

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(1), 59-67(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.1.59

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

드론용 동축 프로펠러 시험장치 개발 및 제자리비행 성능특성에 대한 실험적 연구

송연하*, 김덕관**

Development of Coaxial Propeller Test Facility and Experimental Study on Hover Performance Characteristics for Drone

Youn-Ha Song* and Deog-Kwan Kim**

Korea University of Science and Technology(UST)*, **

Korea Aerospace Research Institute(KARI)**

ABSTRACT

In this paper, the test facility for coaxial propellers at low Reynolds developed and validated by measured data. The test equipment was designed to measure the hovering performance of propellers according to distances between the upper/lower propellers. Thrust, torque, rotational speed, vibration, and amperage of upper and lower propellers can be measured separately. The data acquisition system was built to collect signals of sensors, and LabVIEW software was used to control the motor and collect the signal. The hover performance tests of single propellers were preceded for the facility validation, and then the performance values of coaxial propellers were measured according to distances and diameter differences between the upper/lower propellers. The results showed that the high efficiency is achieved at 20%~30% distance between the upper propeller and lower one. The configuration that the upper propeller has shorter diameter than the lower one has the highest efficiency than other configuration.

초 록

본 논문에서는 저 레이놀즈 동축 프로펠러의 제자리 비행 특성연구를 위한 시험장치 개발 과정과 실험결과를 기술하였다. 상/하부 프로펠러간의 간격 변화에 따른 제자리 비행 성능 측정이 가능하도록 시험장치를 설계하였다. 그리고 상/하부 프로펠러 각각의 추력, 토크, 회전 수, 진동, 전류량을 측정할 수 있도록 장치를 구성하였다. 센서의 신호 수집을 위하여 자료 획득시스템을 구축하고 LabVIEW 기반의 소프트웨어에서 모터의 제어와 신호 수집을 하였다. 단일 프로펠러의 지상회전 실험을 통한 성능 특성 데이터를 확보한 후, 동축 프로펠러 사이의 간격과 상/하부 직경의 차이에 따른 성능 특성과 효율향상을 위한 실험을 진행하였다. 성능 실험분석 결과 동축 프로펠러 사이 간격이 로터 직경의 20~30%일 때 효율이 높은 것으로 확인되었으며, 그 이상일 경우는 큰 차이가 없었다. 상부 프로펠러의 직경이 하부 프로펠러의 직경보다 작을 경우가 다른 직경 조합에 비해 가장 높은 효율을 보였다.

† Received : November 1, 2017 Revised : December 6, 2017 Accepted : December 9, 2017

** Corresponding author, E-mail : shine@kari.re.kr

Key Words : Drone(드론), Multicopter(멀티콥터), Coaxial propeller(동축 프로펠러), Propeller test equipment(프로펠러 테스트 장비), Hover performance(제자리 비행성능)

Nomenclature

A	:	Disk area (m^2)
A_b	:	Propeller area (m^2)
C_P	:	Power coefficient
C_T	:	Thrust coefficient
CW	:	Clockwise
CCW	:	Counter clockwise
D	:	Propeller diameter (m)
ESC	:	Electronic speed controller
FCC	:	Flight control computer
FFT	:	Fast fourier transform
FM	:	Figure of merit
H	:	Distance between propeller (m)
H/D	:	Height to Diameter ratio
P_{ideal}	:	Ideal power (W)
P_{meas}	:	Measured power (W)
PWM	:	Pulse width modulation
R	:	Radius (m)
Re	:	Reynolds number
RPM	:	Revolution per minute (r/min)
T	:	Thrust (N)
V_{ind}	:	Induced velocity (m/s)
σ	:	Solidity

I. 서 론

최근 드론산업은 과거 전통적인 군사용뿐만 아니라 다양한 레저 및 취미활동까지 활용영역을 넓히며 많은 성장을 이루었다[1,2]. 더욱 확장된 드론의 임무를 수행하기 위해 FCC, 모터, 배터리 그리고 기체, 프로펠러의 형상 등에서 많은 발전을 가져왔다. 향후 사람을 이동시키는 드론 택시(Drone Taxi) 또는 패시저 드론(passenger drone) 까지 발전할 전망이다[1].

대표적으로 운용되는 산업용 드론으로 농업방제용 드론을 들 수 있다. 무인 헬리콥터로 방제를 하던 기존 방식에서 간단한 구조와 운용 편리성 등이 향상된 멀티콥터 형태 드론으로 전환되는 추세이다. 상업용으로 판매되는 방제용 멀티콥터 드론은 유상하중 5 kg, 10 kg, 30 kg급으로 나와 있으며 높은 유상하중의 임무를 수행하기

위해 8개의 프로펠러와 모터로 추력을 내는 옥토크터가 가장 많이 활용되고 있다. 8개의 프로펠러와 모터는 높은 추력을 내기 위해 프로펠러 면적을 증가시키기 위함이다.

그러나 이렇게 증가한 모터와 프로펠러에 의해 몇 가지 단점이 발생한다. 먼저 기체 전체의 크기가 커지게 되고, 여러 개의 프로펠러를 동체와 연결하기 위한 구조물에 의해 기체중량이 증가한다. 모터와 프로펠러가 증가하므로 정비와 유지보수에 있어서도 비용이 증가한다.

