aircraft. The feasibility is checked if this technology is applicable to various disease abatement and hazard mitigation in the fields of agriculture and fire-fighting with the present research and development.

초 록

본 연구에서는 쿼드콥터형 소형 무인 드론에 이산화탄소를 작동 기체로 하는 가스총을 설치하여 가축 방역에 응용할 수 있는 발사체 및 결합 유닛을 개발하였다. 시스템은 상용 드론과 가스총, 솔레노이드 밸브, 무선 통신 제어기 등으로 구성된다. 발사된 탄환의 속도를 측정하고, 지상 시험, 실제 비행체에의 탑재 시험 등을 거쳐 최종 검증하였다. 본 연구 개발을 통하여 농업, 소방 등의 다양한 방역 및 방재 분야에 발사체 기술을 적용할 수 있는 가능성을 확인하였다.

Key Words : Quadcopter(쿼드콥터), Gas Gun(가스총), Drone(드론), Connection Unit(결합 유닛)

1. 서 론

드론(Drone) 또는 무인항공체계(Unmanned

Aerial Vehicle, UAV)는 초기 개발 당시 군사용 목적으로 연구 개발이 진행되었다. 그러나 최근 관련 기술의 발달에 따른 가격 하락과, 오픈소스

† Received : January 16, 2018 Revised : August 2, 2018 Accepted : August 22, 2018

*** Corresponding author, E-mail : smchang@kunsan.ac.kr

의 공개 등의 이유로 드론에 대한 접근성이 상승하였고 이에 따라 드론의 연구 개발은 민간 및 산업 분야로 확대되어 진행되고 있다.

드론의 연구 개발은 새로운 개념의 비행체 연구 개발 그리고 임무를 수행하기 위한 탑재 장비 개발 두 가지로 나뉠 수 있다. 그 중 탑재 장비 개발은 광학 카메라 혹은 적외선 카메라를 이용한 모니터링 시스템에 관한 연구나 다양한 목적을 수행할 수 있는 장비 개발이며[1] 농업 분야의 드론 연구 개발은 대부분 농약 살포나 작파 등을 위한 발사체 탑재 장비에 관하여 진행되고 있다[2]. 농업 분야에서 드론 활용의 경우, 공중에서 작물과 동물에게 피해 없이 접근이 가능하고 자유롭게 임무를 수행할 수 있다는 장점이 있다. 또한 방재 임무를 위한 접근성이 좋은 드론을 활용한다면 화재 진화 등에 적용될 가능성도 높다. 소방 분야에서도 드론에 발사체를 이용하는 다양한 아이디어가 활용되고 있다[3,4].

본 논문에서 개발하고자 하는 공기총 결합유닛은 드론을 이용한 가축 방역의 무인화 및 모니터링 시스템의 연구 개발의 일환이며, 자전거 바퀴 충전용으로 주로 사용되는 16g CO₂ 카트리지를 이용한다. 솔레노이드 밸브[5,6]를 원격 조종하기 위한 무선통신 송수신기를 이용하였으며, 개발된 유닛을 드론에 장착하여 실험 및 성능평가를 실시하였다.

II. 본 론

2.1 드론 선정 및 각 부품의 개발

Figure 1은 본 연구의 기본 시스템 개념도로서, 쿼드콥터(quadcopter) 방식의 소형 드론과 발사체, 그리고 무선통신 모듈로 구성된다. 무선 제어기에 부가적으로 설치된 송신기에서 동체에 탑재된 수신기로 신호를 보내면 발사되는 방식이다.

