

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(3), 189-196(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.3.189

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

고고도 무인기용 프로펠러 성능특성 풍동시험

조태환*, 김양원**, 박동훈**

Wind Tunnel Test for the Propeller Performance
of the High Altitude UAV

Cho Teahwan*, Kim Yangwon** and Park Donghun**

Korea Aerospace Research Institute*

Pusan National University**

ABSTRACT

Propeller performance measurement system for high altitude UAV was designed and applied to the wind tunnel test for 2 propeller models with a diameter around 1 m. Mechanical power of the propeller was directly measured by using the torque sensor installed on the rotating axis. The thrust of whole operation body including the propeller was measured by thrust road cell. The guide rail system was suggested to reduce the weight influence of operation body on the thrust road cell. The influence of each measured variables on the aerodynamic coefficients was studied with the repeatability and uncertainty analysis. This analysis result shows that the accuracies of the road cell and the wind velocity were major factors for the thrust coefficient. Propeller performance with typical RPM was measured with various wind speeds and the test results was summarized by performance coefficients for 5 different RPM.

초 록

고고도 무인기용 프로펠러의 추력 및 토크를 측정하기 위한 시험장치를 고안하였으며, 직경 1 m급 2개의 모델에 대해 성능시험을 수행하였다. 기계적인 동력을 측정하기 위해 프로펠러 회전축에 토크센서를 설치하였으며, 작은 추력을 정밀하게 측정하기 위해 프로펠러 및 구동부 전체를 지지하는 가이드레일 시스템을 적용하였다. 반복성시험 분석 및 불확도 분석을 통해 프로펠러 성능시험에 영향을 미치는 인자들을 고찰하였다. 불확도 분석결과는 추력 로드셀의 정밀도와 시험부 풍속을 결정하는 측정인자의 정밀도가 유사한 정도로 프로펠러 성능시험에 영향을 주고 있음을 나타내고 있다. 특정 RPM 조건에서 풍속을 변경시켜가며 프로펠러의 성능을 측정한 후, 5개의 서로 다른 RPM 조건에 대한 측정결과를 프로펠러 성능계수로 나타내었다.

Key Words : Propeller(프로펠러), Wind Tunnel Test(풍동시험), HALE UAV(고고도 무인기)

† Received : May 11, 2017 Revised : September 27, 2017 Accepted : January 17, 2018

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

I. 서 론

고고도 장기체공(High Altitude Long Endurance, HALE) 무인기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)는 지상관측 및 통신중계 등을 용이하게 수행할 수 있는 장점으로 인해 최근 세계적으로 다양한 연구 및 개발이 진행되고 있다. 국내에서도 정부출연기관 중심으로 전기동력 태양광 무인기(EAV-3) 개발사업, 고고도 장기체공 시범기 개발사업 등을 통해 고고도 무인기와 관련된 연구가 활발히 진행되고 있다[1,2].

고고도 무인기 개발에 있어서 장시간 운용을 위한 저항력 기체형상 개발, 고밀도 에너지원 개발 뿐 만 아니라 낮은 밀도 조건에서 운용할 수 있는 추진시스템 개발이 전체 시스템 개발에서 중요한 기술 중 하나이다. 고고도 환경조건에 적합한 프로펠러를 설계기술을 확보하기 위해서는 정밀하고 신속한 해석 및 설계기술 개발과 더불어 해석 및 설계 결과를 뒷받침할 수 있는 시험평가 자료가 구축되어야 한다.

이영민 등은 초소형비행체 설계 및 개발의 일환으로 직경 80 mm 소형 프로펠러 추력을 측정하였다. 모형지지부에 추력센서를 부착하여 무풍 상태에서 프로펠러 추력을 측정하였으며, 배터리 전력소모율을 측정하여 소요과위를 추정하였다[3]. 조이상 등은 MAV용 프로펠러 개발의 일환으로 풍속 14 m/s 조건에서 직경 75 mm 프로펠러에 대한 풍동시험을 3분력 외장형저울을 사용하여 수행하였다[4]. 김형진 등은 비행선에 사용될 프로펠러 개발의 일환으로 직경 2 m 프로펠러에 대한 무풍조건 지상성능시험을 수행하였다[5]. 박영민 등은 프로펠러 성능해석 및 설계 기법 개발의 일환으로 직경 330 mm 프로펠러에 대한 추력측정 시험을 전기모터와 직선베어링을 조합하여 수행하였다. 풍속 0~12 m/s에서 시험이 수행되었으며, 6 m/s 이하의 낮은 풍속조건에서는 시험오류 등으로 인해 추력 값이 비정상적인 경향을 보이고 있음을 기술하였다[6].