여기에 대한 대안으로 동축 프로펠러 방식을 생각해볼 수 있다. 동축 프로펠러는 같은 회전축 상에서 위와 아래에 서로 반대로 회전하는 프로펠러를 배치하는 방식이다. 이론상으로 4개의 멀티 동축 프로펠러로 직경이 동일한 8개 일반 프로펠러와 유사한 성능을 낼 수 있다. 그만큼 기체 크기를 줄일 수 있기 때문에 향상된 정비성과 작은 이착륙 공간에서 운용이 가능한 이점을 가진다.

이러한 동축 프로펠러의 특성과 성능을 살펴보기 위해 다양한 프로펠러 크기에 대한 실험적 연구가 수행되었다. NASA의 Coleman[3]은 미국, 유럽, 일본에서 진행한 동축 로터에 관련된 실험을 정리하여 보고하였다.

Ramasamy[4]는 시험장치를 구성하여 동축로터와 탠덤(Tandem)형 로터에 대해 블레이드 개수와 피치, H/D 변화에 따른 상/하 로터의 추력, 토크를 각각 측정하는 실험을 수행하였다. Prior와 Bell[5]는 장비를 구성하고 상용프로펠러를 이용하여 직경, H/D, 피치에 대해 연구를 수행하였고 성능 측정 결과를 제시하였다.

대부분의 실험이 유인용 기체 혹은 프로펠러반경 1 m 이상에 대해서 수행되었고, Prior와 Bell[5]의 실험은 프로펠러 반경 0.15 m 정도의 소형에 대해 이루어졌다. 반면 많은 수요가 예측되는 30 kg급 유상하중의 기체는 프로펠러 반경 0.3 m 이상이 많이 활용되고 있다. 이정도 크기의 프로펠러는 익단 기준으로 저 레이놀즈수($Re \approx 3 \times 10^5$)에서 운용된다.

이 영역에서는 점성의 영향이 크고 천이가 발생할 수 있기 때문에, 이론적인 해석에 의한 예측이 어렵고 실험을 통한 성능 분석이 동반되어야 한다.

본 논문에서는 저 레이놀즈($Re \approx 3 \times 10^5$)에서 운용되는 동축 프로펠러(직경 26 inch, 29 inch)에 대한 실험적 연구를 수행하였다. H/D, 상부/하부

프로펠러 직경의 변화에 대해 각각의 추력, 동력이 측정 가능하도록 시험장치를 개발하였다. 실험결과를 토대로 동축 프로펠러 효율에 대하여 분석하였다.

II. 본 론

2.1 동축 프로펠러 시험장치의 구성

시험장치의 기본 요구 조건을 Table 1에 기술하였다. 직경 30 inch 프로펠러를 기준으로 실험을 진행했을 때 H/D는 0.1-1.0까지 실험이 가능하도록 제작하였다.

Figure 1은 전체 장비의 모습으로 좌측의 사진은 상부 프로펠러가 위, 아래로 1축 이동하는 방향(H)을 나타내었다. 상부 프로펠러의 최대이동거리는 1,130 mm이다. 우측의 사진은 센서의 구성 및 설치된 위치를 나타낸 것이며 하 프로펠러의 센서의 구성은 상부 프로펠러의 센서와 대칭으로 구성되어 있다. 리니어 가이드(Linear guide)는 프로펠러의 회전 시 발생하는 토크가 추력센서에 전달되지 않도록 하고, 추력센서는 오직 상, 하의 힘만을 전달 받을 수 있도록 구성하였다. 1축 가속도계는 FFT분석을 하여 시험장치의 공진을 확인할 수 있도록 하였다. 시험장치의 상부/하부 프로펠러의 물리량을 측정하는 센서는 동일하며 Table 2에 제원을 나타내었다.

Figure 2는 센서 출력신호, 모터의 회전수를 변경하기 위한 입력신호의 구성을 나타내었으며 PWM 신호를 전자변속기(ESC)에 입력하여 회전수를 조절

Table 1. Design requirement

Propeller size	Measurement	Maximum movement(H)
15~30(inch)	Thrust(N) Torque(Nm) RPM Power(W)	1130(mm)

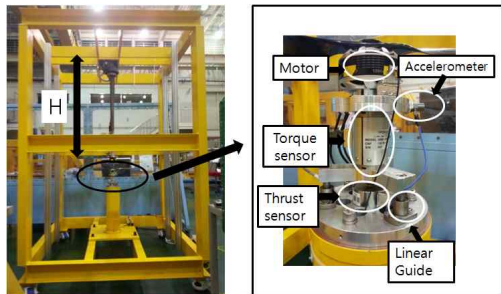


Fig. 1. Coaxial propeller test rig

Table 2. Sensor specifications

Model	U2B (HBM)	2508-02A (PCB)	352C03 (PCB)
Equipment	Thrust sensor	Torque sensor	Acceleration sensor
Range	0.5kN	5.65Nm	$\pm 4900\text{m/s}^2$ pk
sensitivity (Upper)	2.006mV/V	0.019611mV/V	1.02mV/(m/s ²)
sensitivity (lower)	-1.9981mV/V	0.018981mV/V	1.02mV/(m/s ²)