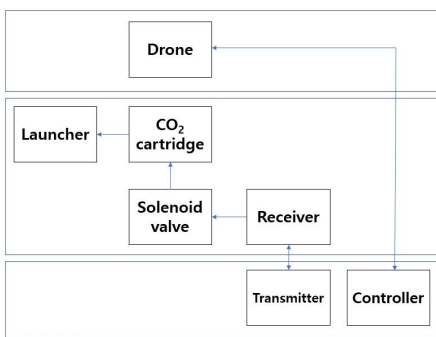


Fig. 1. System schematic diagram



Fig. 2. DJI Inspire2 drone

2.1.1 드론 선정

본 연구에 사용할 드론은 원격 조종으로 제어되며, 최대 30m 앞의 물체를 감지할 수가 있어야 한다. 또한 동체의 상하에도 적외선 센서가 장착되어 있어 가축과 사람을 충돌사고에 대해 보호할 수 있어야 한다. 그리고 드론에 짐벌 카메라를 장착할시 움직이는 표적을 겨냥할 수 있는 영상 추적(image trace) 기능을 활성화시킬 수 있어야 한다. 드론에 발사체를 장착하기 때문에 충분한 중량에 대한 이륙 능력을 갖추고 있어야 한다. 시장 조사 결과, 이 모든 구속 조건을 만족시키는 DJI Inspire2 T650 제품을 선정하였다(Fig. 2).

Table 1에 이와 같은 상용 드론의 제원을 제시하였다. 이 드론은 최대 이륙 중량이 4kg으로 설계되어 있으나, 안전율을 고려하여 설계되기 때문에 화물(payload) 무게에 대한 약간의 여유가 있으며, 0.5kg 추를 이용하여 순차적으로 시험한 결과, 약 1.5kg을 추가로 수용할 수 있는

Table 1. Specification of the drone

Weight	3.44 kg (including two batteries)
Max. Take-off Weight	4.00 kg
Max. Endurance	27 min (X4S Camera)
Max. Pitch Angle	P-Mode : 35° A-Mode : 35° S-Mode : 40°
Max. Ascending Rate	PA-Mode : 5 m/s S-Mode : 6 m/s
Max. Descending Rate	Vertical : 4 m/s Slope : 4~9 m/s
Max. Cruise Speed	94 km/h
GPS Hovering Accuracy	Vertical : 0.5m, 0.1m Horizontal : 0.3m
Working Temp	-20°C~40°C

것으로 확인하였다. 따라서 탑재 임무를 위해서는 발사체와 수신기, 보조 배터리 등의 중량이 이보다 작아야 한다.

2.1.2 발사체의 개발

Figure 3에서 발사체는 2-way 솔레노이드 밸브로 개폐하는 가스총과 CO_2 카트리지로 구성된다. 16g CO_2 카트리지의 내부 압력은 평균 68.85 bar이고[7], 직접 측정해 본 결과 밀도는 약 17.3 mol/l이다. 이는 대체로 CO_2 가스의 임계점(critical point, $p_{cr} = 73.80$ bar, $\rho_{cr} = 10.6$ mol/l)[8]

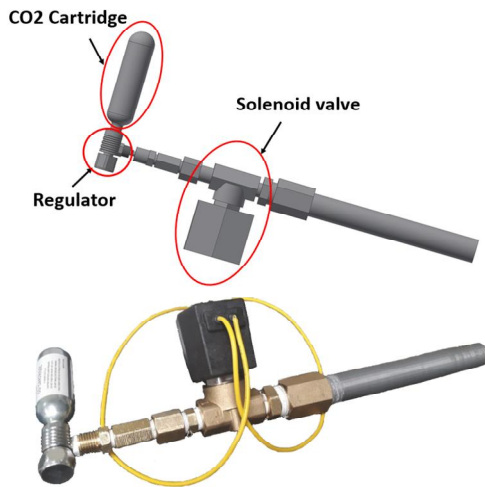


Fig. 3. 3D model and photograph of gas gun

Table 2. Performance of the solenoid valve

Descriptions	Specification
Operating	Direct Acting Normally Closed
Orifice Size	$\phi 1.5$ [mm]
Max Operating Pressure	80 [bar]
Effective Area	1.8 [mm ²]
Ambient Temperature	0~50 [°C]
Fluid Temperature	0~60 [°C]
Port Size	1/4"
Response Cycle [ms]	ON : 30~100 OFF : 20~50
Rated Voltage	DC 12 V
Power Consumption	14 W

