

상용 프로펠러 공력 데이터베이스 구축을 위한 실험적 연구

심호준^{1,†} · 김건홍² · 천혜진¹¹경운대학교 무인기공학과²주식회사 니나노컴퍼니

An Experimental Study for Construction of Aerodynamic Database of the Commercial Propeller

HoJoon Shim^{1,†}, Geon-Hong Kim² and HyeJin Cheon¹¹Dept. of Unmanned and Autonomous Vehicle Engineering, Kyungwoon University²NINANO COMPANY Corporation

Abstract

Propeller performance measurement system for commercial propeller was designed and applied to the wind tunnel test for 3 commercial propeller models with diameters of 30 inch. The thrust and torque of the propeller was directly measured by using 6-components balance installed on the rotating axis. The measurement system was validated by using wind tunnel balance calibration equipment. Propeller test stand including measurement and rotating system was validated by using QTP propeller. In the hovering condition, we compared the performance test results and the specifications of the commercial propeller provided by the manufacturer and confirmed that there are differences in the thrust and the torque. We measured the propeller performance with various wind speeds, propeller models and angles of attack and was summarized by thrust coefficients. We confirmed that the trend of the thrust coefficients was different in the low angle of attack and high angle of attack. An aerodynamics database that can be used for future aerodynamic design of an unmanned aerial vehicle was secured.

초 록

상용 프로펠러의 추력과 토크를 측정하기 위한 성능시험 장치를 고안하였으며, 30인치급 3가지 프로펠러에 대한 성능시험을 수행하였다. 프로펠러 추력과 토크 측정을 위해 모터, 프로펠러와 연결된 6분력 발란스를 적용하였으며, 풍동 저울 교정 장비를 이용하여 측정 시스템의 확인을 수행하였으며, QTP 프로펠러를 적용하여 구축한 성능시험 장치의 검증 시험도 수행하였다. 제자리 비행 조건에서 상용 프로펠러의 제작사에서 제공하는 사양과 시험 결과를 비교하였으며, 추력 및 토크에서 차이가 있음을 확인하였다. 받음각, 프로펠러 형상, 풍속을 변경시켜가며 프로펠러 성능을 측정하였으며, 각 프로펠러에 대해 RPM에 따른 프로펠러 추력 계수로 나타내었다. 저 받음각과 고 받음각에서 경향이 다르게 나타남을 확인하였으며, 차후 공중용 무인이동체 공력 설계에 활용 가능한 공력 데이터베이스를 확보하였다.

Key Words : Commercial Propeller(상용 프로펠러), Wind Tunnel Test(풍동시험), Propeller Test Stand(프로펠러 성능시험 장치), Thrust(추력), Torque(토크)

1. 서 론

최근 드론산업은 취미 오락용을 벗어나 그 활용 범

위가 항공촬영, 농업용, 소방 감시용, 실종자 수색 등으로 광범위하게 넓어지고 있으며, 향후 사람을 이동시키는 드론 택시(Drone Taxi) 또는 도심형 항공 모빌리티(UAM; Urban Air Mobility)로 발전할 전망이다[1]. 그러나 현재 드론산업 분야에서 사용되는 프로펠러의 상당수는 해외에서 구매되고 있으며, 그 외에는 소량 주문 제작하는 실정이다[2]. 하지만 해외 업

Received: May. 05, 2021 Revised: Jun. 26, 2021 Accepted: Jun. 29, 2021

† Corresponding Author

Tel: +82-54-479-4921, E-mail: hjshim@ikw.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

체들에서 제공하는 프로펠러 성능 사양에 대한 검증은 많이 부족한 상황이며, 이를 위해서는 해외 업체의 다양한 프로펠러에 대한 성능 데이터베이스 구축이 필요하다. 송재립 등은 상용 프로펠러 15인치에서 30인치까지 총 7개 프로펠러에 대한 제자리 비행 조건에서 성능시험을 수행하여, 직경과 피치에 따른 프로펠러 설계 참고 자료를 구축하였다[2]. 송연하 등도 제자리 비행 시험 조건에서 동축 프로펠러 시험장치를 개발하고 T-Motor 사(社)의 26인치와 29인치 프로펠러에 대한 제자리 비행 성능특성을 연구하였다[1]. 강희정 등은 자체 개발한 프로펠러의 성능시험을 수행하였으며, T-Motor 사(社)의 22인치 프로펠러와 비교/분석을 수행하였다[3]. 조이상 등은 초소형 비행체 추진용 프로펠러의 공력 설계, 공력해석 및 풍동시험을 수행하였으며, 풍속 4 ~ 14 m/s 범위에서 추력 특성을 측정하였다[4]. 박영민 등은 짧은 시간에 저 비용으로 프로펠러 초기 설계가 가능한 프로그램을 개발하였으며, 직경 330 mm 프로펠러에 대한 추력 측정 풍동시험을 풍속 0 ~ 12 m/s 범위에서 수행하였다[5]. 조태환 등은 고고도 장기체공 무인기 프로펠러의 풍동시험을 위해 성능시험 장치를 설계/제작하였으며, 특정 RPM 조건에서 풍속을 변경시켜가며 프로펠러 성능을 측정하였다[6].

기존 연구사례를 검토한 결과, 프로펠러에 관한 연구는 주로 프로펠러 설계 검증에 중점을 두고 이루어졌으며, 드론을 제작하는 산업체에서 활용하기 위해서는 그 정보가 제한됨을 알 수 있다. 이에 본 연구는 드론산업 분야에서 활용성이 높은 상용 프로펠러에 대한 성능시험을 수행하여 데이터베이스를 구축하고, 드론 설계 시 활용 가능한 정보를 제공하는 데 그 목적이 있다. 따라서 본 논문은 프로펠러 성능시험 장치 구축, 성능시험 장치의 검증 시험, 그리고 3가지 상용 프로펠러의 성능시험 결과를 수록하고 있다.

2. 본 론

2.1 프로펠러 시험장치

시험대상 프로펠러는 아래 Table 1과 같이 T-Motor 사(社)에서 판매하는 직경 30인치(762 mm)의 3가지 종류 프로펠러이다.

프로펠러 성능시험을 위해서 프로펠러 회전면과 지지대의 간격을 최대한 확보할 수 있는 형상과 프로펠러 추력과 토크 측정을 위한 6분력 발란스 설치가 가능한 형태로 제작하였다. Fig. 1과 같이 시험장치는 프로펠러 회전면과 지지대의 간격을 수동으로 조정할 수 있도록 설계하였으며[7], 모터와 지지대를 연결하는 어댑터를 이용하여 모터를 시험장치에 연결하며, 어댑터는 6분력 발란스와 체결되어 프로펠러에서 발생하는 추력과 토크 측정이 가능하게 설계하였다[8].

2.2 프로펠러 시험장치 구성

프로펠러에서 발생하는 추력과 토크 측정을 위해서 HBM 사(社)의 MCS10-005-6C 6분력 발란스를 적용하였으며, 6분력 발란스의 허용하중은 F_x, F_y 는 1 kN이며, F_z 는 5 kN이다[9]. 모멘트 허용하중은 0.05 kN·m이다. 6분력 발란스의 최대 허용하중이 프로펠러에서 발생하는 추력에 비해 아주 큰 범위이기 때문에 6분력 발란스의 저 하중 범위에서의 선형성(linearity)과 정확도(accuracy) 확인을 수행하였다. 6분력 발란스의 신호 확인을 위해 한국항공우주연구원에서 보유하고 있는 풍동 저울 교정 장비를 적용하였으며, Fig. 2에서 장비의 형상을 확인할 수 있다.