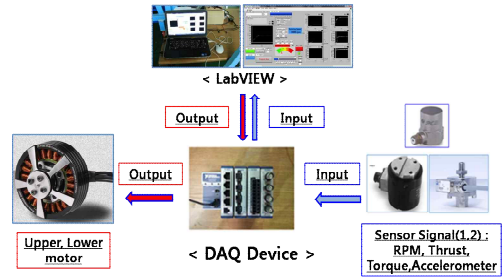


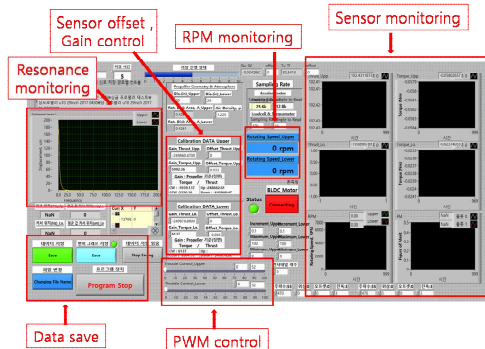
Fig. 2. Organization of data acquisition

한다. Fig. 3은 LabVIEW 프로그램으로 구성된 자료 획득시스템의 주요 구성도를 보여주고 있다. 자료 획득시스템은 크게 4부분으로 구성되며, GUI 전면부(Fig. 3(a)), 모니터링부(Fig. 3(b)), 제어부(Fig. 3(c)) 및 데이터 저장부(Fig. 3(d))를 나타내었다.

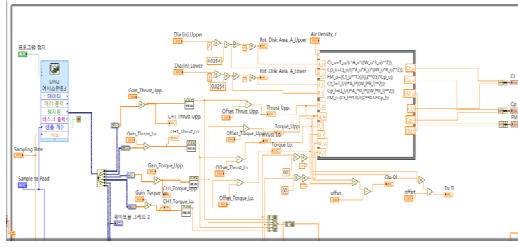
측정값 저장은 총 50개의 데이터를 5초간 받아서 저장하도록 프로그래밍 하였다. 3회 반복실험을 통해 평균값을 구하였고 저장된 데이터는 후처리를 통하여 정리하였다.

2.2 시험장치의 교정

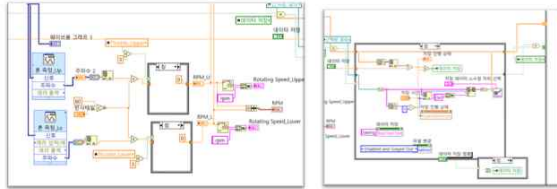
시험장치의 장착된 센서들이 치구에 조립되는 과정에서 출력값 차이가 발생할 수 있기 때문에, 이를 보정하기 위한 교정실험이 필요하다. 추력, 토크센서에 일정한 하중을 인가하고 하중을 받은 센서 출력값의 히스테리시스 곡선을 이용하여 보



(a) Front panel



(b) Monitoring part



(c) PWM control part (d) Data save part

Fig. 3. GUI and diagrams of measuring program

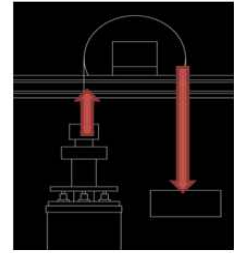
정계수 값을 도출하였다. 각 하중에 대한 측정은 총 3회 실시되었고, 3회 측정값의 평균을 보정계수 값으로 사용하였다[6].

치구의 배치와 설치는 2차원, 3차원 모델링을 통해 시뮬레이션 되었다. 시험장치에 치구의 설치와 고정은 레이저 수평, 수직계, 전자 각도기 그리고 눈금자를 이용하여 위치와 치수를 맞추어 조립하였다.

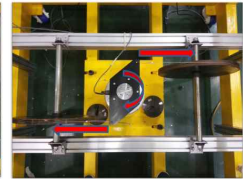
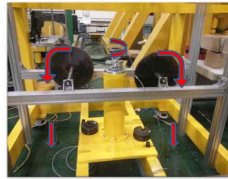
Figure 4는 도르래를 이용하여 인장 방향으로 추력센서 교정(Fig. 5(a))하는 것을 나타내었으며 토크센서 교정(Fig. 5(b))은 좌우 방향으로 도르래를 이용하여 하중을 인가하며 시행하였다. 한 쪽으로만 하중을 인가할 경우에 균형이 맞지 않아 정확한 교정이라 볼 수 없다. 좌우 동일한 하중을 인가해야 정확한 토크를 발생시킬 수 있으며, 토크센서 아래에 위치한 추력센서에 영향을 미치지 않게 할 수 있다.