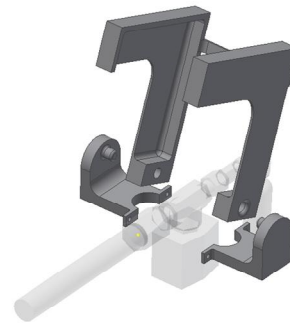


Fig. 4. Guide of the gas gun

보다 약간 낮은 수준이기 때문에 펌프 안에서 포화액체에 가까운 상태를 유지하며, 유출되면서 순간적으로 기화한다. 따라서 솔레노이드 밸브는 정체압(stagnation pressure) 기준 최대 80 bar까지 사용이 가능한 신텍 코리아 사의 STA12C151 T2 모델을 사용하였다(사양은 Table 2 참조).

Figure 2 드론은 비행 모드(이착륙 및 순항) 변경에 따라 드론의 암(arm) 부분이 상하로 움직이는 기능을 가지고 있다. 따라서 발사체의 지지대는 가스총이 드론에 장착될 경우에 드론의 비행 모드 변경에 장애가 없도록 하며, 드론의 앞부분에 장착되는 짐벌 카메라와의 간섭도 고려하여 설계되어야 한다. 또한 가스총이 발사될 경우의 충격에 고려하여 각 부품과의 유격을 최소화하여 설계하였다. 이에 따라 설계된 가이드의 모델은 Fig. 4와 같으며, 3차원 CAD를 이용하여 설계된 부품 모델은 3D 프린터를 이용하여 출력되었다. 발사체가 가이드를 통하여 최종적으로 드론에 장착된 모습은 Fig. 5와 같다.

CO_2 카트리지의 내부 정체압(p_0)보다 솔레노이드를 거치면서 압축성 유동의 섹류(choking) 현상에 의해 실제 방출되는 압력(p^*)은 낮아지게 되며, 다음 식으로부터 압력을 계산할 수 있다.

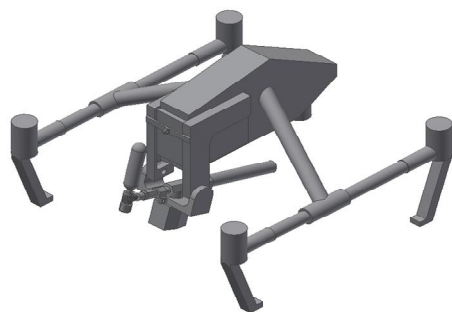


Fig. 5. Connection unit with a gas gun installed in a quadcopter

$$\frac{p^*}{p_0} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

여기서 γ 는 비열비(c_p/c_v)를 의미하며 이산화탄소 비열비 값은 $\gamma=1.289$ 이다[9]. 식 (1)로부터 계산된 값은 $p^*/p_0=0.5477$ 로 감소된 $p^*=38$ bar의 압력으로 오리피스를 통과하는 것을 확인할 수 있다. 이때의 질량 유량 \dot{m} 은 다음과 같다.

$$\dot{m} = \frac{\pi d^{*2} p_0}{4 \sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \quad (2)$$

여기에서 $T_0 = 288\text{K}$ (정체점 온도), 기체상수는 $R = 189\text{J}/(\text{kgK})$ 이다. Table 2에서 오리피스의 내경(d^*)은 1.5mm이므로, 식 (2)의 계산값은 37.6 g/s이다. 총구의 내경(d)이 15mm이므로 면적비는 100, 유동은 과팽창(under-expanded)되어 초음속 영역이 된다. 통상 이 수준의 면적비에서는, 공기의 경우 출구 마하수가 $M_e=3.4$ 이며[10], 이를 같은 면적비에서 CO_2 의 비열비 값을 이용하여 환산하면 $M_e=3.13$ 이 된다. 따라서 출구에서의 유동 속도(V_e)는 등엔트로피 관계식을 적용하면 다음과 같다.

$$V_e = M_e \sqrt{\frac{\gamma R T_0}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2}} \quad (3)$$

