

멀티콥터 풍동시험

황승재^{1,†} · 조태환² · 김양원² · 정진덕²¹한국항공우주연구원 항공연구본부 공력성능연구팀²한국항공우주연구원 항공연구본부 공력성능연구팀

Multi-copter Wind-tunnel Test

SeungJae Hwang^{1,†}, TaeHwan Cho², YangWon Kim² and JinDeog Chung²¹Korea Aerospace Research Institute, Aerodynamics Research Team²Korea Aerospace Research Institute, Aerodynamics Research Team

Abstract

In order to improve the safety of the multi-copter, Korea Aerospace Research Institute (KARI) performed a wind-tunnel test using an octocopter with the maximum takeoff weight (MTOW) of 28 kg. The wind-tunnel test was performed with three different RPM ranges, 3,500, 4,500 and 5,500 rpm, and three different wind speeds, 3.5, 5 and 7 m/sec. The tested range of the angle of attacks was -40° to 20° degree and $\pm 90^\circ$ degree. Vortex ring state (VRS) of the tested multi-copter was located around the vertical descending speed of 6 m/sec and the decrement of thrust was about 13 % at the time of testing. Compared with the single propeller wind-tunnel test result, the propeller efficiency of the octocopter dropped to 10 to 15% depending on the propeller RPM. It is hypothesized that the obtained aerodynamic characteristics by the wind-tunnel test will be used to improve the performance and wind resistance of the multi-copter.

초 록

한국항공우주연구원(KARI)이 보유하고 있는 개방형 풍동에서 최대이륙중량 28 kg급 옥터콥터(octocopter)를 시험모델로 상승·하강기류, 측풍, 전단류와 같은 악기상에 대한 대처 능력을 향상 시키고 와류고리상태(VRS)와 같은 공기역학적 현상을 규명하여 와류고리상태(VRS) 진입 예방 및 탈출할 수 있는 기술들을 연구하고자 풍동시험을 수행하였다. 소형무인기 풍동시험은 풍속 3.5, 5, 7 m/sec, 회전수 3,500, 4,500, 5,550rpm 조건에서 받음각 $-40^\circ \sim +20^\circ$ 도, $\pm 90^\circ$ 도, 요각 0° 도와 45° 도로 변화시켜가며 6분력을 측정하여 공력 DB를 작성하였다. 멀티콥터 수직 하강 시험 시 하강속도 6 m/sec에서 와류고리상태의 최고점(VRS peak)이 나타나고, 이 때 약 13 % 정도의 추력감소가 나타났다. 프로펠러 및 동체 상호 간섭에 의한 성능저하 여부를 판단하기 위해 프로펠러 조합을 변화시켜가며 시험을 수행한 결과 단일 프로펠러 대비 최대 15 % 정도의 성능 저하가 있음을 확인할 수 있었다. 이번 시험으로 확보한 자료들은 소형무인기 운용 시 경험하게 되는 악기상에 대처하여 안전성과 생존성을 증대시키기 위한 기술개발 기초자료로 활용될 예정이다.

Key Words : Multi-copter(멀티콥터), Windtunnel Test(풍동시험), VRS(와류고리상태), Turbulence(난류), Gust(돌풍)

1. 서 론

최근 멀티콥터의 활용 분야가 군사적 목적 이외에 영상 촬영, 드론 레이싱과 같은 취미생활 등 다양한 분야로 활성화가 되면서 멀티콥터의 안정성이 더욱 문제가 되고 있다. 더구나, 드론을 활용한 무인 택배나 인명 구조, 재난 감시 등 생활 밀착형 용도로 활용하기 위해서는 현재의 멀티콥터 한계를 뛰어 넘는 안정

Received: Sep. 14, 2017 Revised: Nov. 10, 2017 Accepted: Nov. 15, 2017

† Corresponding Author

Tel: +82-042-870-3567, E-mail: sjhwang@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

