Journal of the Korean Society of Manufacturing Technology Engineers 27:2 (2018) 104~111

https://doi.org/10.7735/ksmte.2018.27.2.104

J. Korean Soc. Manuf. Technol. Eng.
ISSN 2508-5107(Online)

드론 공력성능 측정을 위한 실험 장치 구축

김정우[a*], 정진욱[a], 나선용[a], 신명조[a], 천용범[a]

Development of Testbed for Aerodynamic Performance of a Drone

Jungwoo Kim[a*], Jinwook Jeong[a], Seonyoung Na[a], Myoungjo Shin[a], Yongbum Chun[a]

[a] *Department of Mechanical System Design Engineering, Seoul National University of Science and Technology, 232, Gongneung-ro, Nowon-gu, Seoul 01811, Korea*

ARTICLE INFO

Article history:

Received	5	March	2018
Revised	2	April	2018
Accepted	5	April	2018

Keywords:
Drone
Testbed
Aerodynamic performance
Thrust

ABSTRACT

In the present study, we build an experimental testbed to measure the aerodynamic performance of a drone. The developed testbed is static, on which the drone is fixed. The testbed is used to measure thrust, battery amount, and drone flight angle using a load cell, a current sensor, and an IMU sensor. To demonstrate the procedure for evaluating the aerodynamic performance of the drone using the measured values, we performed preliminary experiments by directly installing the SYMA X8SW drone on the testbed. The measure values were used for understanding aerodynamic performance such as disc loading, figure of merit, and lift-to-drag ratio.

1. 서 론

무선 통신으로 조종되는 무인 비행기를 통틀어 드론이라고 한다. 드론은 크게 고정익, 회전익, 틸트로터형 드론으로 분류한다. 보통 쿼드콥터 형태로 이루어지는 드론은 구조적 안정성과 전력 효율성이 균형을 이루고 있고 제어가 용이하기 때문에 대중적으로 많이 사용된다. 예를 들어 현재 드론은 군사, 물류, 소방, 재해 예방, 치안 및 보안, 농업, 취미 생활 등 다양한 분야에 사용되고 있다. 그동안 드론 시장은 군사용 드론 위주로 성장을 하였지만, 점차 민간 공공용 드론 시장의 규모도 빠르게 성장하고 있다. 또한 민간용 드론 시장의 규모가 성장함에 따라서 운송용, 촬영용, 취미용, 레이싱용 등 활용분야마다 목적에 맞는 다양한 형태의 드론들이 제작되고 있다.

아노 경제 연구소에서 조사한 드론의 세계 시장 조사에 따르면, 2015년 약 124억 달러에 육박했고 2020년에는 약 228억 달러를 예측하였다. 또한 민간용 드론 서비스도 상당히 많이 증가할 것으로 예측된다. 2016년 개인용 드론은 약 17억 달러, 상업용 드론은 약 28억 달러였고, 2017년 개인용 드론은 약 23억 달러, 상업용 달러는 약 37억 달러였다. 이와 같은 드론 수요 증대에 힘입어, 드론 성능을 향상시키기 위한 설계 및 제어에 대한 연구가 최근 많이 수행되고 있다[1].

드론이 비행하는 핵심기술은 비행 자세의 제어와 관련 센서 및 모듈의 성능이다. 특히 자세 제어의 핵심은 정지비행 및 외력에 의한 비행 상태 유지이다. 또한 드론 또는 관련 핵심부품의 성능과 수명을 간과해서는 안 될 것이다. 최근 한국기계연구원에서는 국내 드론의 신뢰성 확보를 위한 시험 장비를 개발하고 그 성능을 확인하는 작업을 수행하고 있다[2].

드론 성능과 관련해서 드론 비행시간은 많은 사람들의 관심 대상

* Corresponding author. Tel.: +82-2-970-6856
Fax: +82-2-974-8270
E-mail address: kimjw@seoultech.ac.kr (Jungwoo Kim).

이 되고 있다. 현재 사용되고 있는 드론의 비행시간은 대략 10분 내외로 파악된다. 이는 드론의 활용범위를 넓히는 것에 있어서 가장 큰 어려움 중에 하나일 것이다[3]. 얼마 전 평창 동계올림픽에서 멋진 공중쇼를 보여줌으로써 많은 사람들의 관심을 받은 인텔 슈팅 스타의 경우도 뛰어난 비행 능력에도 불구하고 비행시간이 5-8분으로 제한되어 있는 것은 분명한 한계라고 말할 수 있다.

Table 1은 드론의 기종별 비행시간과 충전시간을 나타낸 표이다. 대체로 충전시간에 비해 비행시간이 현저히 짧다는 것을 알 수 있다 . 충전시간 대비 비행시간이 0.07-0.15 범위를 가진다. 또한 고정익과 회전익을 사용하는 소형 비행체에 대한 내용을 정리한 Table 2를 보면, 고정익에 비해 드론에 사용되는 회전익의 경우 단위 질량 단위 배터리 용량 대비 비행시간이 현저히 낮은 것을 알 수 있다.