식 (3)으로 계산하여 $V_e = 533\text{m/s}$ 이다. 탄환의 추진력(F_{th})은 다음과 같다.

$$F_{th} = \dot{m}(V_e - v_{x,0}) + (p_e - p_\infty) \frac{\pi}{4} d^2 \quad (4)$$

$$p_e = \frac{p_0}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (5)$$

가속도(a_x)와 총구에서의 순간 속도($v_{x,0}$)는 다음과 같다. 총구가 짧기 때문에 탄환은 아직 아음속 영역에 있다고 가정한다.

$$a_x = \frac{F_{th} - F_{fr}}{m} \quad (6)$$

$$v_{x,0} = \sqrt{2a_x L} \quad (7)$$

식 (6)에서 마찰력(F_{fr})은 실측 결과를 바탕으로 21N으로 추정하였다. 총신의 길이(L)가 150mm, 질량(m) 2.4g의 탄체에 대하여 식 (4~7)을 반복적으로 풀면, $a_x=2,440\text{m/s}^2$, $v_{x,0} = 27.0\text{m/s}$ 가 된다.

총구를 떠난 탄환에 대해서는 항력을 고려하여 다음 상미분 방정식을 풀이한다.

$$\frac{dv_x}{dt} = -\frac{\pi C_D \rho v_x^2 d^2}{8m} \quad (8)$$

여기에서 항력 계수(drag coefficient) $C_D=0.35$ [11]이고, ρ 는 공기의 밀도(1.2kg/m^3)이다.

식 (8)을 식 (7)의 초기 조건(initial condition)에 대하여 풀이하면,

$$v_x = \frac{dx}{dt} = \frac{v_{x,0}}{1 + \frac{\pi C_D \rho d^2}{8m} v_{x,0} t} \quad (9)$$

따라서 탄환의 진행 거리(Δx)에 대하여 소요시간 Δt 는 식 (9)의 양변을 시간 t 에 대해 적분하여 얻을 수 있다.

$$\Delta t = \frac{8m}{\pi C_D \rho d^2 v_{x,0}} \left[\exp\left(\frac{\pi C_D \rho d^2 \Delta x}{8m} \right) - 1 \right] \quad (10)$$

식 (10)을 식 (9)에 $t = \Delta t$ 로 대입하면, 최종적으로 다음과 같은 식을 얻는다.

$$v_x|_{\Delta x} = v_{x,0} \exp\left(-\frac{\pi C_D \rho d^2}{8m} v_{x,0} \Delta x \right) \quad (11)$$

식 (11)로부터, $\Delta x = 2\text{m}$ 떨어진 곳에서의 탄환의 순간 속도는 약 11.7m/s(평균 속도로 환산하면 26.6m/s)로 추정되며, 이 값을 식 (10)에 적용하면 0.075s가 소요됨을 알 수 있다.

2.1.3 원격 제어 모델

원격 제어를 위한 무선 통신 기구는 다음의 제약 조건을 만족시켜야 한다.

- 1) 회로에 흐르는 전압은 12V, 순간 전류는 3A 이상에서 견딜 수 있도록(정격 : 1.2A) 작동할 것.
- 2) 동작 시간은 개방 시간을 10ms 이내로 조정 가능하며, 닫힌 상태를 0.5s 이상 유지할 수 있을 것.