Table 3은 3번의 계측을 통해 도출한 센서의 계측오차를 나타내었다. 오차발생 원인으로는 부정확한 치구 설치, 도르래의 마찰, 제조사의 센서 정밀도를 생각할 수 있다. 상부 토크센서의 오차 값이 다른 센서들보다 큰 이유는 H/D를 변경하기 위해 상부 프로펠러를 1축(상/하)으로 이동을 담당하는 기구의 정확한 교정이 어렵기 때문에 기구의 유격에 의해 전체적으로 다른 센서에 비해 높은 오차율을 가진다. 그러나 0.21%의 계측 오차는 작은 값이기 때문에 성능 측정 정확도에 영향이 거의 없을 것으로 판단되었다.

Figure 5는 상부/하부 추력, 토크센서의 4개의 교정 결과를 나타내었다. 선형함수와 측정치를



(a) Thrust calibration



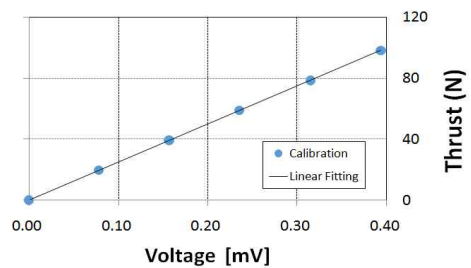
(b) Torque calibration

Fig. 4. Sensor calibration

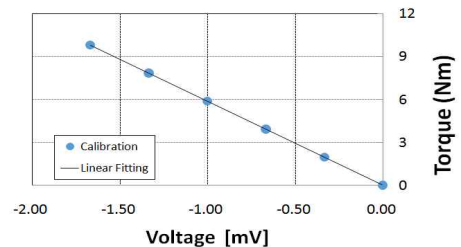
비교하여 선형성($R^2=0.9999$ 이상)을 확인하였고, 3회 측정 실험을 통해 평균값을 보정계수를 구하고 교정을 완료된 뒤에 실제 하중을 주어 정확한 값들이 측정되는지 확인하였다.

Table 3. Sensor calibration error

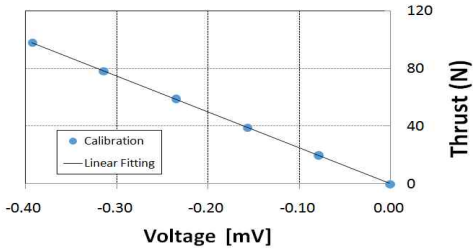
	Thrust sensor	Torque sensor
Upper	0.05%(compression)	0.21%(CCW)
Lower	0.09%(tension)	0.06%(CW)



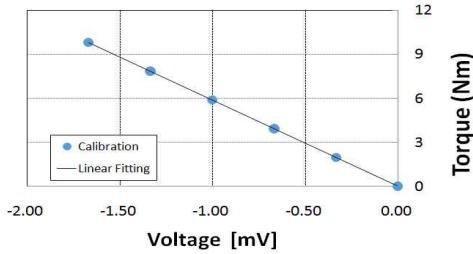
(a) Upper thrust calibration results



(b) Upper torque calibration results



(c) Lower Thrust Calibration Results



(d) Lower Torque Calibration Results

Fig. 5. Calibration Results

2.3 시험장치의 공진실험

개발한 시험장치의 공진주파수를 확인하였다. 회전체를 연구하는 실험을 진행할 경우에는 안전과 장비의 파손에 대비하여 공진에 대한 분석이 선행되어야 한다. 공진의 발생은 진동에 의한 센서의 오작동과 파손을 일으킨다. 공진주파수를 확인해두면 실험 시에 프로펠러의 회전수를 신속하게 변경하여 회피 가능하다.

토크센서의 상부에 부착된 1축가속도계를 이용하여 진동을 측정하였다. 프로펠러 회전수를 변경하며 1차 모드에서 발생하는 진동의 크기를 측정하였으며 측정값의 FFT 결과를 실시간으로 모니터링하며 저장했다. 진동실험결과 FFT 1차 모드 약 23 Hz (1,380 RPM)에서 가장 큰 진폭이 측정(Fig. 6)되었고 이를 고유진동수 판단하였다. 실험에서 공진회전수 가까이 도달하였을 때 육안으로 식별할 수 있을 정도의 진동이 발생하는 것을 관찰하였다.

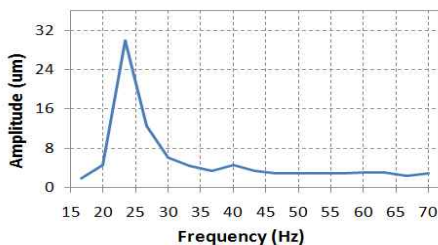


Fig. 6. FFT Analysis of propeller test

2.4 단일 프로펠러의 실험결과

단일 프로펠러의 실험은 동일한 직경을 가지는 정/역 피치 프로펠러의 추력, 동력을 측정하고 동축 프로펠러와 성능 차이를 확인하는 목적으로 수행되었다.

탄소 복합재를 이용하여 제작된 T-motor사의 상용 프로펠러(Fig. 7)를 활용하여 실험을 수행하였다.

프로펠러와 사용 기자재의 제원은 Table 4에 나타내었으며 프로펠러의 피치의 경우 공기의 강체로 가정하여 프로펠러가 1회전 하였을 때 이론적인 진행거리를 의미한다. Fig. 8에 적용한 치수의 위치를 나타내었다.