소형 프로펠러에 대한 이전 풍동시험 연구사례들은 프로펠러 설계 검증에 주안점을 두고 수행되었으며, 시험에서 발생할 수 있는 오차 요소들에 대한 분석을 포함한 측정 정밀도에 대한 연구는 수행되지 않았다. 또한 고고도 무인기에서 요구되는 낮은 풍속조건에 대한 성능 측정은 적절하게 수행되지 않았다.

고고도 무인기 운용조건에서 프로펠러의 추력 및 파워 성능을 파악하기 위한 연구가 박동훈, 조태환 등에 의해 수행되었다. 해당 연구에서는

프로펠러의 파워 특성을 파악하기 위해 프로펠러 동력 축에서 토크를 직접 측정하는 방식을 사용하고, 추력 특성을 파악하기 위해 슬라이딩 가이드를 사용하는 방식을 제안하였다. 제안된 장치의 시험가능성 및 문제점을 파악하기 위해 소형 프로펠러 시험장치를 제작하여 풍속 6.5 m/s~20 m/s 조건에서 직경 600 mm급 프로펠러 성능시험을 수행하였다[7].

소형 시험장치를 활용한 선행시험 경험에서 고고도 무인기 프로펠러 시험을 위해서는 슬라이딩 가이드 레일의 마찰력을 개선할 필요성과 시험도중 발생하는 축회전 방향 진동을 개선할 필요성이 제기되었다. 소형 시험장치는 3 Nm의 토크에 적합하도록 설계되었으며 구동부의 무게는 2 kg 수준이나, 고고도 무인기 프로펠러 시험장치는 15 Nm 이상의 토크를 적용할 수 있어야 하므로 구동장치 및 고정장치의 무게가 증가하게 된다. 구동부 무게 증가는 선행시험에서 제기된 가이드 레일의 마찰력 영향을 더 크게 만들 수 있으므로 선행시험에서 사용된 선행 가이드에 대한 개선이 요구되었다.

프로펠러 성능시험 요구 풍속조건이 4 m/s~9 m/s로 낮은 풍속에서 성능시험이 수행되므로 추력뿐만 아니라 풍속이 시험결과에 미치는 영향도 고려되어야 한다.

본 논문은 고고도 프로펠러 성능시험 연구결과 중 시험자료 정밀도 향상을 위해 수행한 연구와 시범형상 프로펠러 성능시험 결과를 수록하고 있다.

II. 본 론

2.1 시험장치 개념설계

시험대상 프로펠러는 Table 1과 같이 직경 1.2 m 및 1.4 m를 갖는 2종 모델로 고고도 장기체공 임무를 수행하기 위해 설계된 프로펠러이다[8].

시험장치는 선행연구[7]에서 수행된 개념인 동력축에 토크센서를 설치하여 기계적인 토크를 직접측정하고 구동부를 슬라이딩 가이드 위에 설치하여 구동부 하중영향을 최소화한 상태에서 추력을 측정하는 방식을 적용하였다.

Table 1. Specification of propeller models

	Model 1	Model 2
Diameter [m]	1.2	1.4
Max. thrust [N]	40	60
Max. torque [Nm]	4	15
Max. RPM [-]	1000	800

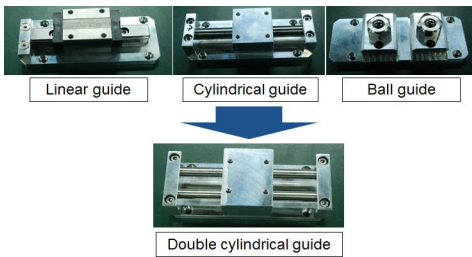


Fig. 1. Tested sliding guide systems

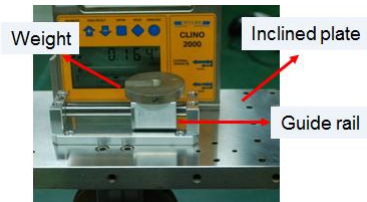


Fig. 2. Guide rail friction check by using inclined plate

선행연구[7]에서 가이드 레일 마찰력이 축력 측정 정밀도에 주요한 영향을 주는 것으로 파악 되었으므로, 이를 개선하기 위해 Fig. 1과 같이 선형가이드, 원통형가이드, 볼형가이드를 설치하여 레일 마찰력 특성 시험을 수행하였다. 영점 반복성 점검을 위해 축방향으로 임의의 하중을 부가/제거한 후 영점이 변화하는 값을 측정된 결과 선형가이드는 1 N, 원통형 가이드는 0.1 N 수준의 영점반복성을 나타내었다.