드론 비행시간은 드론 블레이드 회전으로 인한 추력과 밀접한 관련을 가지고 있다. 실제로 김덕관 외[4]는 블레이드 성능 향상을 통해 동력을 8% 절약할 수 있으면, 비행시간 관점에서 20% 이상 향상성을 가질 수 있다는 것을 보여준 바 있다. 결과적으로 드론 비행능력 향상을 위해 향후 블레이드 개발이 필요하다고 할 수 있으며, 또한 개발된 프로펠러에 대해 공력성능을 확인할 실험장치도 필요할 것으로 예상된다.

한편 드론 성능으로 추력과 함께 중요한 요인 중 하나로 생각되는 제어 관점에서 볼 때 드론 운동에 대해 정확한 모델링을 가지는 것은 필수적이라고 할 수 있다. 비행시뮬레이션에도 적용되는 드론 운동에 대한 모델링에는 보통 블레이드 회전속도에 비례한 추력 등 단순한 공력식을 이용하는 경우가 대부분이다. 또한 그런 식도 보통은 헬리콥터 로터 특성에 대한 연구를 기반으로 도출된 식을 드론에 적용하는 것이 현재 일반적이나, 소형 비행체에서의 공력 성능은 일반적인 비행체의 공력 성능과는 특성이 많이 다르다고 알려져 있는 관계로 드론 자체 연구가 필요한 실정이라고 말할 수 있다.

Table 3은 현재까지 연구된 바 있는 드론 공력성능 측정 장치 개발 현황을 보여준다. Table 3에서 볼 수 있는 바와 같이, 드론 공력성능은 크게 블레이드 단독 성능 실험, 정적 실험 그리고 동적 실험으로 나눌 수 있다. 여기서 정적 실험은 드론을 실제 비행시키지 않으면 서 실험하는 방식을 의미하며, 동적 실험은 드론을 실제 비행시키면서 실험하는 방식을 의미한다. 동적 실험은 드론을 실제 비행시키면서 실험하는 관계로, 드론 제어 알고리즘을 직접 테스트 할 수 있고 여러 가지 외부 조건에 따른 비행 능력을 직접 확인할 수 있는 장점이 있다. 그러나 완성되지 않은 드론을 이용하는 경우 제대로 실험이 안 될 가능성이 크며 외부 날씨 조건에 따라 실험 여부가 결정되는 한계도 존재한다. 따라서 실제 비행 전에 안전하게 공력 성능을 확인하고 비행제어 알고리즘을 검토할 수 있는 정적 실험 장치(static testbed)에 대한 연구도 활발히 진행되고 있는 실정이다[7-10]. 또한 정적 실험은 동적 실험에 비해 실험 비용과 적게 들어서 드론 개발을 위한 선행 연구 단계에 보다 적합하다고 할 수 있다.

한편 Table 3에서 볼 수 있는 바와 같이 블레이드 추력만을 얻기 위한 방식으로 블레이드 단독 실험도 이루어지는 편이나, 블레이드 단독 실험을 하는 경우 블레이드-블레이드, 블레이드-드론 몸체 간에 발생하는 간섭효과를 고려하지 못 하는 문제점이 있다. 기존 연구에 따르면 로터 추력 (rotor thrust)과 전체 추력 (total thrust)이 약 5-10% 차이를 가질 수 있다. 또한 간섭효과는 추력이 시간에 따라 변하는 원인이 되며 결과적으로 드론 비행자세가 나빠지게 되므로[9], 드론 성능 연구시 반드시 고려해야 할 요인 중 하나라고 볼 수 있다.

이상과 같은 내용에 기반해서, 본 연구에서는 블레이드 단독이

Table 1 Example of flight time and battery charge time of a drone

	Flight time (min)	Battery charge time (min)
X5C	8.5	75
K200	9	90
Phantom	13.5	120
U818A	9	120
CX-20	13.5	120
Q500 4k	19	130
X8C	9	130

Table 2 Comparison of rotary wing- and fixed wing-types drones

	Flight time (min)	Mass (kg)	Battery amount (mAmh)	Flight time/ Mass/Battery amount
Rotary wing X-F1	25	13.3	32000	0.0000587406
Rotary wing HDI-03A	12	10.5	12000	0.0000952381
Fixed wing MILVUS-1	80	6	10000	0.001333

Table 3 Some examples of drone testbed in the literature

	Measurement data	Test type
Theys et al. [5]	Thrust	blade test
Mizui [6]	Thrust	blade test
Capello et al. [7]	Thrust, attitude	static test
Bellocchio et al. [8]	Attitude	static test
Hoffman et al. [9]	Thrust, attitude, maximum flight velocity	dynamic test

아닌 드론 전체 공력 성능을 확인할 수 있는 정적 실험장치(static testbed)를 구축하고, 이를 이용하여 간단히 드론에 대한 공력성능을 살펴보고자 한다.

2. 본 론

2.1 장치 구성

본 연구에서는 드론의 성능측정평가를 위한 측정대상으로 드론의 추력, 전류를 선정하였다. 추력을 측정함으로써 드론의 최대 적재 하중을 알 수 있고, 전류를 측정해 배터리 잔여량을 파악함으로써 결과적으로 비행시간을 예측하고자 한다. 본 연구 대상인 추력과 비행시간은 한국기계연구원에서 제시한 국내 드론의 신뢰성 평가 10가지 항목에도 들어가며, 드론의 공력 성능을 나타내는 중요한 인자들로 간주될 수 있다. 또한 추력 및 전류(또는 배터리 잔여량)가 드론 비행 거동에 따라 어떻게 달라지는지 확인하기 위하여 드론 비행시 기울어진 각도를 측정하고자 한다.