성이 요구된다. 멀티콥터는 강한 상승기류, 건물사이에서 발생하는 전단류, 돌풍 등의 악기상에서 와류고리상태(Vortex Ring State)에 진입하는 경우가 종종 발생하며, 진입 시 비행력을 회복하지 못하고 추락하는 경우가 많다. 최근에는 이런 한계를 극복하고 멀티콥터의 운용성과 안정성을 확장하기 위해 난류발생장치를 이용한 멀티콥터 풍동시험[1], 실시간 바람 측정장치를 이용한 바람저항성능(wind resisting performance)을 높이는 연구[2], 멀티콥터 제어법칙 개선[3], 저 레이놀즈 유동조건에서 프로펠러 성능 개선[4], 등 많은 연구들을 진행하고 있다. 한국항공우주연구원(KARI)에서도 소형무인기 운용 시 경험하게 되는 상승·하강 기류, 측풍, 전단류와 같은 악기상에 대한 대처 능력을 향상시키기 위한 기술을 개발하기 위해, KARI의 개방형 풍동을 이용하여 멀티콥터의 공기역학적 현상을 규명하고 이를 바탕으로 와류고리상태(VRS) 진입 예방 및 진입 시 탈출할 수 있는 기술들을 연구하고자 풍동시험을 수행하였다. 멀티콥터의 공력특성을 예측하고 6분력에 대한 공력 DB를 확보하기 위한 풍동시험은 NASA[5]에서 수행한 시험을 바탕으로 풍속, 회전수(RPM), 받음각(α), 요각(β)을 변수로 하여 공력특성을 측정하였다.

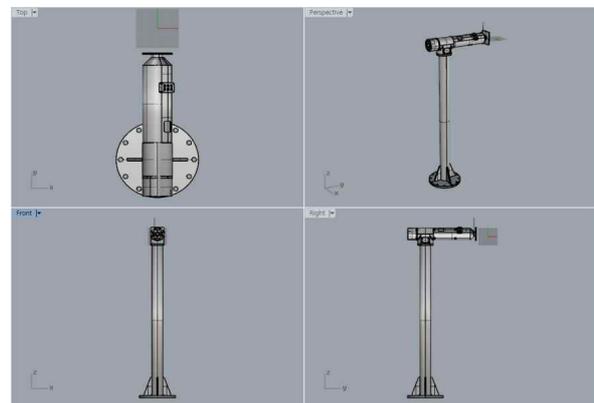
2. 멀티콥터 풍동시험

2.1 풍동시험 장치

멀티콥터 풍동시험은 로터 후류에 의한 유동장 교란 현상을 최소화하기 위해 KARI가 보유하고 있는 개방형 풍동 시험부에서 수행하였다. 시험모델이 시험부 중심에 위치하도록 하기 위해 시험부 바닥에 원통형 지지대를 설치하였고, 지지대 상부에 회전기능을 갖는 회전부(rollhead)를 설치하였다. 회전부는 롤(roll) 방향 회전을 구현하기 위한 기어박스, 멀티콥터 시험모델에 작용하는 힘과 모멘트를 측정하기 위한 6분력 로드셀(loadcell) 및 시험모델을 연결하기 위한 연결부(model adapter) 등으로 구성하였다. 자세한 시험장치 구성은 Fig. 1을 통해 확인할 수 있다.

시험모델에 작용하는 힘과 모멘트를 측정하기 위한 6분력 로드셀은 HMB사 MSC10 Series 제품으로 Fig. 1을 통해 확인할 수 있다. 시험에 사용한 로드셀

의 하중범위와 정밀도는 Table 1을 통해 확인할 수 있다. 지속적인 멀티콥터를 이용한 풍동시험을 수행하기 위해 무인기에 사용하는 배터리를 대신하여 외부 전원 공급 장치를 사용하여 시험을 수행하였다. 외부 전원 공급 장치는 다우 나노텍사의 DAP-60110R 제품으로 DC output 0~60 V까지 가변이 가능하며, 전류는 110 A까지 사용이 가능한 제품으로 배터리팩과 동일한 운용 조건을 지속적으로 만들어 낼 수 있다. 시험 조건인 프로펠러 회전수(RPM)를 실시간으로 관찰하기 위해 각각의 프로펠러 지지대(arm)에 광센서를 부착하여 각 시험조건에서 운용되고 있는 개별 프로펠러의 회전수를 측정하도록 시험 장치를 구성하였다.