Table 1 Specification of T-Motor propeller[10]

	Model 1	Model 2	Model 3
Product name	P30x10	G30x10.5	V30x12
Diameter [mm]	762	762	762
Pitch [mm]	254	266.7	304.8

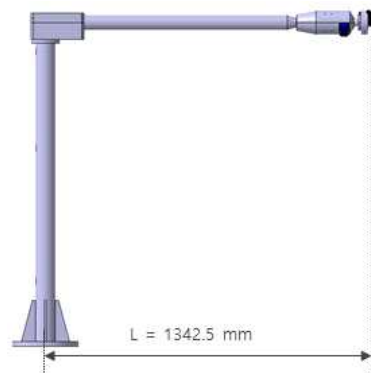


Fig. 1 Design of Propeller Test Stand

Figure 3는 각 축방향으로 10 N에서 800 N까지 하중을 부여한 결과를 보여주고 있으며, 각 축방향으로 부여 하중에 따라 측정 결과가 선형성과 정확도를 보여주고 있음을 확인하였다.

모터와 전자 변속기(ESC; Electronic Speed Controller)는 각각 T-Motor U10 II KV100, FLAME 60A HV 제품이며, 모터 전원은 Regulated DC Power Supply를 통해 공급하였으며, 전원 공급장치는 0~60 V, 0~300 A의 성능을 가지고 있다. 프로펠러 회전수 측정은 Autonics FD-320-05 광 화이버 케이블과 BF5R-S1-N 광 화이버 센서를 적용하였다. Fig. 4는 시험장치 구성을 보여주고 있으며, 6분력 발란스, 모터, 프로펠러, ESC, 광 화이버 센서 등의 위치 및 구성을 확인할 수 있다. Fairing은 6분력 발란스가 후류로 인해 받는 영향을 최소화하기 위한 장치이며, RPM 측정용 센서는 모터 표면을 향하도록 별도의 고정 치구를 제작하여 모델 어댑터에 설치하였다. Fig. 5는 모터, 광 화이버 센서, 고정 치구의 설치 모습을 보여주고 있다. 6분력 발란스 신호 측정과 프로펠러 회전속도 제어, 프로펠러 회전속도 측정을 위해 National Instruments 사(社)의 스트레인 게이지 모듈과 카운터/타이머 모듈을 적용하였다[11].



Fig. 2 Wind Tunnel Balance Calibration Facility

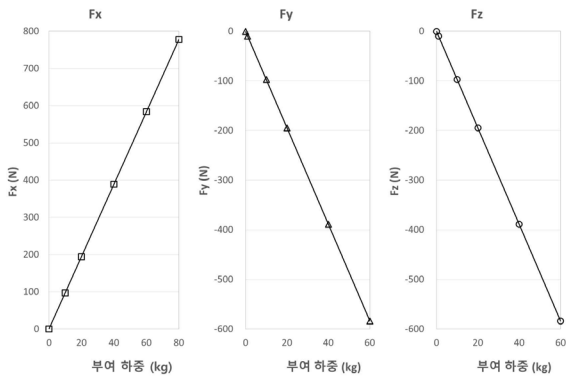


Fig. 3 6-Components Balance Calibration Results

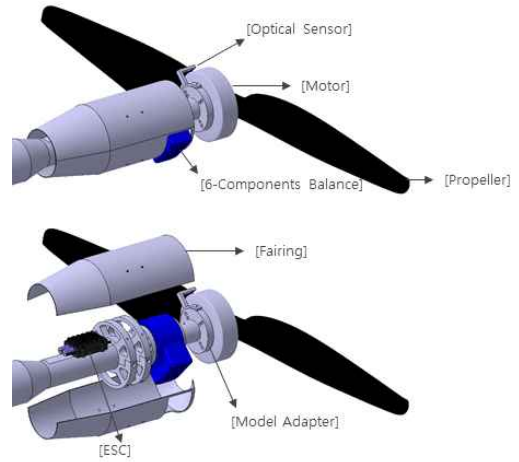


Fig. 4 Propeller Test Stand

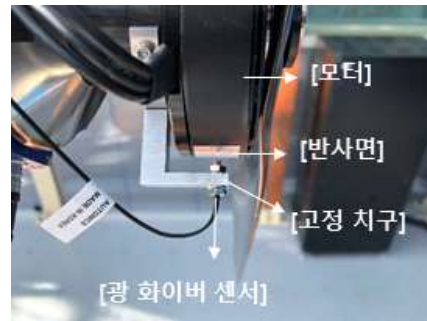


Fig. 5 RPM Measuring Device



Fig. 6 Data Acquisition Program



Fig. 7 Installing of the Propeller Test Stand

측정 프로그램은 자체 데이터 계측 프로그램을 LabVIEW로 제작하였으며, Fig. 6은 데이터 계측 프로그램을 보여주고 있다.

Figure 7은 프로펠러 시험장치가 풍동 시험부에 설치된 모습을 보여주고 있으며, 프로펠러 회전면과 지

지대의 간격을 최대로 설정한 모습을 확인할 수 있다. 프로펠러 직경은 762 mm이며, 프로펠러 회전면으로부터 지지대 중심까지 거리는 1342.5 mm로 L/D는 1.76이다. 1.76D 간격은 제자리 비행 조건(hovering condition)에 적용하였으며, 비행 조건(flight condition) 시험에서는 0.68D로 시험을 수행하였다.

2.3 시험장치 검증 시험

프로펠러 성능시험 장치 구축을 완료하였으며, 본 시험장치의 확인을 위해 QTP 프로펠러 공력특성 시험 결과와 비교하였다[7]. QTP 프로펠러는 직경 1.1 m 로 3개의 블레이드로 구성되어 있다[12]. Fig. 8은 경운대학교 풍동 시험부에 설치한 QTP 프로펠러 시험 모델을 보여주고 있으며, 프로펠러 회전 시스템은 한국항공우주연구원에서 제공하였다.

검증 시험(Validation Test)은 회전수 1,800 RPM 조건에서 풍속이 없는 조건에서의 추력과 토크 측정 후 5개 풍속 조건에서 추력과 토크 측정을 수행한 후 한국항공우주연구원의 풍동시험 결과와 비교하였다.

Table 2에서 제자리 비행 조건(hoversing condition)에서 회전수 1,800 RPM의 추력과 토크를 확인할 수 있으며, 추력은 2.72 N, 토크는 -0.22 N·m의 차이를 보인다. 제자리 비행 조건에서 나타나는 차이는 시험 당시 대기 조건의 차이로 보이며, 이를 추력 계수로 환산하면 0.79% 차이를 보인다.

풍속이 있는 조건에서 검증 시험을 진행하였다. 풍속 조건은 6.9, 8.5, 10.2, 11.8, 13.5 m/s의 5개이며, Fig. 9에서 한국항공우주연구원과 검증 시험 결과를 확인할 수 있다.



Fig. 8 Validation Test of the Propeller Test System

Table 2 Validation Test Results on Wind Off Condition

	RPM	Thrust (N)	Torque (N·m)
KARI	1,798	153.41	9.54
Validation Test	1,801	156.13	9.32

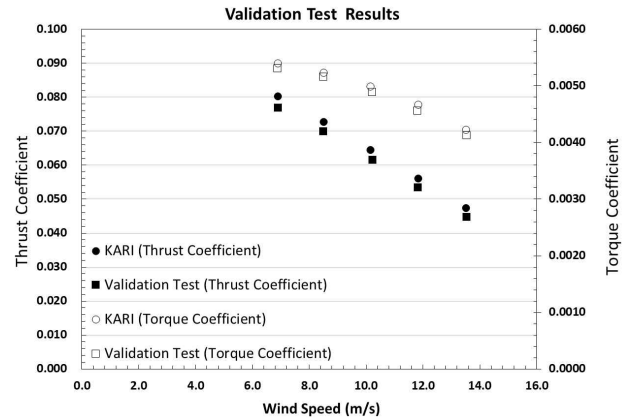


Fig. 9 Validation Test Results of Wind On Conditions

6.9 m/s 조건에서 추력 계수는 4%, 13.5 m/s에서는 5.3%의 차이를 보인다. 검증 시험의 결과가 KARI 결과보다 낮게 나타나며, 이는 Fairing을 적용하지 못하여, 시험 시스템 항력의 증가로 상대적으로 추력이 낮게 나타나는 것으로 판단된다.