본 연구에서 추력, 전류, 각도를 측정하기 위하여 로드셀(Fig. 1f, 제조사: ㈜엔티렉스), 전류센서(Fig. 1b), IMU (Inertial Measurement Unit) 센서(Fig. 1c)를 이용할 예정이다.

로드셀은 소형, 막대형 로드셀에 비교하여 감도가 2-3배 가량 우수하다고 알려져 있는 인장형 로드셀인 SBA-25L을 사용하고자 한다. 로드셀은 스트레인게이지의 원리를 이용하여 힘을 받고 로드셀에 변형이 생기면 이에 따라 스트레인게이지에도 변형이 오게

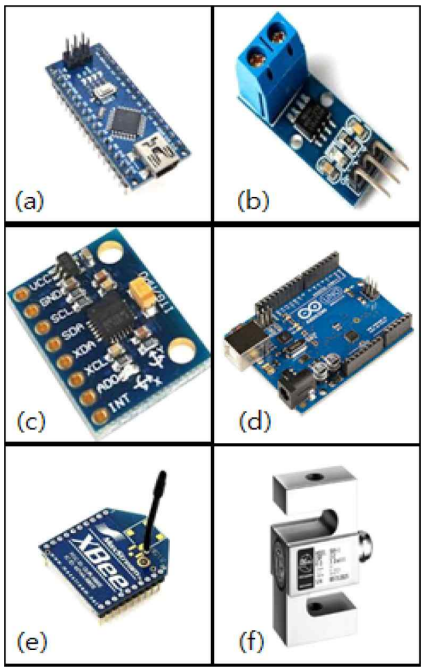


Fig. 1 (a) Arduino nano, (b) Current sensor, (c) IMU sensor, (d) Arduino uno, (e) Xbee, (f) Load cell

된다. 스트레인게이지가 변하면 저항이 바뀌게 되므로 출력되는 전압도 바뀌게 된다. 이 출력 전압은 크기가 너무 작으므로 증폭기 회로를 사용하여 증폭하여야 한다. 증폭기 회로는 hx711을 사용하며 직렬 클럭(serial clock)을 입력해줘야 한다. 그리고 코드 내부에 스케일을 결정하는 변수가 있어 단위를 제대로 맞춰서 사용하기 위해서 보정작업이 필요하다. 보정작업에서는 직접 추를 달면서 제대로 된 값이 나올 때까지 스케일 변수를 조정하였다.

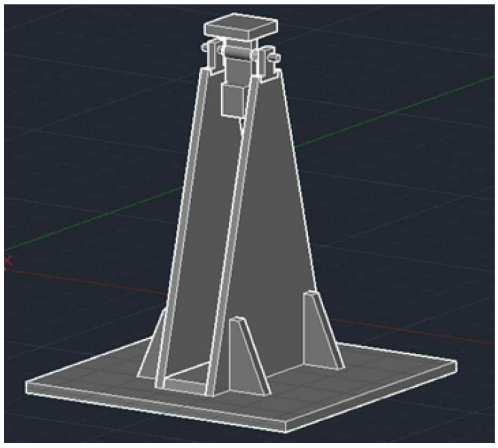
전류센서는 ACS712를 선택하였다. 전류센서는 직접 드론에 장착해야 되는 관계로 드론 비행에 영향을 주지 않아야 한다는 관점에서 질량이 중요한 요인이 된다. 본 연구에서 고려한 전류센서는 크기는 31×13 mm이고 질량은 4 g으로, 드론 질량에 비해 작은 관계로 드론 비행에 영향을 미치지 않을 것으로 판단된다. 측정범위는 -20~20 A이며, 작동 전압은 4.5~5.5 V이다.

드론 비행각도를 측정하기 위한 IMU 센서는 MPU6050을 선택하였다. 아두이노와 호환되는 전용모듈로서 호환성이 보장되며, 질량은 3 g, 크기는 21×16×3 mm이다. IMU 센서도 드론에 장착되는 관계로 드론 비행에 영향을 미치지 않도록 작은 질량을 가지는 것을 선택하였다. 작동전압은 3-5 V로 아두이노에서 공급가능한 전압을 가지고 있다. 3축 가속도, 3축 지자기를 측정할 수 있으며 측정한 값들을 적분하여 드론의 각도를 측정한다. 그러나 노이즈로 인해 오차가 발생하고, 발생한 오차가 누적이 된다. 과거의 값과 새로운 측정값을 이용하여 데이터에 포함된 노이즈를 제거하는 방식인 칼만필터를 이용하여 노이즈를 줄였다.