a) Multi-copter supporting device



b) rollhead



c) loadcell

Fig. 1 Rollhead and Supporting Device

Table 1 Loadcell Range and Accuracy

	Load Range	Accuracy
Normal force (Z)	500 kg	0.05 %
Side force (Y)	100 kg	0.05 %
Axial force (X)	100 kg	0.05 %
Pitching moment(My)	49 N·m	0.05 %
Yawing moment(Mz)	49 N·m	0.05 %
Rolling moment(Mx)	49 N·m	0.05 %

프로펠러 상호간 간섭효과를 분석하기 위해 프로펠러 단독성능시험 장치를 따로 구성 하였다. 프로펠러 추력 측정을 위해 다셀 제품의 1축 로드셀(loadcell)을 지지부에 설치하였다. 사용된 로드셀은 다셀(주)에서 생산된 제품으로 50 kg-f까지 측정이 가능하다. 실시간 회전수(RPM) 측정을 위해 광센서를 프로펠러 지지대(arm)에 부착하여 정확한 회전수를 측정할 수 있도록 시험 장치를 구성하였다. 구축한 프로펠러 단독시험 장치는 Fig. 2를 통해 확인할 수 있다.



Fig. 2 Propeller Wind-tunnel Test Rig

비행체 및 프로펠러의 받음각 변경은 PLC로 제어되는 회전판을 사용하여 구현하였으며, 회전각은 인코더(encoder)를 사용하여 측정하였다. 압력과 온도 등 시험부 운용조건은 해당 센서 및 NEFF471을 통해 측정하였다. 시험모델의 힘과 모멘트는 MGCPPlus-ML38 모듈을 사용하여 측정하였으며, 프로펠러 회전수(RPM) 신호는 MGCPPlus-ML460 모듈을 사용하여 측정하였다. 프로펠러 회전수 제어를 위한 PWM 신호는 NI-PXI를 사용하여 구현하였다. 10 Hz로 7초 동안 측정한 데이터 값의 평균을 취하여 시험데이터로 사용하였다. 풍동시험에 사용된 계측 및 제어장비는 Fig. 3을 통해 확인할 수 있다.

소형무인기 풍동시험을 위해 선정한 비행체는 (주)성우에서 농약살포용 무인기로 개발한 옥터콥터(octocopter) 모델로서 상용기체의 일부분을 수정하여