Fig. 6. Receiver and transmitter

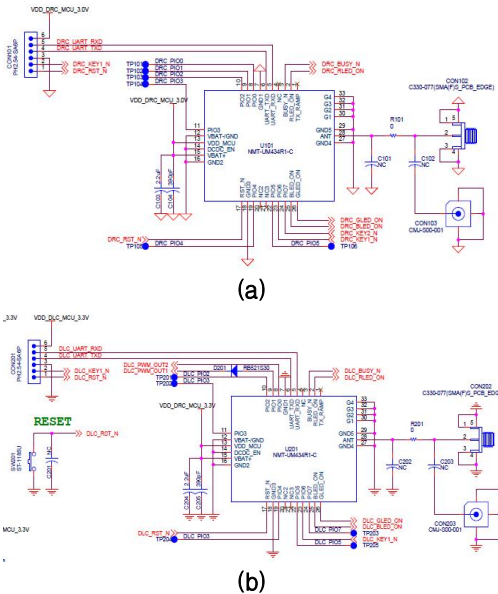


Fig. 7. Circuit diagram of the RC module : (a) transmitter, (b) receiver

Figure 6은 이러한 조건 하에서 개발된 NMT-DR434 R0/C0의 실제 모습이다. 수신기 전원은 1.5V 버튼 셀을 사용하고, 송신기 전원은 핸드폰용으로 사용하는 리튬이온(Li-ion) 배터리(정격 : 3.85V) 3개씩을 직렬 연결하여 사용하였다.

Figure 7은 Fig. 6 제품의 개략 회로도이며, (a)는 송신기, (b)는 수신기에 관한 것이다. 주파수는 협대역인 447 MHz를 사용한다.

2.2 성능 평가

최종 조립된 시스템은 Fig. 8~10과 같이 시험 평가되었다. 탄환의 속도가 충분한지 식 (10)~(11)의 이론적 예측과 비교하였으며, 지상 시험을 거쳐 실제 비행체에 탑재하여 성능을 검증하였다.

2.2.1 속도 측정

탄환의 위력은 상당하여, 실험실에서 파워 서



(a)



(b)

Fig. 8. Test shot : (a) projectile at the target, (b) measurement position of the velocity

플라이에 연결한 작동 시험에서 Fig. 8(a)와 같이 원추형의 탄환이 2m 전방의 송판 스크린을 가볍게 뚫고 1cm 이상 박히는 것을 확인할 수 있었다.

솔레노이드 밸브를 발사대에 연결하기 전에 CO₂ 분사장치(injector)와 직접 연결하여 만족할 만한 발사체의 속도가 나오는지를 실험한다. 실험방법은 CASIO사의 EX-FH20카메라를 이용하여 1/14배속으로 촬영 후, 발사체가 발사 직전 시간과 발사된 발사체가 2m 거리를 이동하였을 때의 시간을 측정하여 속도를 계산하였다. Table 3은 시간 간격과 속도를 측정한 결과이며, 발사체의 평균 속도는 약 17~32m/s로 측정됐다. 16g 가스봄베 1개로 약 9회 유효 발사가 가능하며,

Table 3. Measured data of mean velocity

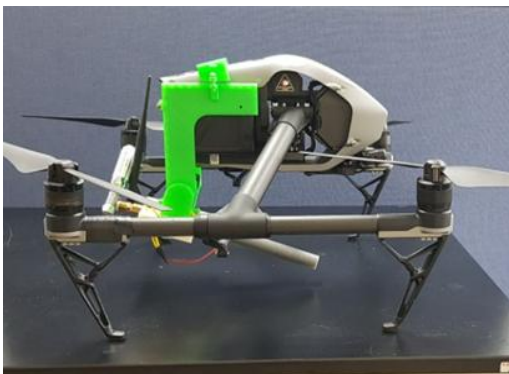
Test	Δt [s]	$V_m = \Delta x / \Delta t$ [m/s]
# 1	0.0864	23.1
# 2	0.0821	24.4
# 3	0.0757	26.4
# 4	0.0628	31.8
# 5	0.1171	17.1

가스가 소모됨에 따라 탄체의 평균 속도는 감소한다. 실험 데이터로부터 식 (6)의 마찰력을 대략 추정할 수 있으며, 식 (11)의 이론식 결과와 비교하면 그 오차는 -36~+20%의 범위 내에 있다.

2.2.2 지상 시험

지상에서 Fig. 9(a)와 같이 발사체를 조립한 다음, 임무 및 기동에 간섭을 일으키는지 면밀하게 확인해 보았다. 또한 무선 송수신기의 작동 여부도 확인하였다.