정지 마찰력을 비교하기 위해 Fig. 2와 같이 가이드 레일에 무게추를 얹은 후 경사각을 조절하여 가이드가 움직이기 시작하는 각도를 측정하였다. 선형 가이드는 축방향으로 1.2 N이 가해질 때 움직이기 시작하였으며, 원통형 가이드는 0.04 N이 가해질 때 움직이기 시작하였다.

가이드 형상별 특성시험결과에서 원통형이 가장 우수한 성능을 나타내었으므로 원통형 가이드를 시험장치에 적용하였으며, 단축 가이드가 갖는 롤링불안정성을 보완하기 위해 Fig. 1에 표기된 것과 같은 이중 원통형가이드를 시험장치에 적용하였다.

2.2 시험장치 설계

선행시험 결과를 반영하여 직경 1 m급 프로펠러 시험장치를 Fig. 3과 같이 설계하였다. 프로펠러 뒤에 토크센서와 모터가 순서대로 배치되도록 구동부를 구성하였으며, 구동부 전체를 이중 원통형가이드 위에 설치하여 자유로운 축방향 이동이 가능하도록 설계하였다. 레일 마찰력에 의한 잔류 하중이 추력 로드셀 영점값에 미치는 영향

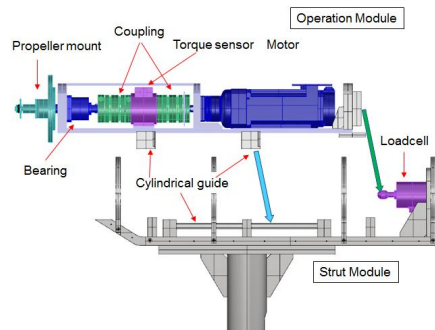


Fig. 3. Schematic and modeling of measurement device

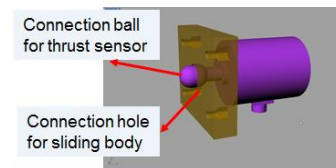


Fig. 4. Axial loadcell connector

을 개선하기 위해 구동부와 추력 로드셀을 구형 연결부를 사용하여 연결하였다. Fig. 4와 같이 추력 로드셀은 구형 연결부와 결합하였고, 구동부는 반구형 홈이 파여져 있는 연결판과 결합하였다. 영점조건에서는 두 연결부의 접촉면을 분리하여 로드셀에 하중이 가해지지 않도록 하였으며, 추력에 의해 구동모듈이 당겨지면 연결부가 접촉되어 힘이 로드셀에 전달되도록 하였다.

프로펠러 회전수 제어를 위해 토크 대응 특성이 우수하고 RPM 정밀 제어가 가능한 산업용 AC 모터(Mitsubishi사의 HG-JR 153 : 최대 RPM 6000, 최대토크 14.3 Nm, 정격출력 1.5 kW)와 3:1 감속기를 조합하여 사용하였다. 프로펠러의 회전속도를 측정하기 위해 커플링 주변에 회전판과 광센서(Autonics사의 BF4RP)를 설치하였다. 베이스와 구동모듈의 구조물은 조립 공차 및 정렬 오차를 최소화하기 위해 단일부품 정밀 가공 방식으로 제작하였으며, SUS(Steel Use Stainless) 재질을 사용하여 변형을 최소화 하였다. 토크센서 및 추력센서는 Table 2와 같이 Dacell UMI와 HBM T22 모델을 사용하였다. 제작/설치된 측정장치는 Fig. 5와 같으며, 시험장치의 분체 길이는 791 mm, 외경은 196 mm, 구동부 무게는 20 kg이다.

Table 2. Load cell and torque sensor

	Model	Range	Accuracy
Thrust	Dacell UMI	20kgf	0.03%
Torque	HBM T22	2kgf-cm	0.2%



Fig. 5. Installation of measurement device

2.3 추력 측정 시스템 특성 시험

시험장치의 추력 측정특성을 파악하기 위해 무게추를 이용한 센서 교정시험 및 프로펠러 구동 전후 영점분석을 수행하였다.