2.4 시험 반복성 및 제자리 비행 조건 결과

프로펠러 성능시험은 3.0 m x 3.0 m 노즐 출구를 갖는 개방형 시험부에서 프로펠러 회전수를 1,200 RPM에서 3,300 RPM까지 점진적으로 증가시켜가며 진행하였으며, 프로펠러 당 3번의 반복 시험을 통해 시험 결과의 반복성을 확인하였다. 반복성 결과 확인을 위한 시험은 제자리 비행 조건에서 수행하였다. Fig. 10에서는 G30x10.5 프로펠러의 제작사에서 제공하는 성능 그래프[10]와 비교한 결과를 보여주고 있으며, 제작사 제공 정보가 본 연구에서 수행한 시험결과보다 동일 회전속도에서 추력과 토크가 높은 것을 확인하였으며, 드론 설계 시 프로펠러 검증 시험이 필요한 것으로 판단된다.

Figure 11, 12, 13은 3개 프로펠러의 제자리 비행 조건에서 3번 반복한 회전속도에 따른 추력과 토크 측정 결과이다. 시험 결과의 반복성을 확인할 수 있으며, 기존 연구[13]와 동일한 경향을 보임을 알 수 있다.

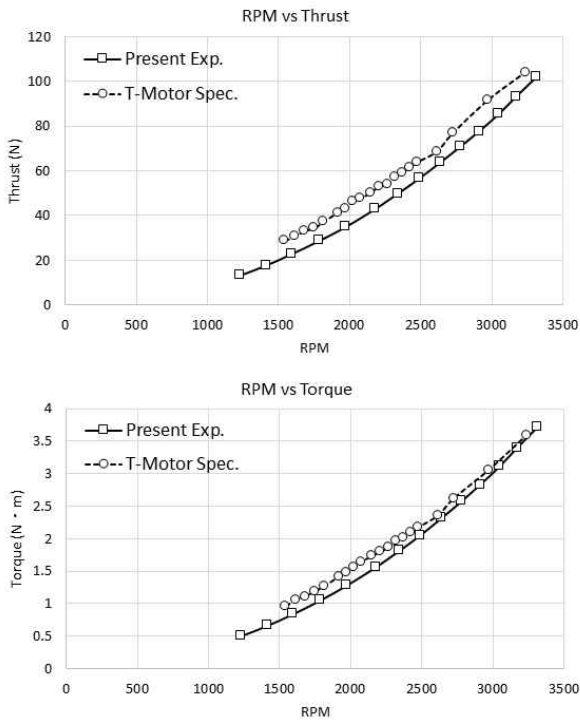


Fig. 10 Comparison of Present Exp. and T-Motor Spec. (G30x10.5 Propeller)

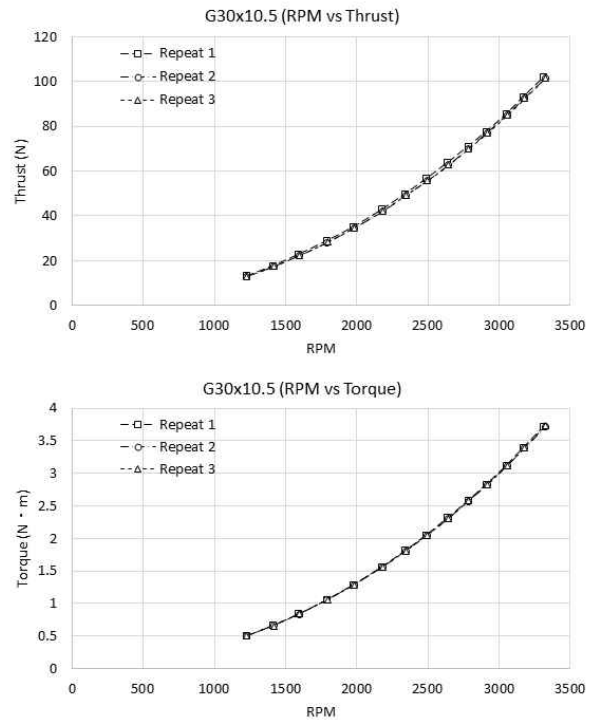


Fig. 12 Repeatability Test Results of G30x10.5 Propeller on Hovering Condition

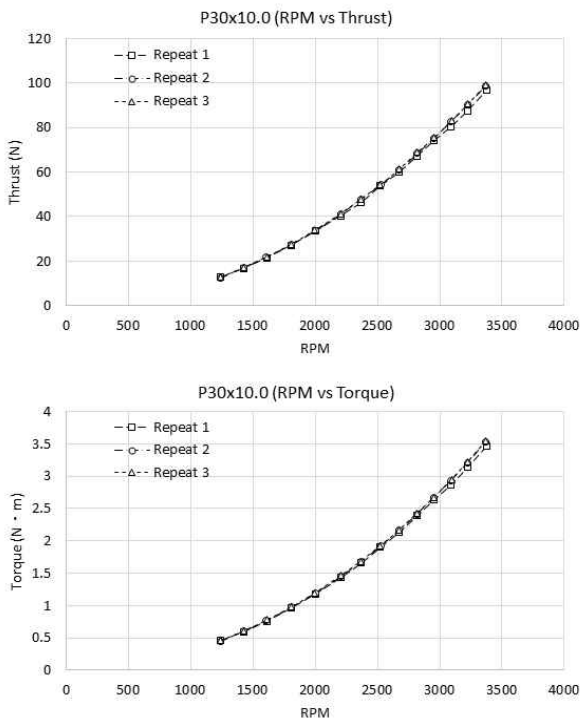


Fig. 11 Repeatability Test Results of P30x10.0 Propeller on Hovering Condition

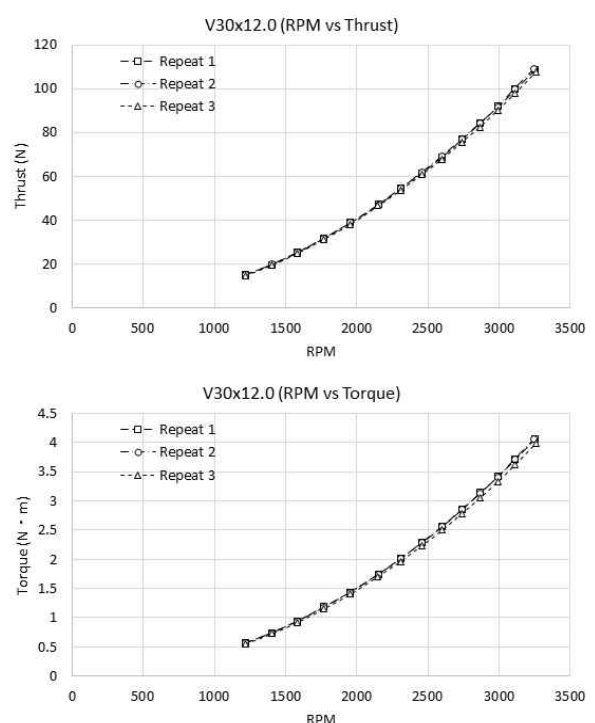


Fig. 13 Repeatability Test Results of V30x12.0 Propeller on Hovering Condition

2.5 불확도 분석

프로펠러 성능시험을 위해 측정된 데이터는 센서 신호들이 안정된 상태에서 10 Hz의 주파수로 100개의 데이터를 획득하여 평균값을 시험 결과로 활용하였다.