단일 프로펠러 실험을 진행하기 전에 Fig. 9와 같이 정적 평형(static balancing)교정을 진행하



Fig. 7. Test propellers (26x8.5 & 29x9.5 inch)

Table 4. Specifications of propeller, motor and ESC

Parameter	Unit	Specification			
		CW	CCW	CW	CCW
Rotation direction	N/A				
Diameter (D)	mm	660.4		736.6	
Radius (R)	mm	330.2		368.3	
Weight	g	81.7	82	108	107.7
Root-cut	mm	17.5 (0.052R)		17.5 (0.048R)	
Propeller pitch	inch	8.5		9.5	
Disk area (A)	m ²	0.342		0.426	
Propeller area (A _b)	m ²	0.027		0.041	
Solidity (σ)	N/A	0.079		0.096	
Propeller Number	N	2			
Tip Chord	mm	23		27	
Motor	kV	T-MOTOR U13 (100kV)			
ESC	A	T-MOTOR FLAME (100A)			

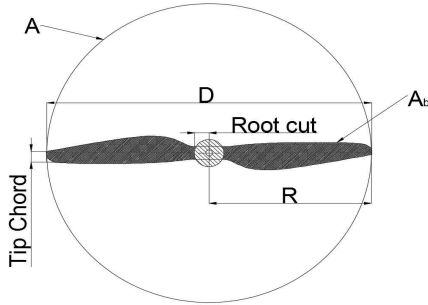


Fig. 8. Position of Propeller Dimensions

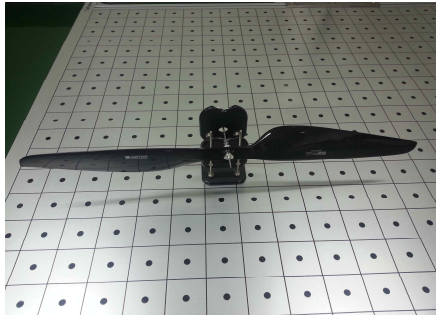
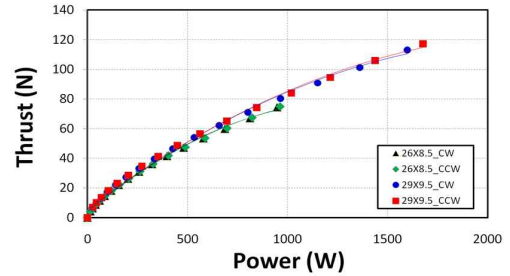


Fig. 9. Static Balancing of propeller

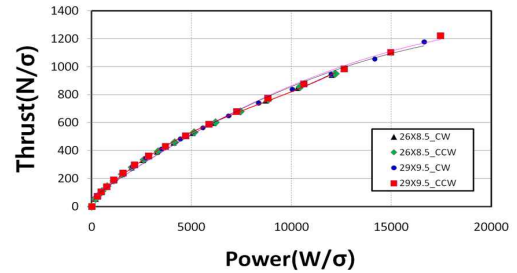
였다. 정적평형이 맞지 않는 경우 프로펠러 회전수가 올라갈수록 무게중심의 차이로 인한 원심력 하중 불균형으로 진동이 심해진다. 이러한 진동은 균일한 추력 및 토크 측정이 어렵게 하고, 실험결과의 신뢰성도 떨어뜨리게 된다. 더불어 센서 오작동을 일으킬 뿐만 아니라 심할 경우 모터의 베어링 파손까지 발생시킬 수 있다. 정적 평형을 맞추는 대표적인 방법은 프로펠러의 끝단에 테이핑 하여 좌우 무게중심 균형이 맞도록 교정한다. 테이핑을 하여 정적 균형을 맞추는 방법은 프로펠러의 형상변화에 거의 영향을 주지 않고 정적균형을 맞추는 가장 대표적인 방법이다[7]. 실험대상은 26(직경)×8.5(피치) inch (CW/CCW), 29×9.5 inch (CW/CCW) 프로펠러로 4종류의 단일 프로펠러 실험을 진행하였다. 프로펠러 회전범위는 1,000~4,200 RPM이고 200 RPM 간격으로 수행하였다. RPM 간격당 3번의 반복실험을 통해, 측정오차범위(±1.5%) 안으로 정확성과 반복성을 확인한 뒤, 세 개 측정값의 평균으로 결과 값을 도출하였다.

Figure 10은 4개의 프로펠러에 대한 추력-파워(a), 추력-파워/solidity(b) 그래프를 나타내었다.