로드셀에 추력 방향의 하중을 단계적으로 가하고 다시 제거하면서 센서 신호를 얻은 후, 인가 중량 대비 신호의 기울기를 획득하여 교정인자 (conversion factor)로 사용하였다. Fig. 6에서 로드셀 신호는 하중부가 방향에 따라 기울기는 동일하나 1 N 미만의 히스테리시스 현상을 보여주고 있다. 이러한 히스테리시스 현상은 로드셀 단독 시험에서는 나타나지 않았으므로 측정 오차를 포함한 이중 실린더 가이드 시스템의 마찰력 영향으로 분석되었다. 미세하중에 대한 반응 특성을 파악하기 위해 10 N~15 N 구간에서 1 N 단위로 부가하중을 증가시키며 신호를 측정하여 측정신호의 선형특성이 잘 유지됨을 확인하였다.

실린더가이드의 마찰력 특성이 측정신호에 미치는 영향을 파악하기 위해 36회 수행된 시험의 프로펠러 구동 전 영점과 구동 후 영점 차이를 분석하였다. Fig. 7에 나타난 것과 같이 프로펠러 구동 전후 영점차이는 0.1 N 이내로 거의 차이가 나타나지 않았다.

2.4 시험 반복성 및 불확도 분석

풍동시험은 4 m x 3 m 단면적을 갖는 폐쇄형 시험부에서 프로펠러의 회전수를 특정조건으로 고정한 상태에서 풍속을 4 m/s에서 9 m/s로 점진적으로 증가시키며 시험을 수행하였다. 센서

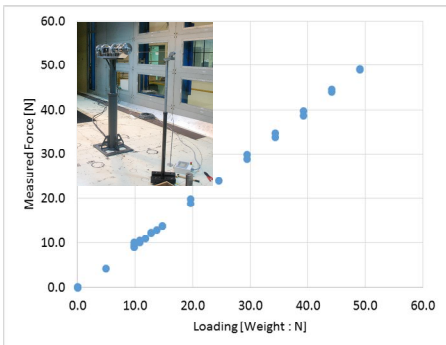


Fig. 6. In-situ calibration for thrust load cell

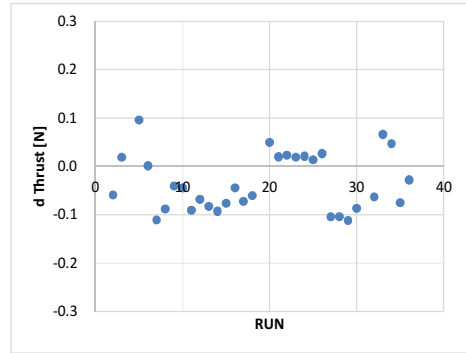


Fig. 7. Zero offset difference between before and after propeller operation

신호들이 안정된 상태에서 10 Hz의 주파수로 50 개의 데이터를 획득하여 평균을 취한 결과를 시험자료로 활용하였다.

$$\begin{bmatrix} q \\ T \\ RH \\ F \end{bmatrix} \Rightarrow \begin{bmatrix} V \\ \rho \\ n \end{bmatrix} \Rightarrow \begin{bmatrix} J \\ C_T \end{bmatrix}$$

$$q = 0.5\rho V^2, \rho = \frac{P_s}{RT}, n = \frac{RPM}{60} \tag{1}$$

$$J = \frac{V}{nD}, C_T = \frac{F}{\rho n^2 D^4}$$

시험 정밀도에 영향을 미치는 인자들을 파악하기 위해 불확도 분석을 수행하였다. 직접 측정인자는 {동압(q), 상대습도(RH), 온도(T), 회전속도(RPM), 힘(F)}이며, 이들로부터 중간인자 {풍속(V), 밀도(ρ), 회전수(n)}을 거쳐 산출되는 최종인자는 전진비(J)와 추력계수(C_T)이다. 각 인자들의 상관관계가 식 (1)에 나타나 있으며, 전진비 및 추력계수의 불확도 산출식이 식 (2)에 나타나있다.