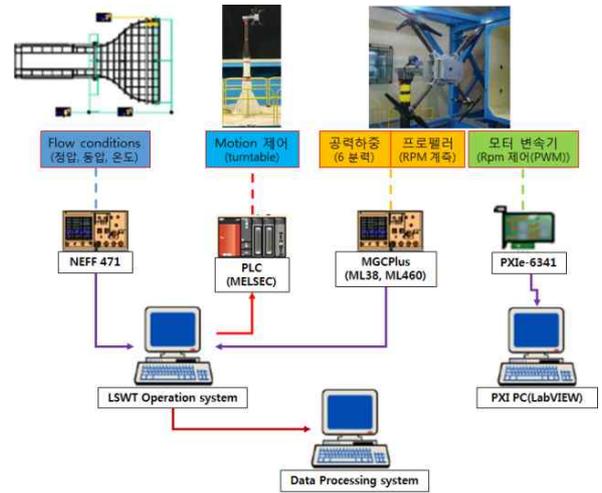


Fig. 3 KARI's Low Speed Wind-tunnel System

풍동시험용 모델로 사용하였다. 기존 FCC와 배터리팩을 제거한 후 제어 및 신호계측 전원라인이 들어갈 수 있는 구조로 내부구조를 변경하였고, 모터 회전수(motor RPM) 제어를 위한 변속기 제어신호를 외부로부터 공급 받을 수 있도록 시스템을 개조하였다. 프로펠러의 정확한 회전수 측정을 위하여 별도의 브라켓을 제작하여 프로펠러 지지대(arm)에 부착하였으며, 광하이퍼 센서(오토닉스, FD-320-05)와 앰프(오토닉스, BF5R-S1_Single display type)를 조합하여 회전속도를 측정하였다. 실 비행과는 달리 풍동시험에서는 비행체에 부가되는 모든 힘이 기체-지지부 연결부에 부가되므로 결합 부분의 구조강성을 보강하기 위해 별도의 브라켓을 제작하여 기체 밑면에 부착하였다. 결합부위 브라켓은 비행체 공력특성에 미치는 영향을 최소화하기 위해 Fig. 4와 같이 기체 밑면 형상을 유지하는 형상으로 제작하였다. 시험에 사용된 프로펠러 제어 및 측정 장치는 총 4개의 신호를 제어할 수 있으나, 대상 비행체는 8개의 프로펠러를 가지고 있으므로 비행체 프로펠러를 1,2번, 3,4번, 5,6번, 7,8번과 같이 4쌍으로 묶어 각 쌍별로 회전수 제어 및 회전수 측정이 가능하도록 장치를 구성하였다.

2.2 풍동시험 조건

멀티콥터 풍동시험은 KARI가 보유하고 있는 개방형 풍동에서 수행하였다. 개방형 풍동의 시험부 크기는 5(W) x 3.75(H) x 11(L) m이고, 풍속은 3~68 m/sec까지 가능하며 난류 강도(Turbulence intensity)

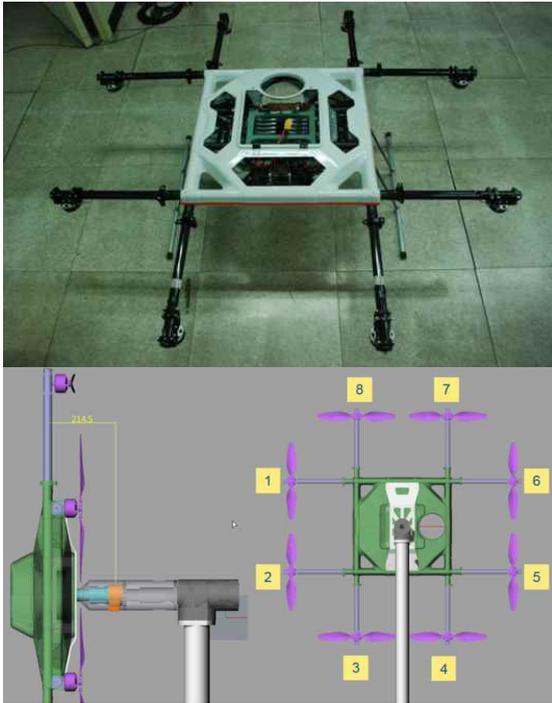


Fig. 4 Renovated Wind-tunnel Test Model

는 0.25 %이다. 멀티콥터 풍동시험 시 수직 상승조건(받음각 -90° 도)과 수직 하강조건(받음각 $+90^\circ$ 도)의 구현과 멀티콥터 구동 시 발생하는 다운워시(downwash)가 다시 프로펠러 회전면으로 유입되어 유동장이 실제 운용환경과 다르게 교란되는 현상을 최소화하기 위해 시험모델을 시험부의 바람의 방향과 직각이 되도록 설치하여 시험을 수행하였다. 개방형 풍동의 시험부에 설치된 옥터콥터(octocopter) 모델은 Fig. 5를 통해 확인할 수 있다.



Fig. 5 Octocopter Wind-tunnel Test Model

단일(Single) 프로펠러 시험은 풍속 0, 3.5, 5, 10 m/sec에서 모터 회전수 3,000rpm, 4,000rpm, 5,000rpm의 세 경우에 대해 받음각 $-90^\circ \sim +90^\circ$ 도 ($-20^\circ \sim +20^\circ$ 도는 2° 도 간격, $\pm 20^\circ \sim \pm 90^\circ$ 도는 5° 도 간격)로 변화시켜 가며 시험을 진행하였다.