먼저 Fig. 10(a)에서 26×8.5 inch (CW/CCW), 29×9.5 inch (CW/CCW) 실험결과를 보면 회전방향에 따라 성능차이가 거의 없는 것으로 보인다. 그리고 프로펠러 면적에 대한 차이를 검토해보기



(a) Thrust vs Power of single propellers



(b) Thrust(N/σ) vs Power(W/σ) of single propellers

Fig. 10. Thrust vs Power of single propellers

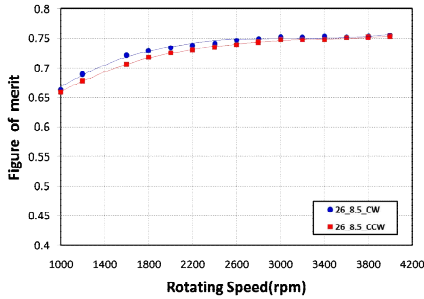
위해 solidity를 분모로 하여 나타낸 추력과 파워를 보면 (Fig. 10(b)) 26 inch와 29 inch 프로펠러 사이 성능차이가 거의 없는 것으로 나타난다. 이는 두 프로펠러의 형상 간 유사성이 있기 때문으로 판단된다.

제자리 비행에 대한 추진 효율을 나타내는 값으로 동일 추력을 내는데 필요한 이상 동력(Ideal Power)과 실제 동력(Measured Power)의 비를 나타내는 FM을 이용한다. 식 (1)과 같이 나타내며, 값이 클수록 효율이 좋다.

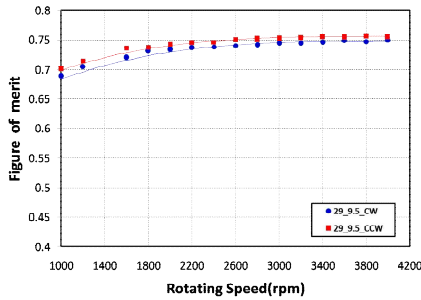
$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{meas}} = \frac{(C_{T_{meas}})^{3/2}}{\sqrt{2} C_{P_{meas}}} \quad (1)$$

실험을 통하여 측정된 추력과 동력의 관계를 이용하여 RPM 변화에 대한 FM을 Fig. 11에 나타내었다.

실험회전수 3,800RPM에서 FM 차이를 확인하면 26×8.5 inch 정/역방향의 프로펠러는 0.94%의 차이를 보이며 29×9.5 inch 정/역방향의 프로펠러는 1.4%의 차이를 보였다. 이 때 26 inch의 경우는 정방향 프로펠러 효율이 높는데 29 inch의 경우는 역방향이 높으므로, 장치구성 측면에서 발생한 오차가 아닌, 프로펠러 형상의 불일치에 의한 오차일 것으로 판단하였다.



(a) FM vs RPM (26 inch propeller)



(b) FM vs RPM (29 inch propeller)

Fig. 11. FM vs RPM of single propellers

26×8.5 inch (CW/CCW) 프로펠러가 29×9.5 inch (CW/CCW)에 비해 같은 추력에서 동력이 크고 FM은 낮다. 운동량이론에 따르면 프로펠러 유도속도와 반경은 반비례 관계에 있기 때문에 (식 (2)), 반경이 커질수록 유도동력이 감소한다. 그러므로 29×9.5 inch (CW/CCW) 프로펠러가 더 효율이 높다.

$$V_{ind} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \propto \frac{1}{R} \quad (2)$$

2.5 동축 프로펠러의 실험

동축 프로펠러 실험은 상부/하부 동일한 직경의 26, 29 inch의 프로펠러와 직경이 다른 26(상부)/29(하부), 29/26 inch의 4종류의 실험을 하였다.

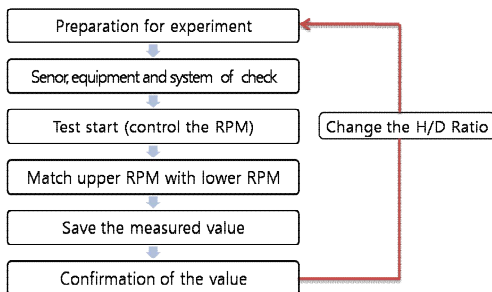


Fig. 12. Coaxial propeller test procedure

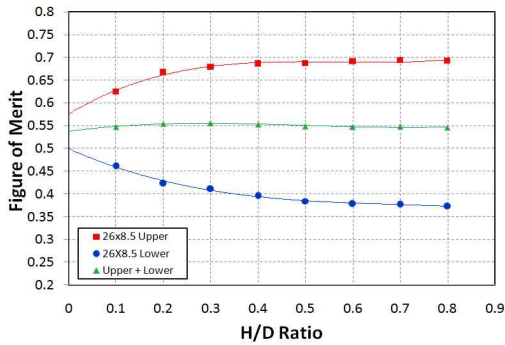
상부의 프로펠러방향은 정방향(CW)이며 하부의 프로펠러 방향은 역방향(CCW)로 모든 동축 프로펠러의 실험에서 동일하다. Fig. 12은 동축 프로펠러 실험절차를 보여준다. 0.1~0.8까지 H/D를 변경하고 회전수는 T-motor사의 제자리 비행 운용 회전수를 참고하여 상/하 동일하게 3,800 RPM으로 정하였다. 3,800 RPM의 회전수와 프로펠러의 익단 길이(0.027 m)와 익단속도(154.59 m/s)의 값을 계산하면 $Re_{tip} = 3.1 \times 10^5$ 의 저 레이놀즈수 영역에서 실험하는 것을 알 수 있다. 반복실험을 통해 측정값들의 오차범위(±1.5%)와 재현성을 확인하며 실험을 진행하였다. 동축 프로펠러의 FM은 Leishman[8]이 제시한 식 (3)으로 계산되었다.