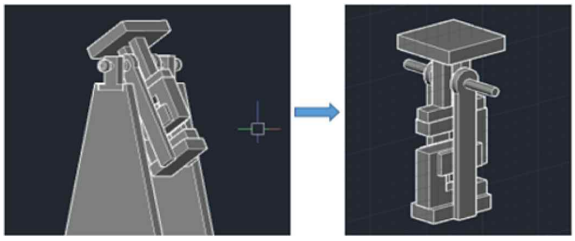
Fig. 2(a)는 드론 공력성능을 실험하기 위해 본 연구에서 고려한 실험장치(testbed)를 보여준다. 또한 Fig. 2(b)는 드론과 로드셀이 같이 결합되어 움직이는 장치의 동작부를 보여준다. 장치는 측정의 편의를 위하여 다른 2 축을 고정하고 한 축만을 움직일 수 있도록 움직임을 제한하였다.

Fig. 2에서 볼 수 있는 바와 같이 본 연구에서 고려한 장치는 기본적으로 축의 상부에 드론을 부착하여 드론의 움직임에 따라 시소처럼 움직일 수 있는 방식으로 설계되어 있다. 이 때 드론 무게에 의한 쏠림을 상쇄할 수 있도록 축 하부에 장착된 로드셀과 함께 추가적으로 무게추를 설치하여 회전중심에 대해 질량 평형을 맞추었다.

Fig. 2의 동작부를 보면 'ㄹ'자 형태의 로드셀이 축의 아랫부분에 있는 것을 볼 수 있는데 이 로드셀의 아랫부분이 축과 연결되어 로드셀을 지지하고 로드셀 위로 드론을 연결할 수 있도록 설계하였다.동작부 상부에 부착된 드론과 동작부 하부에 부착된 로드셀은 항상 수직을 이루게 하여, 로드셀 측정값이 드론 블레이드 회전으로 인해 발생하는 추력을 각도 변환없이 직접 측정할 수 있도록 하였다. 그러나, 이 때 부차적으로 장착된 드론 무게도 로드셀이 측정하게 되는 관계로, 이것을 고려하여 로드셀 0점 조정



(a)



(b)

Fig. 2 (a) Picture of present testbed, (b) rotational part with load cell

을 할 필요가 있다. 이를 위하여 정지된 드론을 장치에 단순히 부착시켜 기울여 가면서 각도마다 로드셀에서 측정되는 무게를 구한 다음, 그 값을 이용하여 각도마다 다르게 로드셀 0점 조정을 하였다.

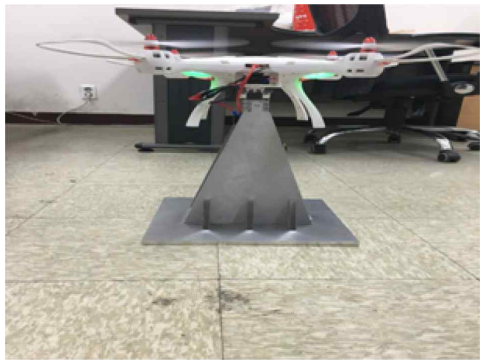
마지막으로 드론 비행시 드론으로부터 측정한 센서의 값들을 효율적으로 확인하기 위하여 무선 통신을 이용하였다. 무선통신모듈로는 xbee (Fig. 1e, 제조사: ㈜엔티렉스)를 사용했으며, 노트북에서 받은 데이터값은 LabView로 나타내었다.

2.2 장치 예비 실험

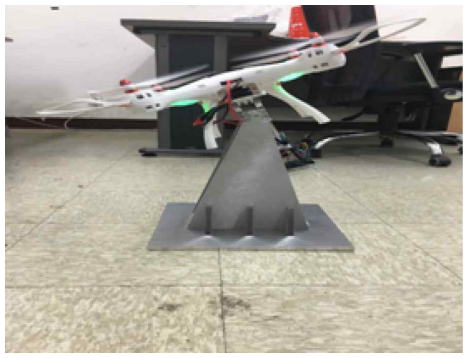
이 절에서는 2.1절에서 설명한 장치를 이용하여 드론 공력성능을 예비실험한 내용에 서술하였다. Fig. 3은 완성된 실험장치를 가지고 예비실험을 하는 모습을 보여준다. 본 연구에서 고려한 드론은 SYMA X8SW로, 다음과 같은 특징을 가지고 있다(Fig. 4 참조):

몸체 길이/높이	50 cm/19 cm
질량	590 g
프로펠러 길이	23 cm (종횡비 약 1:3)
배터리	7.4 V 2000 mAh Lithium
비행시간	10-20분

(a)



(b)



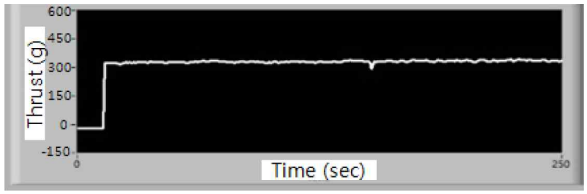
(c)

Fig. 3 (a) Picture of experiments using the present testbed, (b) vertical flight motion, (c) forward flight motion

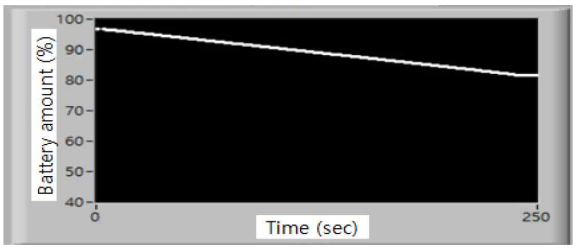
(a)