전기체 시험은 개방형 풍동의 안정성을 고려한 최저 속도인 3.5 m/sec부터 시작하여 시험기체의 진동과 구조적 안정성 확보가 가능한 풍속인 7 m/sec 내에서 풍속 0, 3.5, 5, 7 m/sec에서 모터 회전수를 3,500rpm, 4,500rpm, 5,500rpm의 세 경우에 대해 받음각(α) $-40^\circ \sim +40^\circ$ 도 ($-20^\circ \sim +20^\circ$ 도는 2° 도 간격, $\pm 20^\circ \sim \pm 40^\circ$ 도는 5° 도 간격), 요각(β) 0° 도와 45° 도 두 가지 경우로 변화시켜 가며 시험을 진행하였다. 수직하강 시 와류고리상태(VRS)를 풍동시험으로 구현하기 위해 받음각 $+90^\circ$ 도에서 회전수(RPM)를 4,000rpm으로 고정하고 풍속을 0~8 m/sec으로 변화시켜 가며 시험을 진행 하였다. 수직상승 시 공력성능 변화를 측정하기 위하여 받음각 -90° 도에서 회전수(RPM)를 5,500rpm으로 고정하고 풍속을 5~9 m/sec으로 변화시켜 가며 시험을 진행 하였다.

프로펠러 상호 간섭에 의한 효율저하 여부를 판단하기 위하여 프로펠러 4, 6, 8개의 경우를 회전수를 3,000~6,000rpm 으로 변화시켜 가며 시험을 진행하였다.

3. 멀티콥터 풍동시험 결과

풍동시험 모델로 선정한 옥터콥터는 전후좌우 대칭을 가지는 형상으로 피치(pitch) 각을 변화시켜 가며 확보한 공력 DB가 롤(roll) 각과 요(yaw) 각을 변화시켜 가며 시험한 공력 DB와 별 차이가 없는 걸로 판단하여 피치 각 변화에 대한 풍동시험만 진행하였다. 회전수 변화는 앞쪽 프로펠러 4개와 뒤쪽 프로펠러 4개를 쌍으로 묶어 실제 멀티콥터 운용 회전수 범위인 3,500rpm, 4,500rpm, 5,500rpm에서 풍속 3.5, 5, 7 m/sec에서 6분력을 측정하여 공력 DB를 확보하였다. 처음 시험계획은 받음각 $-40^\circ \sim +40^\circ$ 도 ($-20^\circ \sim +20^\circ$ 도는 2° 도 간격, $\pm 20^\circ \sim \pm 40^\circ$ 도는 5° 도 간격)에서 시험하며 공력 DB를 작성할 계획이었으나, 받음각 $+20^\circ$ 도(pitch up 상태) 이후 기체진동이 심하게 발생

하여 시험의 안전성을 고려하여 $-40^{\circ} \sim +20^{\circ}$ 도 ($-20^{\circ} \sim +20^{\circ}$ 도는 2° 도 간격, $-20^{\circ} \sim -40^{\circ}$ 도는 5° 도 간격)로 받음각 범위를 좁혀 풍동시험을 수행하였다. 전방 프로펠러 후류가 후방 프로펠러에 미치는 현상을 고려하기 위해 요각(β) 0° 도와 45° 도 두 경우를 추가하여 시험을 수행하였다. 자세한 풍동시험 시험 결과는 Fig. 6을 통해 확인할 수 있다.