시험 정밀도에 영향을 미치는 인자의 파악을 위하여 불확도 분석을 수행하였으며, 조태환 등은 프로펠러 성능시험 시 불확도 분석의 직접 측정 인자 동압(q), 상대습도(RH), 온도(T), 회전속도(RPM), 힘(F)으로 정의하고, 이들로부터 중간 인자는 풍속(V), 밀도(ρ), 회전수(n)로 선정하였다[6].

풍동 시험부의 풍속에 영향을 미치는 인자는 차압계에서 측정하는 동압, 온도 그리고 상대습도이다. 온도와 상대습도 오차범위는 15 m/s 풍속 조건에서 시험 시작과 종료 시점에서 측정된 온도와 상대습도의 차이 값 1.4도, 2%를 적용하였다. 본 조건에서 밀도의 변화율은 0.7% 수준이다. 풍속 15 m/s와 RPM 3,190 조건에서 RPM 오차값은 4 RPM 이내였으며, 회전수 오차는 0.1% 수준이며, 차압계에서 측정된 동압의 최대 차이는 2.2 Pa이며, 오차는 1.6% 수준이다. 위의 결과를 아래 식(1)에 적용하였으며, 동압 및 밀도 오차에 의한 풍속 오차는 1.2% 수준이며, 전진비 오차는 0.48% 수준으로 나타났다.

추력 계수(thrust coefficient)에 영향을 미치는 인자는 6분력 로드셀과 밀도 그리고 프로펠러의 회전속도이다. 추력 측정값의 오차는 풍속 15 m/s와 RPM 3,190 조건에서 0.48 N을 적용하였으며, 추력 측정값이 추력 계수에 미치는 영향은 1.9% 수준이다. 시험 조건 중 가장 높은 풍속과 회전속도 조건으로 불확도 분석을 진행하였으며, 추력 계수는 추력 측정값과 밀도에 의한 영향이 주요한 인자임을 확인하였으며, 전진비는 풍동 시험부의 동압이 주요한 인자임을 확인할 수 있었다. 추력 계수와 전진비는 식(2)에 나타내었다.

$$\begin{aligned} \frac{\delta J}{J} &= \frac{\delta V}{V} + \frac{\delta n}{n} \\ \frac{\delta C_T}{C_T} &= \frac{\delta F}{F} + \frac{\delta \rho}{\rho} + 2\frac{\delta n}{n} \\ \frac{\delta V}{V} &= \frac{\delta \rho}{2\rho} + \frac{\delta q}{2q} \\ 1\frac{\delta \rho}{\rho} &= \frac{\delta R}{R} + \frac{\delta T}{T} \end{aligned} \quad (1)[6]$$

$$\begin{aligned} J &= \frac{V}{nD} \\ C_T &= \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \\ n &= \frac{RPM}{60} \end{aligned} \quad (2)$$

2.6 프로펠러 성능시험 결과

프로펠러 성능 확인을 위해 프로펠러의 회전속도, 자세 각도, 풍속을 변경하면서 추력과 토크를 측정하였다. 프로펠러 각도는 아래 Fig. 14와 같이 프로펠러 회전면과 풍속이 평행한 경우를 0°로 정의하였으며, 풍속과 프로펠러 회전면이 수직인 경우를 90°로 정의하였다.

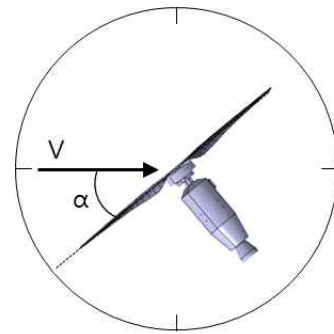


Fig. 14 Definition of Angle of Attack

시험은 3개 프로펠러, 3가지 풍속 조건, 6가지 받음각 조건으로 54 case와 반복성 확인시험 6 case를 포함하여 총 60 case에 대해 수행하였으며, 아래 Table 3은 시험 조건을 보여주고 있으며, 시험 모델 3개 프로펠러에 동일한 조건으로 시험을 수행하였다.

Table 3 Test Condition on Propeller Flight Condition

Propeller	P30x10.0, G30x10.5, V30x12.0
Wind Velocity (m/s)	5, 10, 15
Angle of Attack (deg.)	0, 10, 20, 30, 60, 90

Figure 15는 P30x10.0 프로펠러의 풍속과 받음각에 따른 추력 측정 결과를 보여주고 있으며, 동일 풍속에서 받음각이 증가할수록 추력이 감소하는 결과를 보여주고 있으며, 동일 받음각에서 풍속이 증가할수록 추력이 증가하는 경향을 확인할 수 있다. 10 m/s 이상의 풍속, 고받음각 조건, 그리고 낮은 회전속도에서는 프로펠러에서 발생하는 항력이 추력보다 크게 나타나며, 음의 추력이 측정됨을 확인할 수 있다.

받음각 90°, 풍속 15 m/s 조건에서 RPM이 2,500 이상이 되어야 양의 추력이 발생함을 확인하였다. 그리고 풍속이 증가할수록 받음각 증가로 인한 추력의 감소율이 크게 나타나며, 이는 3가지 프로펠러에서 동일한 경향임을 확인하였다.

Figure 16은 G30x10.5 프로펠러의 풍속과 받음각에 따른 추력 측정 결과를 보여주고 있으며, Fig. 15의 시험 결과와 동일한 경향을 보인다.