(b)

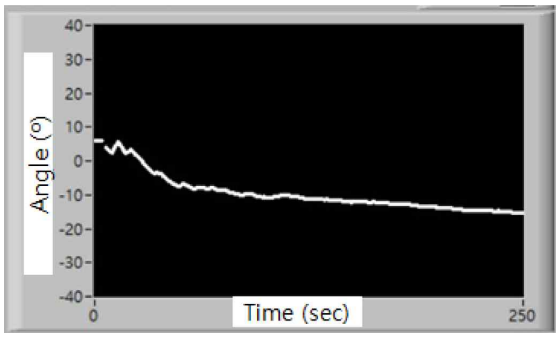
Fig. 4 (a) SYMA X8SW, (b) Propeller of SYMA X8SW



(a)



(b)



(c)

Fig. 5 Time history of measurement data from the present testbed during forward flight motion: (a) thrust (단위: g); (b) battery amount (단위: %); (c) angle 단위: o).

Fig. 5는 Fig. 3에서 보여지는 예비실험을 통해 측정된 추력, 배터리 잔여량, 드론 비행각도를 보여준다. 여기서 배터리 잔여량은 완충되었을 때 전하량을 100%를 기준으로 하여 나타내었다.

Fig. 5(c)에서 배터리 잔여량이 250초(약 4분) 지났을 때 80% 수준으로 떨어지는 것을 알 수 있다. 배터리 잔여량이 시간에 따라 선형적으로 변화한다고 가정하면 약 20분이 지나면 배터리 잔여량이 0이 될 것이라고 예상되며, 이는 앞에서 서술한 SYMA X8SW 비행시간과 유사한 값이다.

다음부터는 본 연구에서 측정된 추력값에 대해 보다 자세히 살펴보고자 한다. Fig. 6은 본 연구에서 로드셀로 측정되는 블레이드로 인한 드론 추력 (T)과 드론 중력 (mg) 등 드론에 작용하는 힘 관계를 보여준다. Fig. 6에 제시된 힘 관계를 식으로 나타내면 아래와 같다.

$$m\vec{a} = \vec{F} = \vec{T} + m\vec{g} + \overrightarrow{F_{air\,frame}} = \sum_i \vec{F_i} + m\vec{g} + \overrightarrow{F_{air\,frame}} \qquad (1)$$

여기서 $\sum_i \vec{F_i}$는 블레이드 회전으로 발생하는 추력으로 로드셀에서

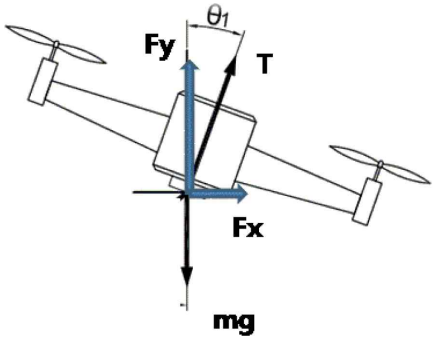


Fig. 6 Forces exerting on the drone

측정되는 값이다. 또한 $\overrightarrow{F_{air\,frame}}$는 드론 전체에 작용하는 항력, 양력과 같은 유체역학적 힘을 의미한다. 다만 Fig. 6에서는 $\overrightarrow{F_{air\,frame}}$는 항력, 양력이 아닌 방향을 고려하여 F_x, F_y로 표시하였다.

Fig. 3에서 보여지는 실험을 통해 로드셀로 수직 상태에서는 304 g, 좌와 우로 기울어졌을 상태에서는 303 g 과 300 g이 각각 측정되었다. Fig. 6에서 볼 수 있듯이 로드셀에서는 블레이드 회전으로 인한 추력이 측정되므로, 드론이 수직, 좌, 우로 기울어진 상태와 관계없이 일정하게 나와야 한다. 따라서 평균적인 추력값은 302 g이며, 오차는 +/- 2 g임을 알 수 있다. 또한 좌우로 기울어진 각도를 IMU 센서로 측정한 결과는 약 20도였다.

로드셀을 가지고 측정한 추력값을 검증하기 위하여 드론을 실제로 비행시키면서 추를 가지고 추력을 측정하는 별도의 실험을 수행하였다. 그 결과 SYMA X8SW는 수직상승할 때는 약 300 g, 직진할 때는 약 275 g의 추를 최대로 이송할 수 있다는 것을 확인하였다. 수직상승할 때 측정된 값은 본 실험 장치의 로드셀에서 측정된 값과 아주 유사하며, 이는 본 실험 장치가 드론 수직상승시 추력을 잘 측정할 수 있다는 점을 보여준다고 할 수 있다.

또한 수직상승과 직진할 때의 추 무게를 이용하여 직진시 드론의 기울어진 각도를 다음과 같이 간단한 식을 이용하여 유추할 수 있다:

$$\theta_1 = \cos^{-1}\left(\frac{275}{300}\right) = 23.5^o$$

Fig. 6에서 볼 수 있듯이 위에 주어진 각도는 추력과 드론 중량을 제외한 수직힘이 이루어는 각도로 정의한 것이다. 이 각도는 앞에서 서술한 바 본 실험 장치에서 전진비행시 드론의 기울어진 각도로 제시된 측정값과 비교적 잘 일치한다. 따라서 결론적으로 본 실험 장치가 수직 상승 또는 전진 비행상황을 실제 상황에 아주 근접하게 잘 모사할 수 있다고 말할 수 있다.