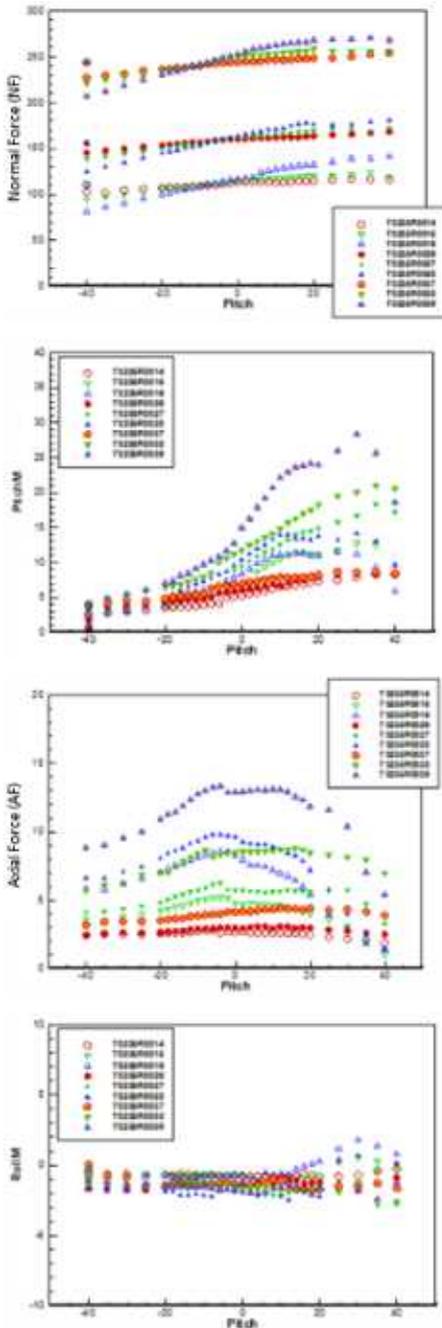


Fig. 6 Octocopter Wind-tunnel Test Results [RPM 3,500/4,500/5,500 & Wind 3.5/5/7 m/sec]

프로펠러 및 동체 상호간섭에 의한 성능저하 여부를 판단하기 위해 프로펠러 단독시험, 동체 단독시험, 전기체에서 프로펠러 4개, 6개, 8개 조합의 풍동시험을 수행하였다. 프로펠러 단독시험 결과는 Fig. 7을 통해 확인할 수 있다. 단일 프로펠러 성능시험결과를 100으로 놓고 프로펠러 상호간섭 효과 시험결과를 보면 프로펠러 단면으로 유입되는 인플로우(inflow) 교란과 기체와 프로펠러 지지대(arm)의 진동으로 인한 교란 등 복합적인 요소로 인해 최대 15% 정도의 성능저하가 발생한 것으로 판단된다. 프로펠러 상호간섭 시험결과는 Fig. 8을 통해 확인할 수 있다.

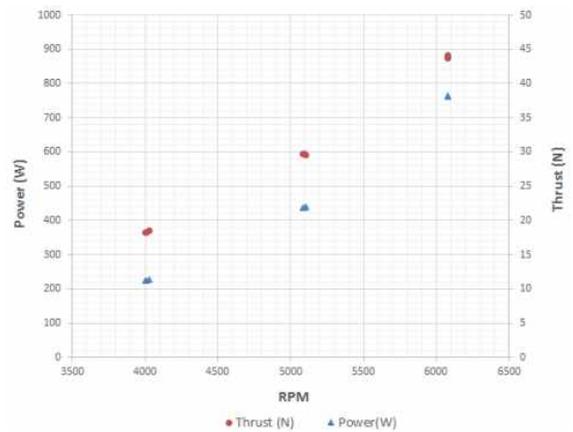


Fig. 7 Single Propeller Wind-tunnel Test Results

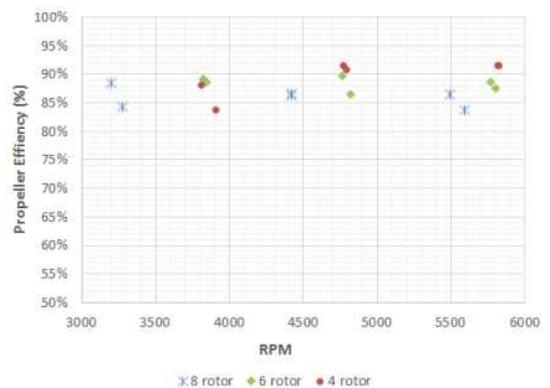


Fig. 8 Propeller Efficiency Test Results

멀티콥터 수직상승 시 공력 DB 확보와 수직하강 시 발생할 수 있는 와류고리상태(VRS)를 재현하기 위해 풍동시험을 수행하였다. 프로펠러 단독시험결과는 수직하강 조건(프로펠러 회전수 4,000rpm)에서 하강속도 7.5 m/sec(VRS peak)에서 와류고리상태에 의한