$$\frac{\delta J}{J} = \frac{\delta V}{V} + \frac{\delta n}{n}$$

$$\frac{\delta C_T}{C_T} = \frac{\delta F}{F} + \frac{\delta \rho}{\rho} + 2 \frac{\delta n}{n} \tag{2}$$

$$\frac{\delta V}{V} = \frac{\delta \rho}{2\rho} + \frac{\delta q}{2q}$$

$$\frac{\delta \rho}{\rho} = \frac{\delta R}{R} + \frac{\delta T}{T}$$

풍속에 영향을 미치는 인자는 동압과 온도 그리고 상대습도이다. 온도와 상대습도 오차범위는 시험구간 동안 측정된 온도와 상대습도의 최대 차이값 2도, 3%를 적용하였다. 온도와 상대습도 변화에 의한 밀도변화는 0.7% 수준이다. 동압 오차범위는 풍동을 동작시키지 않은 상태에서 5시간동안 동압 영점을 측정한 결과에서 나타난 오차범위 1 Pa를 적용하였으며, 시험구간에서 동압 오차는 2.5%~9.3% 수준이다. 시험구간동안 회전수 측정값은 1 rpm 이내이었으며, 회전수 오차는 0.1% 수준이다. 이상의 결과를 식 (2)에 적용하였다. 동압 및 밀도 오차에 의한 풍속오차는 1.6%~5.0% 수준이며, 전진비 오차는 1.7%~5.1% 수준으로 나타났다.

추력계수에 영향을 미치는 인자는 추력 로드셀과 밀도 그리고 회전수이다. 추력 측정값의 오차범위는 하중부가 시험에서 나타난 오차 0.5 N을 적용하였으며, 추력 오차가 추력계수에 미치는 영향은 1.1%~1.8% 수준이다. 이상의 결과를 식 (2)에 적용한 결과, 추력 및 밀도, 회전수에 의한 추력계수의 오차범위는 1.8%~2.5% 수준으로 나타났다.

전진비는 동압에 의한 영향이 가장 주요하며, 추력계수는 추력 로드셀 및 밀도에 의한 영향이 주요한 인자로 나타났다. 반복성 시험결과를 사용하여 불확도 분석을 수행한 결과가 Table 3 및 Fig. 8에 나타나 있다. Fig. 8 CT-J 곡선의 기울기(0.15)를 사용하여 파악한 전진비 오차가 추력계수에 미치는 영향은 2% 수준으로 나타났다. 이상의 분석결과는 추력 로드셀의 정밀도와 시험부 풍속을 결정하는 측정인자의 정밀도가 유사한 정도로 프로펠러 성능시험에 영향을 주고 있음을 나타낸다.

측정정밀도 향상을 위해 프로펠러 가동 전후에 측정된 추력신호 및 동압신호 값을 영점신호

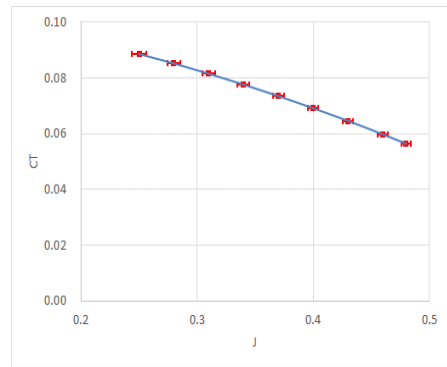


Fig. 8. Uncertainty of CT and J

로 활용하여 자료처리에 반영하였다. 통상적으로 유동 온도는 풍동 정체실에 설치된 기준 온도센서에서 측정하나, 본 연구와 같이 5 m/s 부근의 저풍속 조건에서는 유로내 공기가 충분히 섞이지 못하여 측정위치, 특히 높이에 따라 서로 다른 온도값이 측정되었다. 측정위치에 따른 온도영향을 보완하기 위해 시험부 입구 벽면 중심선에 100Ω RTD 센서를 추가로 설치하여 자료처리에 사용하였다. 설치된 RTD 센서를 점검하기 위해 프로펠러 회전부 부근에 검증용 온도센서를 임시 설치한 후, 사전점검시험을 수행하여 시험부 벽면 센서와 프로펠러 회전부 센서 간의 오차가 0.2도 이내임을 확인하였다.

시험 정밀도를 분석하기 위해 동일한 조건(867 RPM, 풍속 4~9 m/s)에서 수행된 측정결과를 비교하였다. 총 8회 수행된 반복성 시험결과는 Fig. 9와 같이 추력계수 0.002(0.8 N), 파워계수 0.0003(0.04 Nm) 이내로 나타났다.