다음부터는 본 실험 장치를 통해 얻은 값들을 이용하여 SYMA X8SW 공력 성능에 대해 논의해 보고자 한다. 드론 공력 성능에서

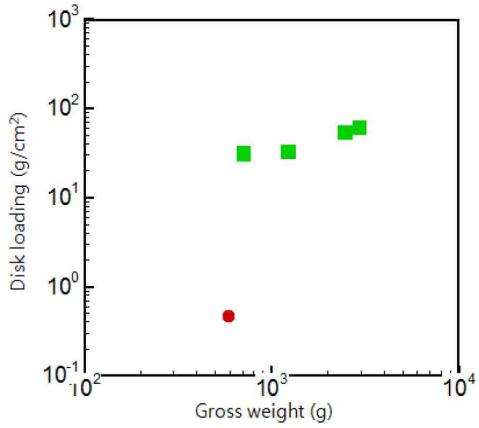


Fig. 7 Disk loading vs gross takeoff weight: Circle; SYMA X8SW, Square, Existing MAVs

추력은 가장 중요한 인자들 중 하나로 간주되며, 보통 추력계수 ($C_T = T/(\rho D^4 \omega^2)$)를 통해 정량적으로 표시된다. 여기서 T는 추력, ρ는 주위 유체 밀도, D는 드론 프로펠러 지름, ω는 프로펠러 각속도이다. 각속도는 타코미터를 통해 측정되었으며 약 4,000 rpm이다.

본 연구에서 고려한 SYMA X8SW의 추력 계수를 구하면, $C_T = T/(\rho D^4 \omega^2) = 0.15$이다. 이는 Lundstrom and Krus[11] 결과값과 아주 유사하다. 추력을 이용하여 비행체의 공력성능을 나타내는 또 다른 방법으로는 disc loading이 있다. Disc loading은 추력을 이용하여 다음과 같이 정의된다.

$$DL = \sqrt{\frac{T}{A}} \tag{2}$$

여기서 DL은 disc loading이며, A는 단면적이다. 본 연구에서는 블레이드 지름을 이용하여 단면적을 정의하였다. 따라서 추력도 앞에서 제시한 전체 추력을 각 블레이드가 균등하게 발생시킨다는 가정하에 1/4배한 값을 이용하였다.

위에 제시된 정의에 따라 SYMA X8SW의 disc loading을 구하면 0.47 g/cm^{2}이다. 본 연구에서 고려한 SYMA X8SW의 disc loading은 Fig. 7과 같은 방식으로 다른 소형비행체의 disc loading과 비교될 수 있다. Fig. 7에서 볼 수 있듯이, SYMA X8SW는 동일한 질량에 대비해 disc loading이 다른 소형비행체와 비교하여 작은 것을 알 수 있다.

추력 또는 disc loading은 드론이 운반할 수 있는 payload와 밀접한 관련이 있다. Payload가 우수한 드론으로 보통 DJI MATRICE 600, DJI S900, Yuneec Tornado H920 등이 있다. 이들 드론은 6 kg, 4.9 kg, 1.6 kg 등의 payload가 가진다. 드론의 payload를 보다 객관적으로 살펴보기 위해 드론 단위질량당 payload를 구해보면 Table 4와 같다.

Table 4 Gross weight, payload and ratio of payload and gross weight of drones

	Gross weight (kg)	Payload (kg)	Payload/ Gross weight
DJI MATRICE	20	6	0.3
DJI S900	8.16	4.9	0.6
Yunee Tornado H920	20.2	1.6	0.08
SYMA X8SW	0.59	0.3	0.51

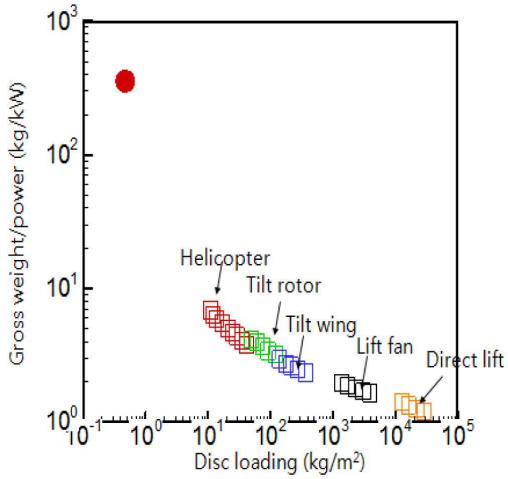


Fig. 8 Disc loading vs Gross weight/power: Circle; SYMA X8SW, other data; Maisel et al.[12]

Table 4를 볼 경우, 위에서 예로 든 드론의 경우 단위 질량당 payload가 0.08~0.6을 가지며, 본 연구에서 SYMA X8SW는 0.51로 SYMA X8SW는 다른 드론과 비교하여 우수한 단위질량당 payload 성능을 가짐을 알 수 있다. 이런 사실을 앞에서 분석한 disc loading 분석과 같이 고려할 때, SYMA X8SW 프로펠러에서 발생하는 절대적인 추력은 크나, 효율성은 다소 낮음을 보여준다고 할 수 있다. 이와 같이 본 실험 장치와 같은 드론 공력 성능 측정 장치를 이용한다면 드론 공력 성능에 대한 이해를 증진시키고, 나아가 개선에 대한 아이디어를 확보할 수도 있을 것이다.