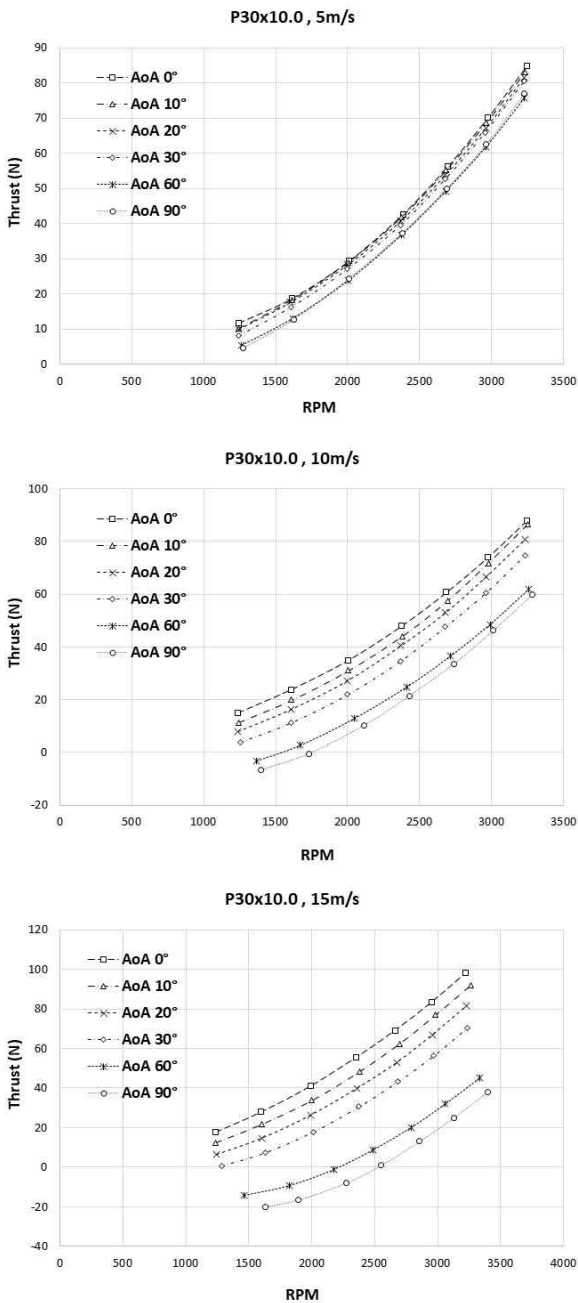


Fig. 15 Test Results on P30x10.0 Propeller

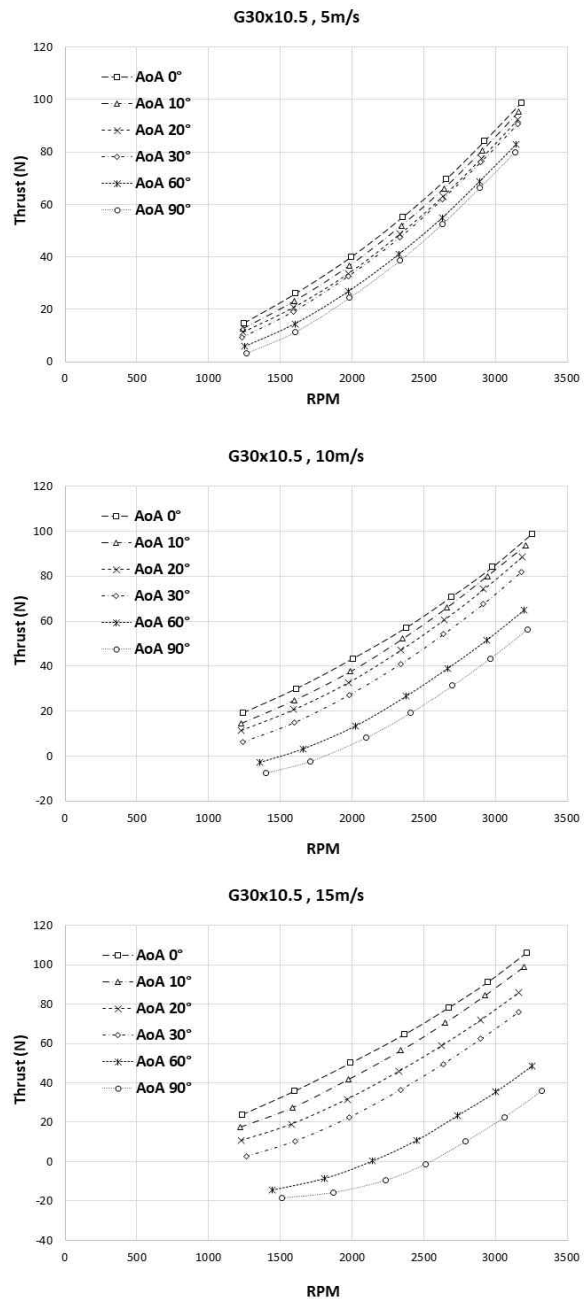


Fig. 16 Test Results on G30x10.5 Propeller

Figure 17은 V30x12.0 프로펠러의 풍속과 받음각에 따른 추력 측정 결과를 보여주고 있으며, 다른 2개 프로펠러의 시험 결과와 동일한 경향을 확인하였다. Fig. 18은 동일 받음각 조건에서 속도에 따른 추력 결과를 확인할 수 있으며, 4개 받음각 조건의 결과를 그래프로 나타내었다. 받음각 0°, 10°에서는 15 m/s 풍속에서 추력이 가장 크게 발생하지만, 받음각 30°부터 추력이 급격히 감소하는 경향을 확인할 수 있다.

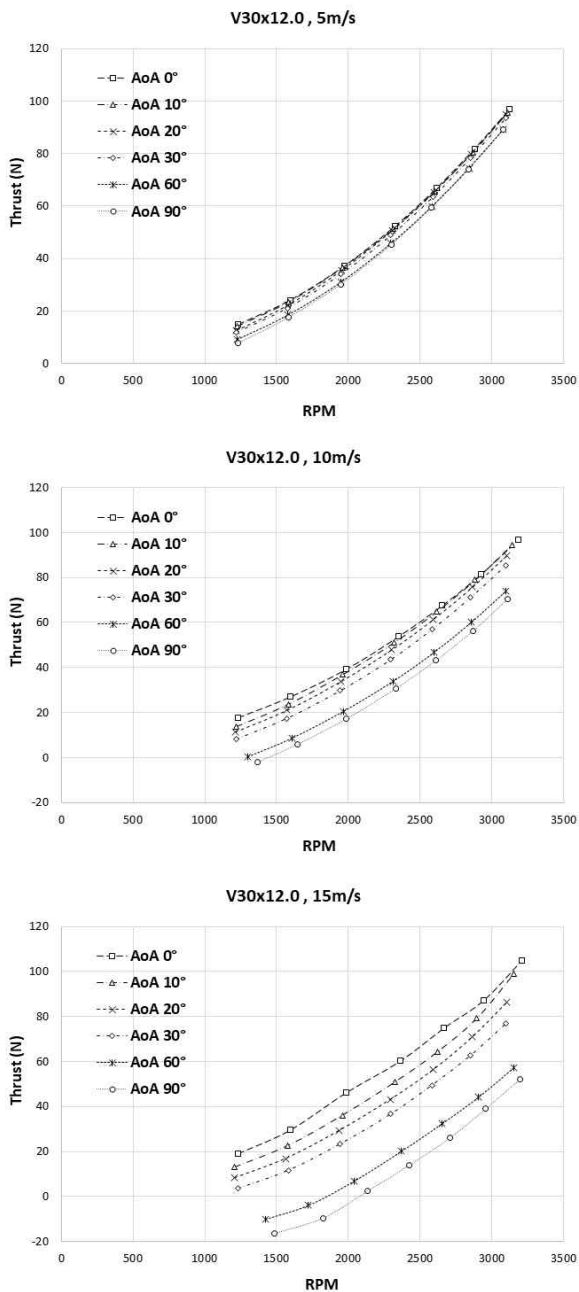


Fig. 17 Test Results on V30x12.0 Propeller

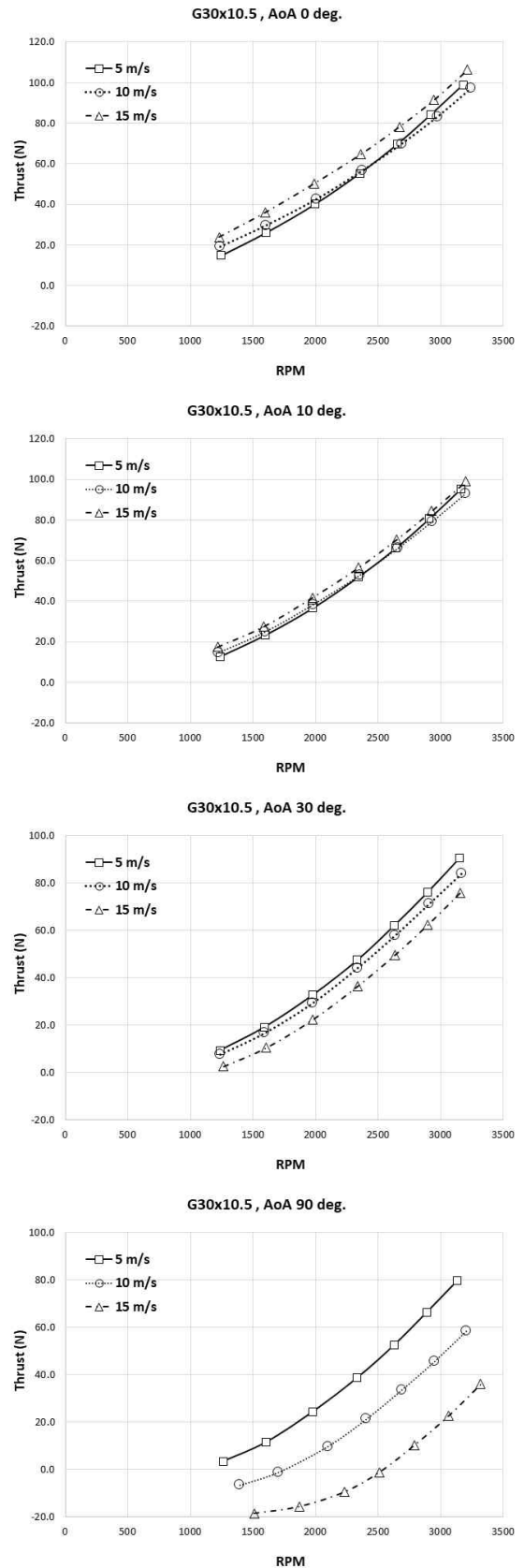


Fig. 18 Test Results on G30x10.5 Propeller (2)