Figure 9에 나타난 반복성시험자료를 활용하여 시험부 풍속 및 밀도를 결정하는 측정인자들이 시험결과에 미치는 영향을 비교하였다. 풍속 및 밀도를 계산함에 있어서 모든 측정인자들의 영향

Table 3. Uncertainty of CT and J

J	CT	da/q	dF/F	dJ/J	dCT/CT
0.25	0.089	0.093	0.011	0.051	0.018
0.28	0.085	0.074	0.012	0.042	0.019
0.31	0.082	0.060	0.012	0.035	0.019
0.34	0.078	0.050	0.013	0.030	0.020
0.37	0.074	0.042	0.014	0.026	0.021
0.40	0.069	0.036	0.015	0.023	0.021
0.43	0.065	0.031	0.016	0.020	0.022
0.46	0.060	0.027	0.017	0.018	0.024
0.48	0.056	0.025	0.018	0.017	0.025

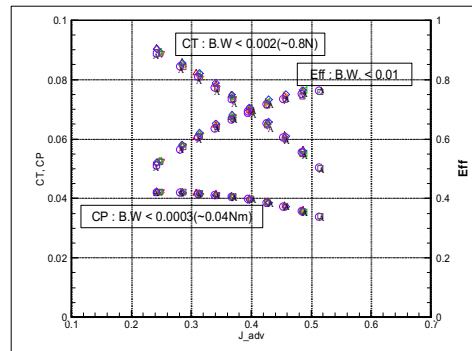


Fig. 9. Repeatability test result

을 반영한 결과와 특정 측정인자들의 영향을 배제한 결과를 비교하여 각 측정인자가 최종결과에 미치는 영향을 분석하였다.

반복성시험자료들이 갖는 편차(dCT)를 비교한 결과가 Fig. 10에 나타나 있다. 시험부 풍속 및 밀도를 계산하기 위해 ‘동압영점보정’, ‘상대습도보정’, ‘시험부 유동 온도 보정’이 모두 수행된 결과가 dCT_ref이며, ‘동압영점보정’을 적용하지 않은 시험결과가 dCT_woQ_zero이다. dCT_woQ_humidity 및 dCT_woQ_T/S Temp.는 각각 ‘상대습도 보정’ 및 ‘시험부 유동 온도 보정’을 적용하지 않은 시험결과를 나타낸다. ‘동압영점보정’을 배제한 경우 반복성 시험결과 의 표준편차(0.00160)가 모든 보정이 적용된 경우(0.00069)에 비해 2배 이상 증가되었다. ‘상대습도 보정’, ‘시험부 유동 온도 보정’이 배제된 경우의 표준편차는 각각 0.00070, 0.00089로 모든 보정이 적용된 경우에 비해 약간 증가된 것으로 나타났다. 이상의 결과는 낮은 풍속에서 수행되는 프로펠러 성능시험에서는 동압영점보정이 주요한 인자임을 나타내고 있다.

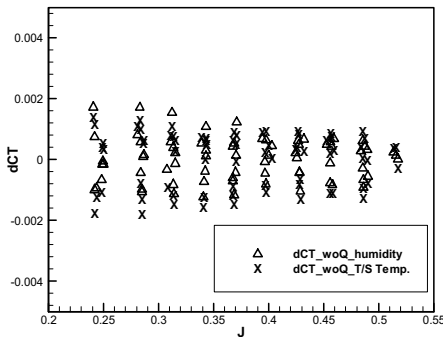
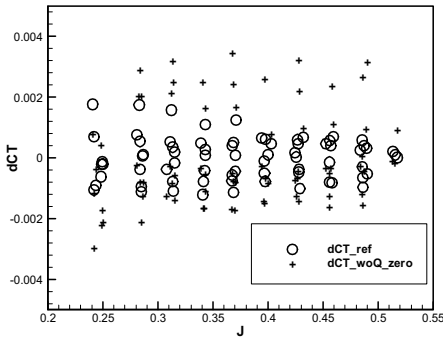


Fig. 10. The effect of q, humidity and temperature on the measurement accuracy

2.5 프로펠러 성능 시험결과

RPM을 고정하고 풍속을 달리하여 여러 전진비 조건에서의 성능을 측정하였다. Fig. 11, Fig. 12에 500, 700, 867, 950, 1050 RPM에서 측정된 프로펠러 model 1의 추력과 토크가 나타나 있다.