목표 표적과의 거리가 2m 이내이며, 목표 거리가 짧아 탄환이 도달하는데 걸리는 시간이 0.1초 이내로 짧기 때문에 실제 탄환의 궤적은 거의 직선에 가깝다. 따라서 조준 방식으로는 Fig. 9(b)와 같이 He-Ne 레이저 포인터 조준경(field scope)을 부착하였다. 짐벌 카메라로 인해 실시간으로 들어오는 영상 정보를 통해 조종사가 레이저 조준점을 확인해 가면서 표적 중심에 정확히 쏘아 맞추도록 하였다.

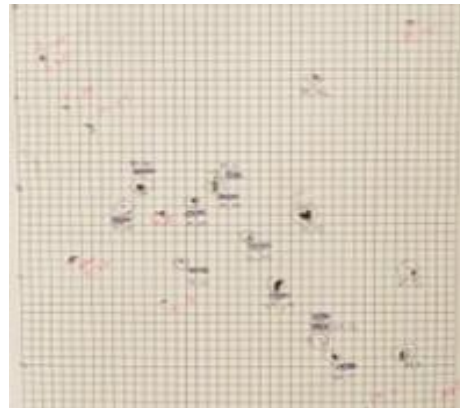


(a)

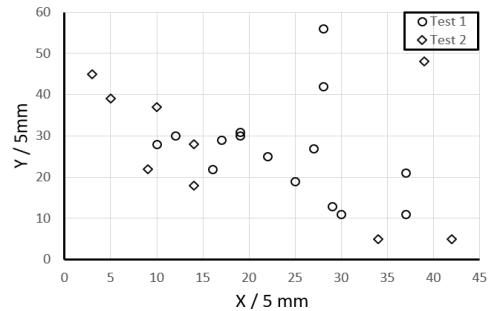


(b)

Fig. 9. Ground test : (a) assembly of gas gun and connector, (b) wireless shot test with the laser pointer



(a)



(b)

Fig. 10. Shot group test : (a) target paper, (b) image processed

개발한 시스템의 탄착 신뢰도를 확인하기 위하여 Fig. 10과 같이 실험을 진행하였다. 총 24번의 발사를 진행하였고, 표준 편차는 x축으로 55mm, y축으로 64.74mm가 발생하는 것을 확인하였다. 사거리(2,000mm) 대비 비율은 각각 2.75~3.24% 범위 안에 들어오므로 양호한 결과라고 판단하였다.

2.2.3 비행 시험 및 검증

먼저 Fig. 11(a)와 같이 비행체에 모든 시스템이 탑재된 상태로 비행 시험을 실시하였다. 그러나 Fig. 5와 같은 설계안에서 경험 부족으로 인하여 무게 중심을 정확히 중앙에 맞추지 못하였으므로 정적 안정성(static stability)에 심각한 결함이 있는 것을 발견하였으며, 이는 발사체 무게 때문에 무게 중심이 뒤쪽으로 이동하여 발생한 것이라고 판단, 100g 상당의 무게 추를 동체 선두부에 부착하여 정적 균형을 맞추어 해결하였다. 그림은 동영상 캡처한 것으로, 약 1m 상공에서 발사로 인한 흰색 탄막(flume)이 선명하게 관찰된다.



(a)



(b)

Fig. 11. Static and dynamic stability test for drone installing the gas gun : (a) static, (b) dynamic test

최종 비행 시연 및 검증은 2017년 11월 24일, 전북과학대학교 내의 운동장에서 관계자들의 참석 하에 실시하였다(Fig. 11(b)). 실험 당일, 평균 기온은 2.6°C 였으며, 평균 풍속은 1.9 m/s였다. 실험은 운동장 내의 트랙을 선회하는 시험과 2m 상공에서 운동장 바닥에 놓여있는 200mm × 200mm 크기의 표적을 명중시키는 실험으로 나누어서 진행하였다.

드론에 결합된 가스총의 발사 충격은, 탄환의 질량 2.4g(0.0024kg)에 발사 속도 31m/s를 곱하게 되면 운동량(충격량) 0.0744Ns가 발생하며, 드론과 가스총을 합한 질량이 4.541kg이므로 발사 시 반동에 의한 속도는 1.64×10^{-5} m/s에 불과하여 비행에 큰 영향을 주지 않을 것으로 예상되었다. 실제 비행 시험에서도 이상이 없는 것으로 판단되었다.