프로펠러 피치에 따른 성능 차이를 확인하기 위해 동일 풍속, 받음각 조건에서 추력을 비교하였다. Fig. 19는 받음각 0° 조건에서 3가지 풍속과 3가지 프로펠러의 추력 계수를 비교한 결과로, 모든 풍속에서 P30x10.0 프로펠러의 추력 계수가 가장 낮게 나타남을 확인할 수 있다. 5 m/s 조건에서는 G30x10.5, V30x12.0 프로펠러의 결과는 유사한 결과를 보이지만, 10 m/s와 15 m/s에서는 G30x10.5 프로펠러의 추력 계수가 V30x12.0 프로펠러보다 높게 나타남을 확인할 수 있다.

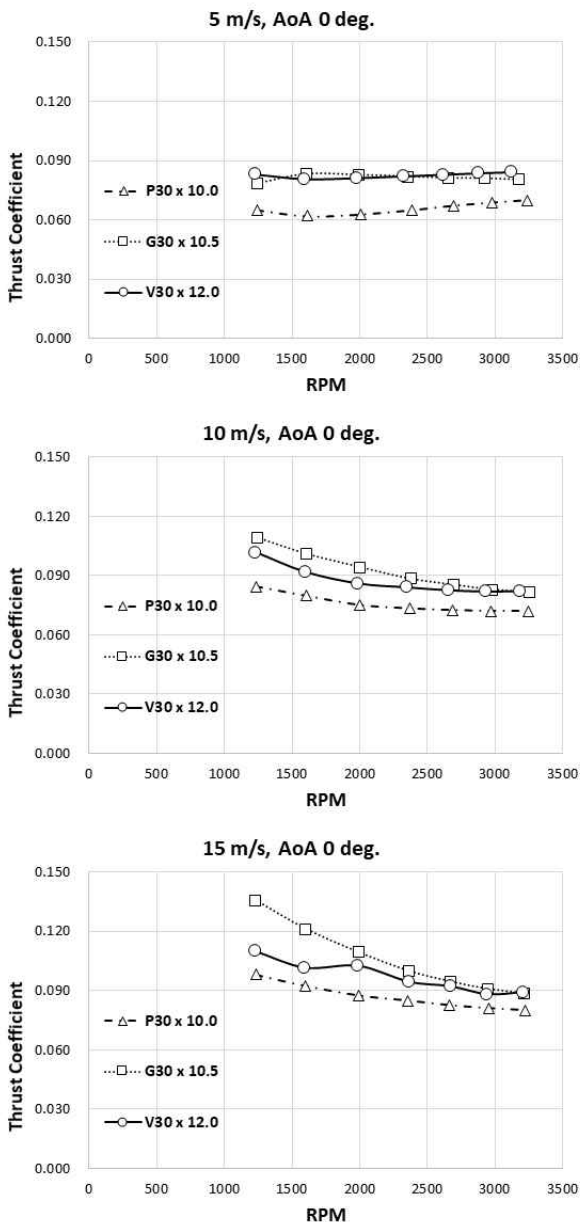


Fig. 19 Thrust Coefficients on AoA 0deg.

Figure 20은 받음각 10도 조건에서 3가지 풍속과 3가지 프로펠러의 추력 계수를 비교한 결과이며, 받음각 10°에서도 받음각 0°와 동일하게 P30x10.0 프로펠러의 추력 계수가 가장 낮게 나타남을 확인할 수 있다. 받음각 10°에서는 풍속 10 m/s까지 G30x10.5, V30x12.0 프로펠러의 추력 계수가 유사하게 나타나지만, 15 m/s에서는 G30x10.5 프로펠러의 추력 계수가 가장 높게 나타남을 확인할 수 있다. Fig. 19로부터는 받음각 0° 조건에서는 저 RPM이 가장 높은 추력 계수를 보임을 확인할 수 있다.

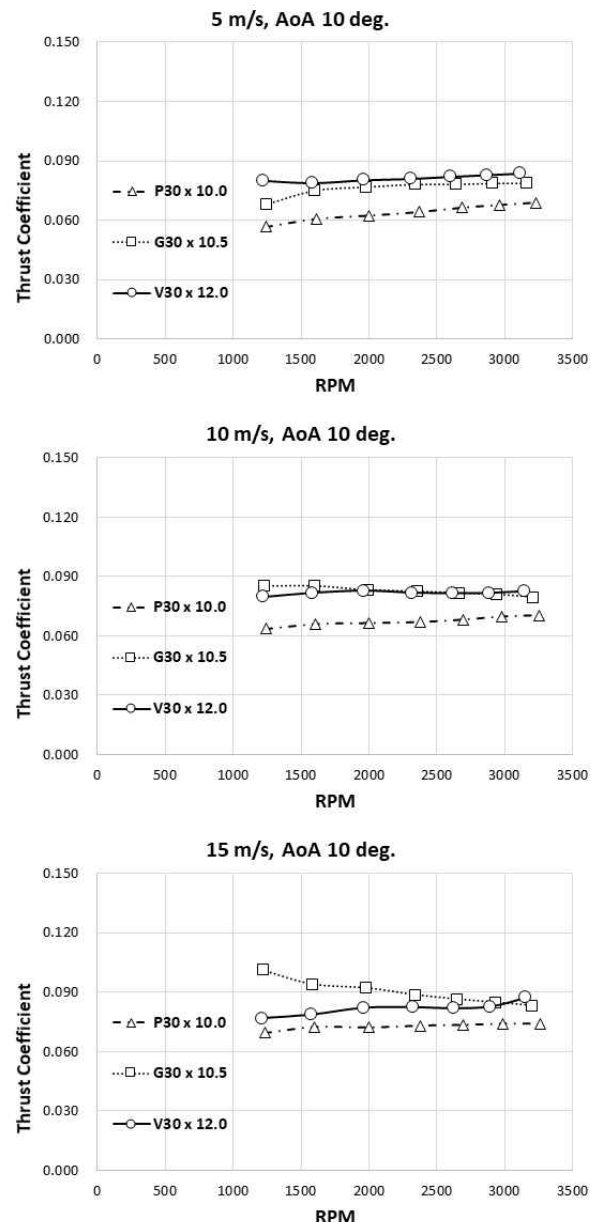


Fig. 20 Thrust Coefficients on AoA 10 deg.

Figure 21은 받음각 20도 조건에서 3가지 풍속과 3가지 프로펠러의 추력 계수를 비교한 결과이며, 앞선 결과와 달리 저 RPM 구간에서 추력 계수가 가장 낮게 나타나며 점차 증가하는 경향을 보인다. 그리고 풍속 5 m/s에서 Fig. 19, 20과 달리 V30x12.0 프로펠러의 추력 계수가 가장 높게 나타나고 있으며, 풍속이 증가함에 따라 G30x10.5 프로펠러의 추력 계수가 V30x12.0 프로펠러보다 높아지는 경향을 확인할 수 있다.