각 RPM에서의 측정 결과를 성능계수로 Fig. 13, Fig. 14에 나타내었다. 프로펠러 성능 계수인 추력계수, 동력계수 및 효율의 정의는 식 (3)과 같다.

$$J = \frac{V}{nD}, C_T = \frac{T}{\rho v^2 D^4}, C_P = \frac{Q\omega}{\rho v^3 D^5}, \eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (3)$$

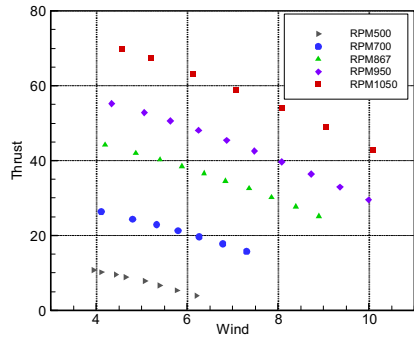


Fig. 11. Thrust measurement results : Model 1

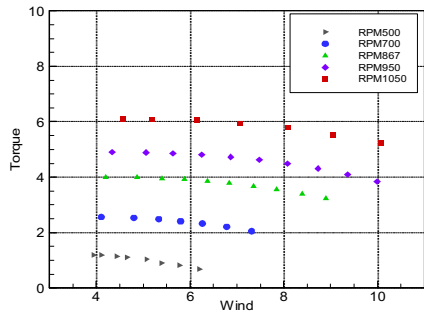


Fig. 12. Torque measurement results : Model 1

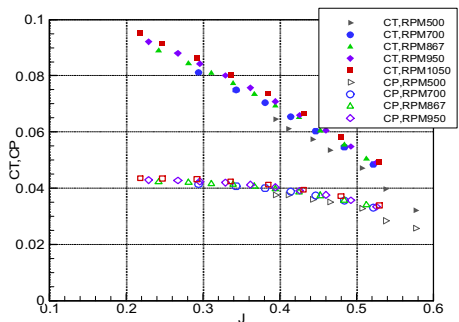


Fig. 13. Performance coefficients : Model 1

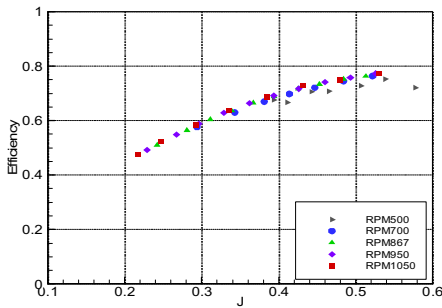


Fig. 14. Propeller efficiency : Model 1

Figure 13에서 추력계수와 동력계수는 회전속도가 높을수록 높게 나타나는 경향을 보이고 있으며, 특히 500 RPM일 때 상대적인 차이가 크게 나타나고 있다. 867 RPM의 추력계수를 기준으로 했을 때 회전수 500 RPM, 700 RPM, 950 RPM, 1050 RPM 추력계수는 각각 -8%, -2%, +2%, +4% 차이를 보이고 있다. 효율은 867 RPM 이상에서 거의 동일하지만 50 RPM 및 700 RPM의 경우는 5%, 1% 정도 낮게 나타났다. 박동훈 등은 블레이드 시위 레이놀즈수가 10^5 수준 이하로 낮아지면 효율 저하가 발생 가능함을 확인한바 있다[7]. 회전수와 블레이드 시위 길이를 고려했을 때, 700 RPM은 효율저하가 발생 가능하나 크지 않은 조건 ($Rec=10^5 \sim 2 \times 10^5$)으로 판단되며 500 RPM에서는 레이놀즈수에 의한 효율 저하가 나타난 것으로 판단된다.

프로펠러 model 2 성능시험결과가 Fig. 15~Fig. 16에 나타나 있다. Model 2 프로펠러 성능계수는 회전속도에 따른 경향이 뚜렷하게 나타나고 있지 않다. 시험 회전속도 조건에서 추력계수 및 성능계수는 $\pm 1\%$ 이내의 차이만 나타나고 있다. 이러한 경향은 model 2 프로펠러가 시험 영역에서 레이놀즈수에 의한 효율저하가 낮은 익형을 사용하였기에 나타난 것으로 판단된다. 프로펠러 성능계수 최댓값은 model 1과 model 2 모두 0.8 정도로 나타났다.