$$F.M_{coax} = \frac{\frac{C_{T_u}^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{C_{T_l}^{3/2}}{\sqrt{2}}}{C_{Q_u} + C_{Q_l}} \quad (3)$$

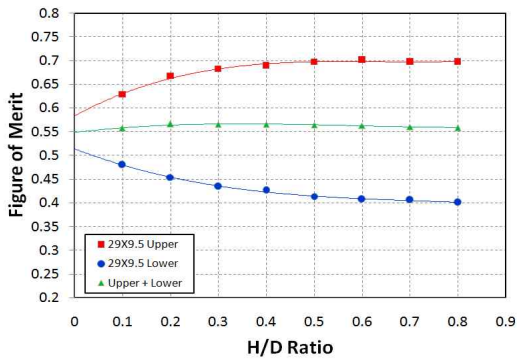
Figure 13(a), (b)는 상부와 하부가 동일한 직경과(26, 29 inch) 회전수(3,800 RPM)에서 H/D의 변화를 주며 실험한 결과이다. 상부의 프로펠러의 FM의 경우 H/D가 증가할수록 0.4까지 증가하다가 동일해지는 추세를 보이며, 하부 프로펠러의 FM이 감소하는 것을 확인할 수 있다. 저 레이놀즈수 영역의 점성효과로 인해 H/D간격이 넓어짐에도 여전히 하부로부터 성능에 미소한 영향을 미치고 있음을 알 수 있다.

Figure 13(c)은 동일 회전수일 때 단일 프로펠러 실험결과와 동축 프로펠러의 실험결과와 H/D에 대한 FM을 나타낸 것이다. 단일프로펠러의 경우 동축 프로펠러와 달리 후류에 의한 간섭이 없기 때문에 실험 결과를 비교해보면 FM이 H/D 0.2에서 약 0.19정도로 단일프로펠러가 높은 것을 볼 수 있다. 동축 프로펠러 실험결과 26/26, 29/29 inch의 H/D가 약 0.2~0.3에서 최대 FM을 보이며, 그 이상이 되면 FM이 거의 일정해지는 것을 볼 수 있다. Fig. 13(a), (b)에서 확인한 바와 같이 점성효과에 의해 하부 프로펠러의 FM이 계속 감소하고 있기 때문에, 동축에서 H/D > 0.3 이후의 FM이 감소한다.

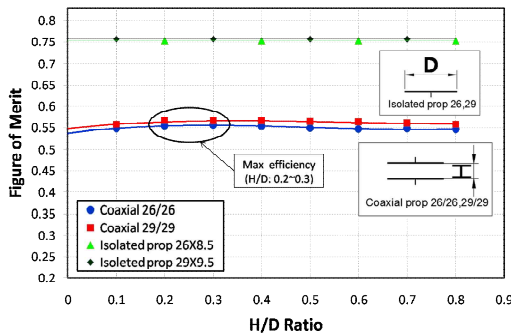
그리고 Fig. 13(c)에서 단일 프로펠러의 FM이 동축 프로펠러 FM보다 높는데 이것은 단일프로펠러의 C_T/σ 가 0.122이고 동축 프로펠러의 값인 0.086보다 높기 때문이다. 엄밀한 성능비교를 위해서는 C_T/σ 의 값이 동일한 두 프로펠러를 비교해야 하지만 본 연구에서는 RPM변화에 따른 성능을 측정하였기 때문에 단일 프로펠러와 동축 프로펠러 무차원화 계수의 범위가 다르게 측정될 수밖에 없다. 본 실험 결과에 따르면 같



(a) Test result of upper, lower FM (26 inch)



(b) Test result of upper, lower FM (29 inch)



(c) Comparison of single and coaxial propeller

Fig. 13. Test result of Isolated and same diameter propeller

은 프로펠러로 동축 구현 시 제자리 비행 성능이 감소하는 것으로 나타났지만 C_T/σ 가 낮기 때문에 더 많은 하중을 수용할 수 있는 장점이 있다.

26/26 inch가 29/29 inch의 FM보다 전체적으로 낮은 결과를 보이는데 앞서 단일로터의 경우와 같이 29/29 inch의 프로펠러의 유도동력이 상대적으로 26/26 inch보다 낮아 FM의 차이가 생겼다.