Figure 22는 받음각 30도 조건에서 Fig. 21과 같이 추력 계수를 비교한 결과이며, 저 RPM 구간에서부터 점차 추력 계수가 증가하는 경향을 확인할 수 있다. 그리고 모든 풍속에서 V30x12.0 프로펠러의 추력 계수가 가장 높게 나타나며, P30x10.0 프로펠러가 가장 낮은 결과를 보여준다. 받음각 10°까지는 G30x10.5 프로펠러의 추력 계수가 가장 높게 나타나지만, 20° 이상의 받음각에서는 V30x12.0 프로펠러의 추력 계수가 가장 높게 나타남을 확인할 수 있다.

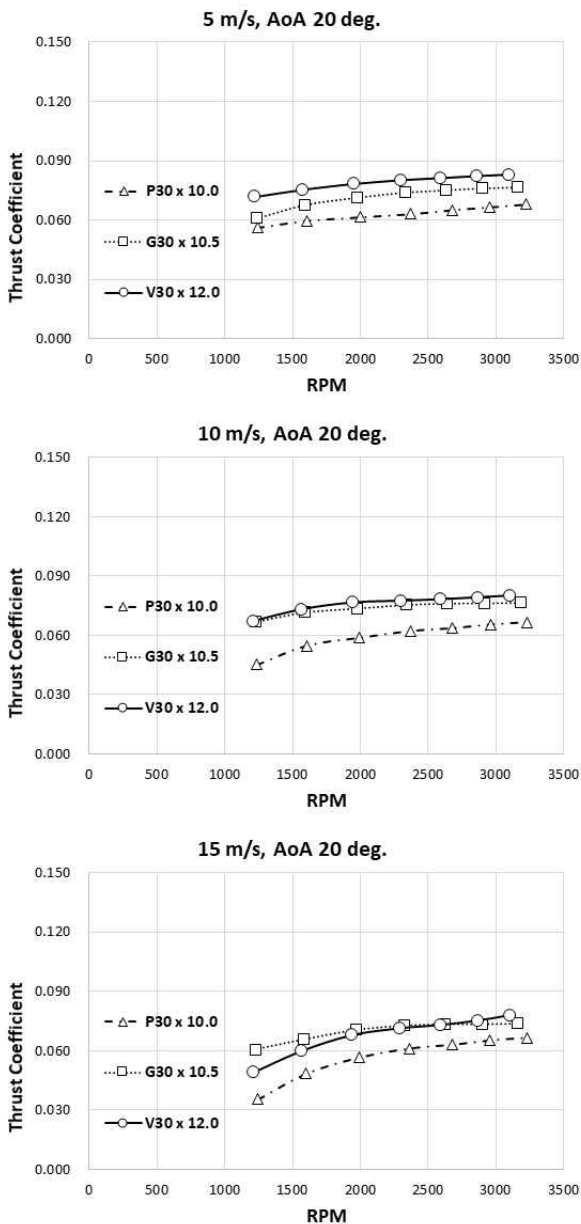


Fig. 21 Thrust Coefficients on AoA 20 deg.

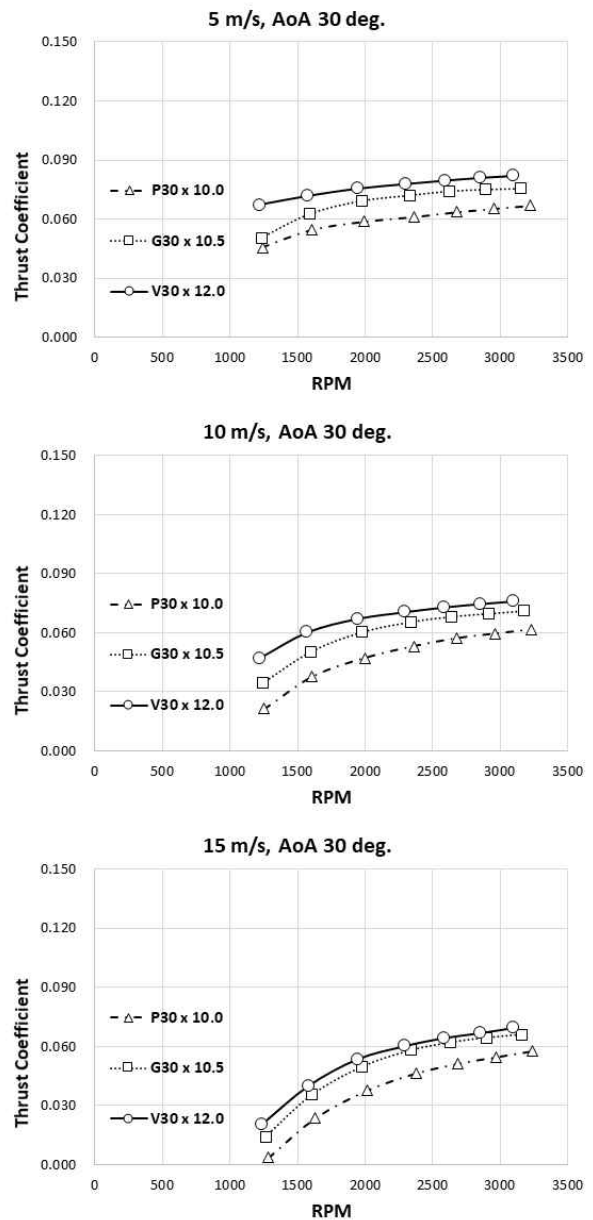


Fig. 22 Thrust Coefficients on AoA 30 deg.

받음각 60°, 풍속 10 m/s와 15 m/s 조건에서 음의 추력 계수가 확인되며, 그 결과를 아래 Fig. 23에서 확인할 수 있다. 풍속 10 m/s에서는 P30x10.0, G30x10.5 프로펠러에서 1,500 RPM 이하에서 음의 추력 계수가 확인되며, 풍속 15 m/s에서는 P30x10.0, G30x10.5 프로펠러는 약 2,100 RPM 이하에서 음의 추력 계수가 나타난다. V30x12.0 프로펠러는 약 1,800 RPM 이상에서 양의 추력 계수가 나타나며, 모든 풍속에서 가장 높은 추력 계수를 확인할 수 있다.

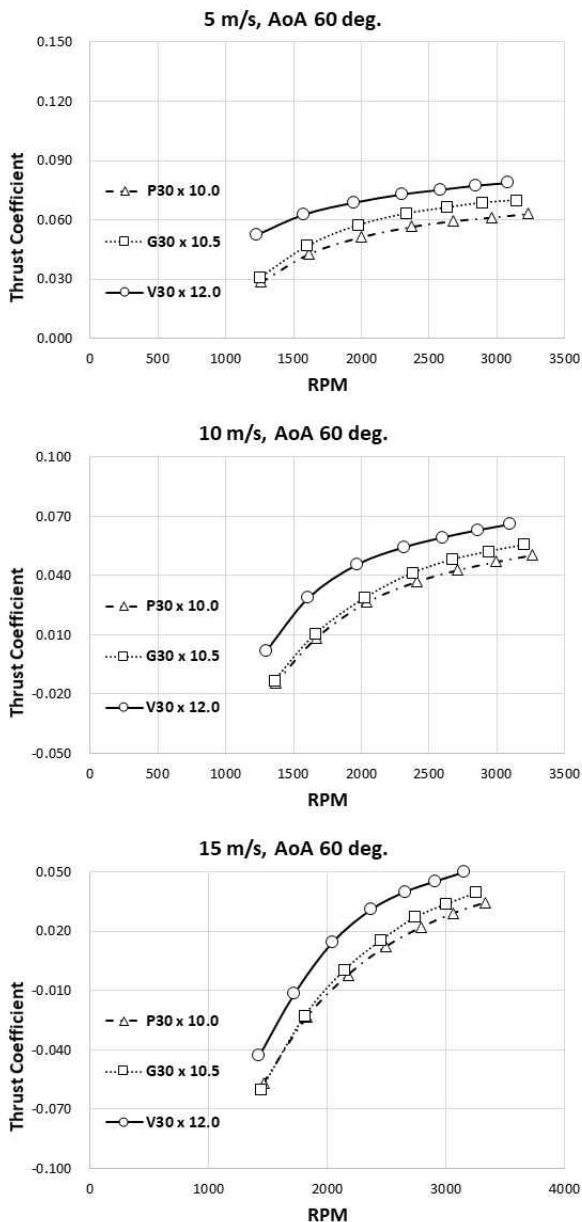


Fig. 23 Thrust Coefficients on AoA 60 deg.