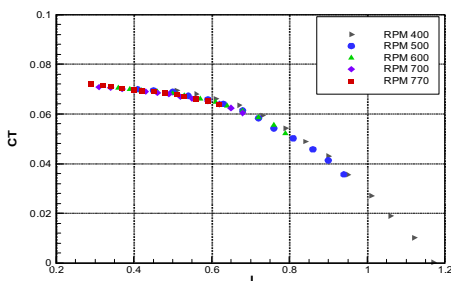


Fig. 15. Thrust coefficient : Model 2

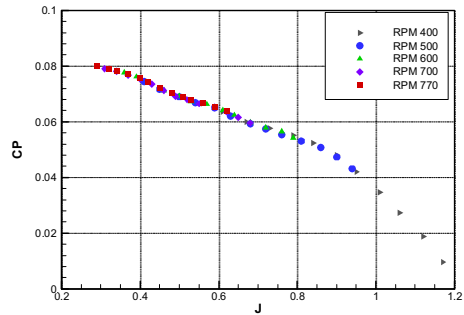


Fig. 16. Torque coefficient : Model 2

III. 결 론

고고도 무인기용 프로펠러의 추력 및 토크를 측정하기 위한 시험장치를 고안하였으며, 직경 1 m급 2개의 모델에 대한 성능풍동시험을 수행하였다.

기계적인 동력을 측정하기 위해 프로펠러 회전축에 토크센서를 설치하였으며, 작은 추력을 정밀하게 측정하기 위해 프로펠러 및 구동부 전체를 지지하는 가이드레일 시스템을 적용하였다. 가이드레일 시스템이 갖는 마찰저항 특성 및 롤링안정성을 고려하여 2중 원통형 가이드레일 시스템을 적용하였다.

반복성시험 분석 및 불확도 분석을 통해 프로펠러 성능시험에 영향을 미치는 인자들을 고찰하였다. 불확도 분석결과는 추력 로드셀의 정밀도와 시험부 풍속을 결정하는 측정인자의 정밀도가 유사한 정도로 프로펠러 성능시험에 영향을 주고 있음을 나타내었다. 반복성 시험자료를 활용하여 시험부 풍속과 관련된 측정인자들이 시험결과에 미치는 영향을 분석한 결과는 동압영점보정이 가장 큰 영향을 미치는 요소로 나타났다.

특정 RPM 조건에서 풍속을 변경시켜가며 프로펠러의 성능을 측정하였다. 각 프로펠러 모델에 대해 5개의 서로 다른 RPM 조건을 적용하여 시험한 결과를 프로펠러 성능계수로 나타내었다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부와 민군기술협력진흥센터의 지원으로 수행된 민군기술협력사업의 수행결과이며, 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Hwang, S. J., Kim, S. G., Lee, Y. G., and Kim, C. W., "Design of Solar-Electric Powered High Altitude Long Endurance(HALE) Unmanned Aerial Vehicle(UAV)," *Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*. November 2014, pp. 785-788.
- 2) Lee, Y. G., Hwang, S. J., Kim, S. G., and Kim, S. H., "Development of a Full-Scale Solar Powered HALE UAV," *Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*. November 2015, pp. 181-184.
- 3) Lee, Y. B., Kim, W. R., Kim, K. H., and Kim, J. A., "Design and development of SNU MAV using experimental studies," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 34, No. 11, 2006, pp. 9-17.
- 4) Cho, L. S., Lee, S. W., and Cho, J. S., "Numerical analysis and wind tunnel test of a propeller for the MAV propulsion," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 38, No. 10, 2010, pp. 955-965.
- 5) Kim, H. J., Lee, C. H., Jeon, S. M., Lim, B. J., Lee, J. K., and Yang, S. S., "Design and ground test of propeller for 50 m-long airship propulsion," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 31, No. 10, 2003, pp. 112-119.
- 6) Park, Y. M. and Kim, B. S., "The calculation of propeller thrust using semi-infinite helical vortices and a wind tunnel test," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 39, No. 9, 2011, pp. 816-822.
- 7) Park, D. H., Cho, T. H., Kim, C. W., Kim, Y. W. and Lee, Y. G., "Performance evaluation of propeller for high altitude by using experiment and computational analysis," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 43, No. 12, 2015, pp. 1035-1047.
- 8) Park, D. H., Hwang, S. J., Kim, S. K., Kim, C. W. and Lee, Y. G., "Design and performance analysis of propeller for solar-powered HALE UAV EAV-3," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 44, No. 9, 2016, pp. 759-768.