Fig. 8은 disc loading 대비 gross weight/power를 보여주는 그림이다. SYMA X8SW 파워는 추력과 단면적을 고려하여 $P = T^{3/2}/\sqrt{2\rho A}$ 식으로부터 구하였으며, 그 값은 2.186 W이다. Fig. 8에는 비교를 위하여 다른 비행체들의 값들도 같이 보여준다. Fig. 8에서 볼 수 있듯이, 본 실험으로부터 제시된 SYMA X8SW의 값을 다른 비행체들의 값들과 비교할 경우 disc loading이 감소할수록 gross weight/poower가 커지는 경향성을 가지는 것을 알 수 있다.

파워와 관련해서는 FM (Figure of Merit)를 고려하는 것이 또

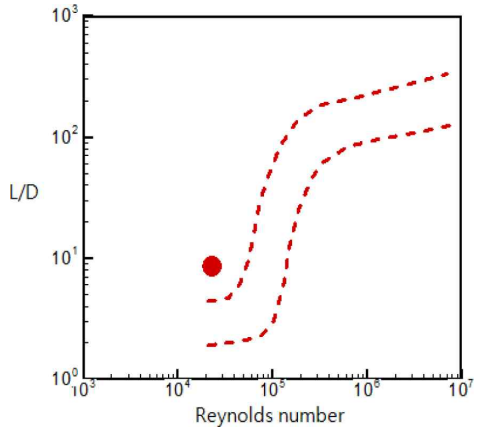


Fig. 9 Aerodynamic performance of SYMA X8SW propellers: Circle; SYMA X8SW, dashed line; maximum and minimum values of L/D of low Reynolds number airfoils (Lissaman, 1983[13])

한 일반적이다. FM은 induced power factor ($\kappa = T/(\rho D^2 \omega^2)$)의 역수이다. 기존 연구에 따르면 본 연구에서 고려한 SYMA X8SW의 0.4라는 FM값은 일반적인 드론의 FM 값으로는 낮은 값이라고 말할 수 있다.

Fig. 9는 공력 성능을 측정할 수 있는 또 다른 인자인 양항비(L/D)를 보여준다. 여기서 D는 항력, L은 양력이다. 본 연구에서 고려한 SYMA X8SW의 항력과 양력은 추력과 각도를 이용하여 다음과 같이 정의될 수 있다(Fig. 6 참조).

$$D = -T sin\theta_1 \tag{3}$$

$$L = -T cos\theta_1 + mg \tag{4}$$

위 식에 따라 항력은 100 g, 양력은 860 g이 나오며, 따라서 양항비는 8.6이다.

SYMA X8SW 양항비를 다른 비행체와 비교하기 위하여 Fig. 9에서 Lissaman[13]에 제시된 결과값을 같이 제시하였다. 여기서 Reynolds수는 maximum chord length (3 cm)와 블레이드 팁에서의 속도를 기준으로 정의하였으며, 그 값은 23,000이다.

Fig. 9에서 볼 수 있듯이, SYMA X8SW 양항비는 기존 결과들과 비교하여 유사하거나 또는 약간 우수하게 나타난다.

3. 결 론

본 연구에서는 드론 공력 성능을 측정할 수 있는 실험장치(testbed)를 구축하고, 이를 이용하여 간단히 드론에 대한 공력성능을 살펴보고자 하였다.

본 연구에서 구축한 실험장치는 드론을 장치에 고정시키는 정적 실험장치로, 추력, 전류를 통한 배터리 충전량 그리고 드론 비행 각도를 로드셀, 전류계, IMU 센서를 이용하여 측정한다.

본 연구에서 측정한 값들을 이용하여 드론 공력성능을 확인하는 작업을 예시하기 위하여, 구축된 실험장치에 SYMA X8SW라는 드론을 직접 장착시켜 예비실험을 진행하였다. 이를 통해 측정된 값들을 이용하여 disc loading, FM, 양항비와 같은 공력 성능을 이해하기 위한 값들에 대해 논의하였다. 이런 작업을 통해 본 실험장치가 드론 개발작업시 필요한 드론 공력성능 데이터를 제공할 수 있다는 것을 확인하였다.

본 연구에서 보여준 실험 방법을 확장하여 본 실험장치와 풍동 실험 장치를 결합한다면, 외부 바람 요인에 따른 드론 공력성능에 대한 데이터도 확보할 수 있을 것이다. 실제로 본 연구에서는 이에 따른 기초실험으로 선풍기를 이용한 실험을 수행하였으며, 선풍기 바람이 존재할 경우 로드셀에 측정되는 추력이 감소함을 확인하였다. 이런 결과는 Lundstrom and Krus[11] 결과와 정성적으로 일치하는 것이다.