Figure 14는 직경이 다른 26/29, 29/26 inch의

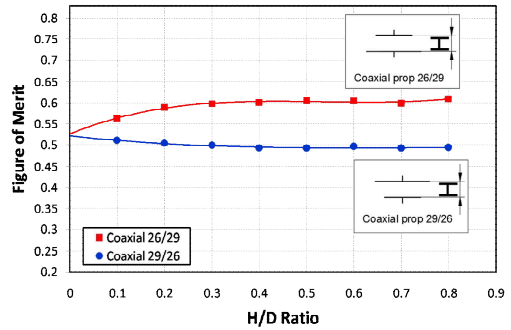


Fig. 14. Test result of different diameter

동축 프로펠러의 FM에 대한 H/D를 나타내었다. 26/29 inch의 경우 H/D가 증가함에 따라 FM가 증가하다 0.3에서부터 일정한 값을 나타낸다. 하 프로펠러의 직경이 상 프로펠러보다 길어서, 상 프로펠러의 후류간섭효과를 받는 영역이 축소되었기 때문에 직경이 동일한 프로펠러의 FM보다 높은 것을 확인했다. 29/26 inch의 동축 프로펠러의 실험결과는 직경이 동일한 실험결과와 26/29 inch 시험결과에 비해 낮은 FM을 보인다.

29/26 inch의 프로펠러 간의 간격이 증가하더라도 상 프로펠러의 직경이 길어 후류영역이 넓기 때문에 하 프로펠러에 전체적으로 유동간섭의 영향을 주는 것으로 보인다. 그러므로 FM이 다른 프로펠러들보다 낮고, H/D의 증가에도 FM 값이 일정하다.

III. 결 론

본 연구는 H/D, 직경의 변화를 통한 저 레이놀즈수($Re \approx 3 \times 10^5$) 동축 프로펠러의 제자리 성능 특성에 대한 연구를 수행하기 위한 전용 시험장치를 개발하고 검증하였으며 연구를 통하여 다음의 결론을 얻을 수 있었다.

1) 시험장치에서 측정되는 데이터는 실시간으로 보고 저장할 수 있도록 구성하였으며 각 센서의 교정, 공진 그리고 반복성 실험을 통해 장비의 신뢰성을 확보하였다.

2) 단일 프로펠러에 대한 데이터를 확보하였고 동축 프로펠러의 경우 H/D가 0.2~0.3에서 최대 성능이 나오며, 그 이상의 H/D는 성능지수가 일정하게 되는 것을 볼 수 있으며 상/하 프로펠러의 직경이 다른 경우, 상 프로펠러 직경이 하 프로펠러 직경보다 짧을 때 성능이 보다 향상됨을 확인하였다. 이것은 상/하 프로펠러 간섭효과가 0.3(H/D)이상부터 일정하다는 것을 알 수 있고

이는 상 프로펠러 직경이 짧아 하 프로펠러에 미치는 후류 영향이 작기 때문이라는 것을 알 수 있다.

3) 본 연구결과는 기존 선행실험연구결과[4,5]와 동일한 경향을 보이고 있는 것을 확인하였으며, 본 연구를 통해 독자적으로 개발한 시험장치와 도르래 활용 센서 교정방법이 실제 사용 가능한 수준이며, 실험결과도 유효성이 있음을 확인하였다.

본 연구결과는 저 레이놀즈수($Re \approx 3 \times 10^5$) 동축 프로펠러의 성능을 측정하였기 때문에 향후 이를 활용한 수치해석의 검증 혹은 상세공력특성 연구에 도움이 될 것으로 기대된다. 더불어 향후 드론 택시 또는 패시저 드론[1]과 같은 수요가 예상되는 중량급 드론 개발 시 본 연구 결과가 초기 사양 및 개념 설계 시 참고가 될 것으로 보인다.

후 기

본 연구는 연구원 주요사업인 “신개념 수직이착륙 무인기 개념연구(FR18140)”과제의 일부로 진행되었으며 지원에 감사드립니다.

References

1) "First passenger drone makes its debut at CES" *The Associated Press. The Guardian. Retrieved*, NO. 2, 2016, from <http://www.theguardian.com/technology/2016/jan/07/first-passenger-drone-makes-world-debut>.

2) Kim, D. K., Wie, S. Y., Song, J. R., Song, K. W., and Joo, G., " Technology Trend on the Status

of the Unmanned Multicopter Development," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 13, No. 2, 2015, pp. 80~91.

3) Coleman, C. P., "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research," *NASA Technical Paper 3675*, 1997.

4) Ramasamy M., "Hover Performance Measurements Toward Understanding Aerodynamic Interference in Coaxial, Tandem, and Tilt Rotors", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 60, No. 3, 2015, pp. 1-17.

5) Prior, S. D., and Bell, J. C., "Empirical Measurements of Small Unmanned Aerial Vehicle Co-Axial Rotor systems", *Journal of Science and Innovation*, Vol. 1, No. 1, 2011, pp. 1-18.

6) Lee, B. E., Seo, J. W., Byun, Y. S., Kim, J., Yee, K. J., and Kang B. S., "Development and Verification of Small-Scale Rotor Hover Performance Test-stand," *Journal of the Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 10, 2009, pp 975-983.

7) Masahiko, M., Ikuo, Y., and Ryouga, O., "Effects of Propeller-balance on Sensors in Small-scale Unmanned Aerial Vehicle," *IOSR Journal of Engineering (IOSRJEN)*, Vol. 2, No. 8, 2012, pp. 23-27.

8) Leishiman, J. G., and Ananthan, S., "Aerodynamic Optimization of Coaxial Propotor", *Proceeding AHS 62th Annual Forum*, Phoenix, AX, No. 5, 2006, pp. 23