III. 결 론

본 연구에서는 쿼드콥터형 상용 소형 무인 드론에 이산화탄소를 작동 기체로 하는 가스총을

탑재하여 원하는 표적에 탄환을 명중시키도록 하는 발사체 유닛을 개발하였다. 여기에서의 결과를 바탕으로, 비교적 싼 비용과 노력으로 가축 방역 및 소방 등 방재 분야에 관련한 다양한 적용이 가능할 것으로 기대된다. 가스총의 위력은 주사기를 발사하는 용도로는 충분하여 원래 목적이었던 방목된 가축의 예방 접종뿐만 아니라 도시에 출몰하는 야생동물의 퇴치용, 대인 응용의 경우 경호용이나 요인 저격용 등 무기로도 사용 가능하다.

현재 항공안전법 제 68조에서는 일반적인 항공기의 낙하물 투하 금지 등을 규정해 놓고 있으며, 동법 제 129조에 의하면 드론과 같은 초소형 비행체의 야간 비행의 경우 특별비행승인이 필요하다고 명시하였지만, 아직 발사체에 대한 명확한 규정은 없는 상태이므로 이에 대한 제도 개선이 시급하다 하겠다.

후 기

이 연구는 전북과학대학교에서 지원한 “드론에 가축방역을 위한 발사체 결합 유닛 개발” 용역 과제로서 진행되었으며, 한국에너지기술평가원(KETEP)의 ‘네트워크 기반 유체기계 고효율화 고급트랙’ 인력양성 사업(No. 20174010201350)의 지원을 받았습니다.

References

- 1) Kim, S. H., Lee, G. H., and Yu, K. H., “Trends and Tasks of Agricultural Drone Technology”, ICROS, Vol. 22, No. 3, 2016, pp. 34-42.
- 2) Im, W. S., Angsantto, S. R., and Yang, Y. H., “Manless Flight Device Including Launcher for Agriculture,” Korean Patent, 10-1694636, 2017.
- 3) Im, W. S., Angsantto, S. R., and Yang, Y. H., “Manless Flight Device Including Launcher for Fire-Fighting,” Korean Patent, 10-2017-0035725, 2017.
- 4) Kwon, I. H., and Kim, H. J., “Fire Fighting Drone,” Korean Patent, 10-2017-0079150, 2017.
- 5) Kim, S. S., Chang, S. M., Jeong, H. S., Rhy, H., and Lee, S. H., “Flow Characteristics of the Servo Valve in the Flow Supply

System of APU,” *Transactions of The Korea Fluid Power Systems Society*, Vol. 5, No. 4, 2008, pp. 10~16.

6) Norvelle, F. D., *Electrohydraulic Control Systems*, Prentice-Hall, 2000.

7) Glen, K., Lancaster, K., and Wickham, A., “Marauder Marine: Spearfishing Float Design,” <http://digitalcommons.calpoly.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1080&context=mesp>, 2011, Accessed on Jan. 16, 2018.

8) Suehiro, Y., Nakajima, M., Yamada, K., and Uematsu, M., “Critical Parameters of $\{x\text{CO}_2 + (1-x)\text{CHF}_3\}$ for $x = (1.0000, 0.7496,$

$0.5013,$ and $0.2522)$,” *The Journal of Chemical Thermodynamics*, Vol. 28, No. 10, 1996, pp. 1153~1164.

9) Oosthuizen, P. H., and Carscallen, W. E., *Compressible Fluid Flow*, McGraw-Hill, 1997, pp. 62.

10) Kim, S. S., and Chang, S. M., “Compressibility Effect in the Axisymmetric Internal Flow Past a Microgap,” *Transactions of KSME(B)*, Vol. 34, No. 12, 2010, pp. 1061~1069.

11) Frank, M. W., *Fluid Mechanics*, McGraw-Hill, 2004, pp. 552.