또한 본 연구에서 개발된 정적 실험장치로부터의 측정값들은 CFD 해석에 대한 검증 데이터로도 이용될 수 있다. 기본적으로 CFD 해석에서 드론 실제 비행시 드론이 경험하게 되는 외부 대기조건을 완벽히 모사하기에는 많은 어려움이 따른다. 따라서 현재와 같이 외부 대기요인을 배제하고 이루어지는 정적 실험 데이터는 CFD 정확도를 검증하는 데에 많은 기여를 할 수 있다[14].

결론적으로 본 연구에서 구축한 드론 공력성능 측정 장치는 본 논문에서 몇 가지 예로 살펴보았듯이, 블레이드-블레이드, 블레이드-드론 몸체간의 간섭 등 블레이드 단독 실험에서 고려하기 힘든 영향들을 고려한 조건에서 드론 자세제어 및 자동 비행을 위해서 보다 정확한 유체역학적 정보를 제공할 수 있다. 따라서 본 연구에서 구축한 드론 공력성능 측정 장치를 드론 설계를 위해 많이 고려되는 블레이드 단독 실험 또는 CFD 해석 연구와 같이 고려한다면 드론 성능을 향상시키는 데 많은 기여를 할 수 있을 것으로 기대된다. 다만 본 연구에서의 장치를 이용한 추력과 각도 측정값이 추를 이용한 실험값과 추력의 경우 5% 내외를 보이고 있으며 이런 차이가 본 연구 목표인 드론 설계 초기 단계 적용을 위한 장치 설계를 고려할 때 큰 차이가 아니라 하더라도, 향후 본 장치를 보다 폭넓게 설계에 이용하기 위해서는 본 논문에서 제시한 장치의 개선이 필요하다고 할 수 있다. 본 장치 개선시 장치에서 발생할 수 있는 유동 교란으로 인한 영향은 고려되어야 할 중요한 부분이라고 할 수 있다.

후 기

이 연구는 서울과학기술대학교 교내 학술연구비 지원으로 수행되었습니다.

References

[1] Hassanalian, M., Abdelkefi, A., 2017, Classification, Applications, and Design Challenges of Drones: a Review, Pro. Aero. Sci., 91, 99-131.

[2] Lee, J. H., Choi, B. O., Park, J. W., Baek, D. C., Nam, T. Y., Jang, J., Kim, S. H. 2017, A Study on the Development of Performance and Life Test Equipment of Industrial UAV, 2017 KSME Fall Conference, 1076-1078.

[3] Song, J., Wie, S. Y., Song, K. W., Kim, D. K., 2015, Experimental Study for Performance of Modified Propeller for Improved and Used Propeller Using at Multi-copter 2015 KSAS Fall Conference, 2202-2205.

[4] Kim, D. K., Wie, S. Y., Song, J., Song, K. W., Hwang, C., Joo, G., 2015, Technology Trend on the Status of the Unmanned Multicopter Development, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace 3:2 80-91.

[5] Theys, B., Dimitriadis, G., Andrianne, T., Hendrick, P., Schutter, J. D., 2014, Wind Tunnel Testing of a VTOL MAV Propeller in Tilted Operating Mode, 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systmes (ICUAS), 1064-1072.

[6] Mizui, M., Yamamot, I., Ohsawa, R., 2012, Effects of Propeller-balance on Sensors in Small-scale Unmanned Aerial Vehicle, IOSR J. Eng., 2:8 23-27.

[7] Capello, E., Park, H., Tavora, B., Guglieri, G., Romano, M., 2015, Modeling and Experimental Parameter Identification of a Multicopter Via a Compound Pendulum Test Rig 2015 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS), 308-317.

[8] Bellocchio. E., Ciarfuglia, T. A., Crocetti, F., Ficola, A., Valigi, P., 2016, Modelling and Simulation of a Quadrotor in V-tail Configurations, International Journal of Modeling, Identification and Control, 26:2 078330.

[9] Hoffman, G. M., Huang, H., Waslander, S. L., Tomlin, C. J., 2007, Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment, AIAA Guidance Navigation and Control Conference and Exhibit, 2007-6461.

[10] Dong, W., Gu, G. Y., Zhu, X., Ding, H., 2014, Development of a Quadrotor Test Bed - Modelling, Parameter Identification, Controller Design and Trajectory Generation, Int. J. Adv. Rob. Sys. 12:7 5772-59618.

[11] Lundstrom, D., Krus, P., 2012, Testing of Atmospheric Turbulence Effects on the Performance of Micro Air Vehicle, Int. J. Micro Air Vehicle, 4:2 133-149.

[12] Maisel, M. D., Giulianetti, D. J., Dugan, D. C., 2000, The History of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft: From Concept to Flight, NASA SP-2000-4517.

[13] Lissaman, P. B. S. 1983, Low-Reynolds-number Airfoils, Annu. Rev. Fluid Mech., 15 223-239.

[14] Vitzilaios, N., Tsourveloudis, N. C., 2009, An Experimental Test Bed for Small Unmanned Helicopters, J. Intelligent and Robotic Systems, 54:5 769-794.