Figure 24는 받음각 90°의 결과를 보여주고 있으며, 모든 풍속에서 G30x10.5와 P30x10.0 프로펠러의 추력 계수가 유사함을 확인할 수 있다. Fig. 23과 24로부터 고 받음각 조건에서는 G30x10.5와 P30x10.0은 성능에 큰 차이가 없음을 확인할 수 있다. 그리고 P30x10.0과 G30x10.5 프로펠러는 풍속 10 m/s에서는 약 1,750 RPM 이상에서 양의 추력 계수를 보이며, 풍속 15 m/s에서는 약 2,500 RPM에서 양의 추력 계수를 보인다.

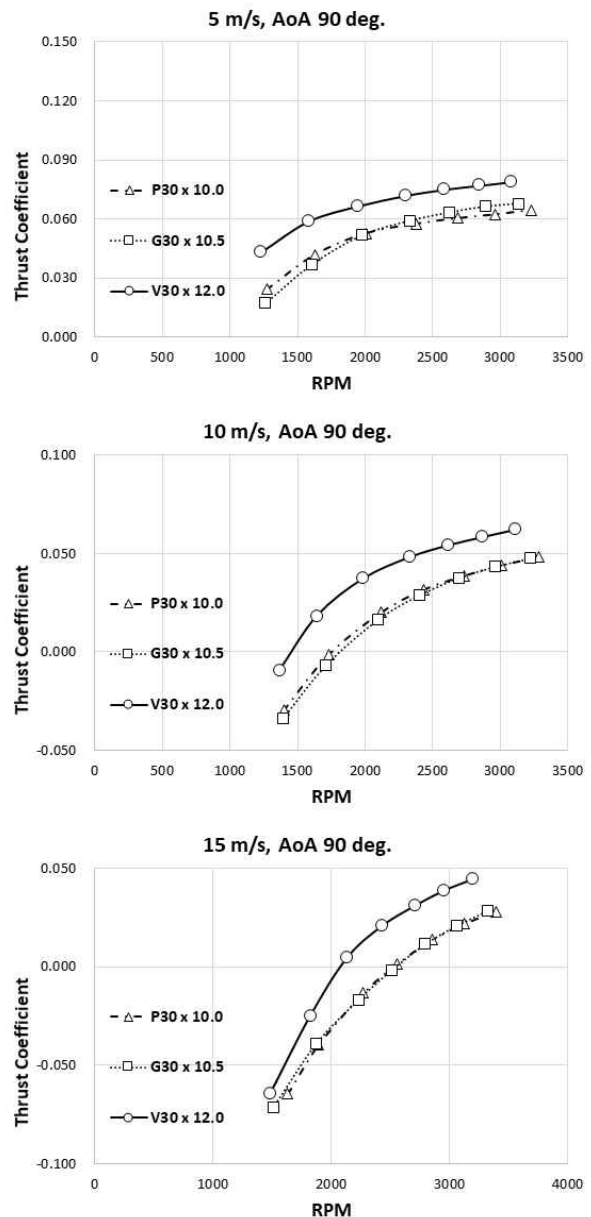


Fig. 24 Thrust Coefficients on AoA 90 deg.

3. 결 론

프로펠러 추력과 토크를 측정하기 위한 성능시험 장치를 고안하였으며, 직경 762mm(30인치)의 3가지 프로펠러에 대한 성능시험을 수행하였다.

추력과 토크 측정을 위해 모터, 프로펠러와 연결된 6분력 발란스를 적용하였으며, 측정 범위보다 낮은 힘 측정을 위해 6분력 발란스의 확인 및 시험 시스템 검증은 수행하였으며, 기존 연구의 결과와 비교하여 시험장치의 검증을 수행하였다.

제자리 비행 조건에서 상용 프로펠러의 성능시험 수행 후, 프로펠러 제작사에서 제공하는 사양과 비교하였으며, 제작사 사양과 시험 결과에 차이가 있음을 확인하였으며, 프로펠러를 이용한 이동체 설계 시 제작사 사양 확인 및 그 검증이 필요함을 알 수 있었다.

받음각, 프로펠러 형상(피치), 풍속을 변경시켜가며 프로펠러 성능을 측정하여, 각 프로펠러의 RPM에 따른 프로펠러 공력 특성을 측정하였다. 저 받음각에서는 평균적으로 G30x10.5 프로펠러의 추력 성능이 가장 우수하며, 고 받음각에서는 V30x12.0 프로펠러의 성능이 가장 우수함을 결과로부터 확인하였다. 본 연구에서 수행된 결과는 공중용 무인이동체 공력 설계에 활용이 가능할 것이며, 점차 고도화되는 공중용 무인이동체 연구에 기여할 것으로 판단한다. 향후 다양한 프로펠러에 대한 성능시험을 수행하여 프로펠러 공력 데이터베이스를 구축하고, 그 결과를 참고하여 고성능 공중용 무인이동체 공력 설계에 기여하고자 한다.

후 기

본 연구는 2020년도 중소벤처기업부의 기술개발사업 지원에 의한 연구임 [S2951628]

References

[1] Y. Song and D. Kim, "Development of Coaxial Propeller Test Facility and Experimental Study on Hover Performance Characteristics for Drone", *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space*

Sciences, vol. 46, no. 1, pp. 59-67, 2018.

[2] J. Song, S. Wie, and H. Kang, "Ground-Test for Performance of Multi-Copter Propeller" KSAS 2016 Spring Conference, April 2016.

[3] H. Kang, T. Kim, and S. Wie, "Test and Evaluation of the Propeller Developed for a Multi-copter with the Take-off weight of 25kg", *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 12, no. 4, pp. 26-34, 2018.

[4] L. Cho, S. Lee, and J. Cho, "Numerical Analyses and Wind Tunnel Test of a Propeller for the MAV Propulsion", *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 38, no. 10, pp. 955-965, 2010.

[5] Y. Park, and B. Kim, "The Calculation of Propeller Thrust using Semi-infinite Helical Vortices and a Wind Tunnel Test", *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 39, no. 9, pp. 816-822, 2011.

[6] T. Cho., Y. Kim., and D. Park., "Wind Tunnel Test for the Propeller Performance of the High Altitude UAV", *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 46, no. 3, pp. 189-196, 2018.

[7] T. Cho, "Wind tunnel test of the propeller for QTP UAV," KSAS 2019 Spring Conference, April 2019.

[8] H. Shim, H. Cheon, H. Jung, and G. Kim, "Experimental Study on Aerodynamic Performance of Propeller in Hovering Condition", SASE 2020 Fall Conference, Dec. 2020.

[9] <https://www.hbm.com/kr/5626/multi-axis-sensor-mcs10/>

[10] T-Motor Online Homepage <https://store-en.tmotor.com/>

[11] National Instruments Corporation Homepage <https://www.ni.com/ko-kr>

[12] H. Kang, "Design Optimization of QTP-UAV Prop-Rotor Blade Using ModelCenter", *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 11, no. 4, pp. 36-43, 2017.

[13] Y. Park, H. Lee, and S. Hwang, "Design and Test of Coaxial Type Propeller Performance Test Device", KSAS 2020 Fall Conference, Nov. 2020.