약 20 % 정도의 추력감소가 나타났다. 하강속도 10 m/sec 이후부터는 하강속도가 증가함에 따라 추력이 증가하고 있으며, 풍차제동상태(windmill brake state)로 진입하는 것으로 판단된다. 시험결과는 Fig. 9를 통해 확인할 수 있다. 전기체 수직하강 시험에서는 하강속도 6 m/sec(VRS peak)에서 와류고리상태(VRS)에 의한 약 13 % 정도의 추력감소가 나타났다. 시험결과는 Fig. 10을 통해 확인할 수 있다. 전기체 시험 역시 하강속도 8 m/sec 이후부터는 풍차제동상태(windmill brake state)에 진입하여 추력 증가가 예상되나 기체 진동 및 시험 안전성을 고려하여 풍동시험을 수행하지는 않았다. 단일 프로펠러시험(7.5 m/sec, 와류고리상태 진입에 의한 20 % 추력 감소)에 대비해 전기체 시험결과(6 m/sec, 와류고리상태 진입에 의한 13 % 추력 감소)를 비교 분석해 보면 전기체가 더 낮은 속도에서 와류고리상태에 진입함을 알 수 있다. 시험결과들은 Fig. 11을 통해 확인할 수 있다.

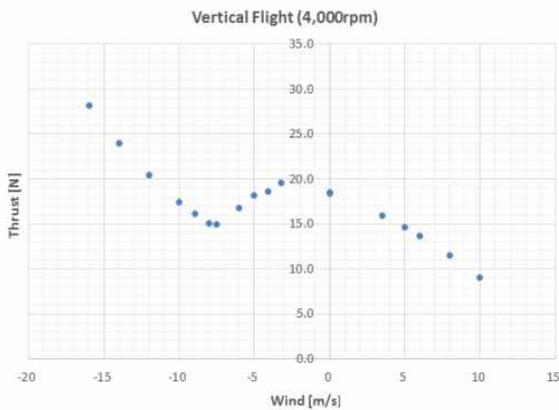


Fig. 9 Single Propeller VRS Test Results

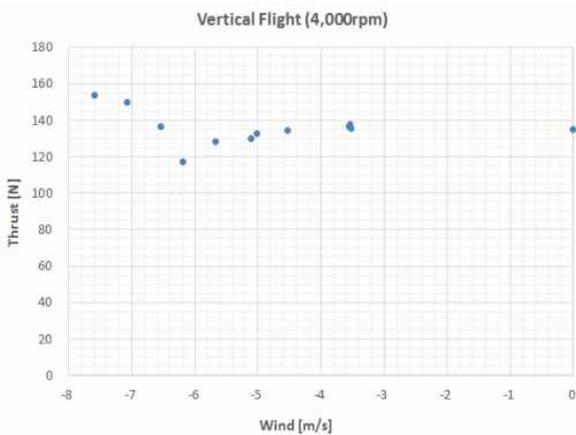


Fig. 10 Octocopter VRS Wind-tunnel Test Results

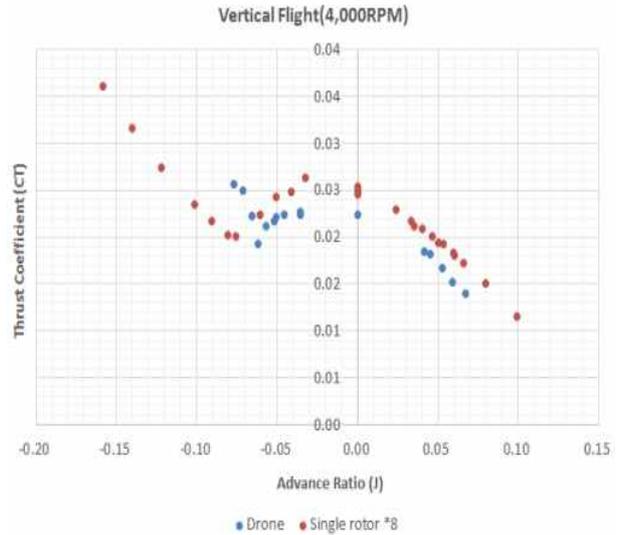


Fig. 11 VRS Wind-tunnel Test Results Comparison

4. 결 론

한국항공우주연구원(KARI)이 보유하고 있는 개방형 풍동에서 옥터콥터(octocopter)을 시험모델로 6분력 측정을 하여 소형무인기 공력 DB 확보와 와류고리상태(VRS) 진입 및 공기역학적인 물리현상을 분석하기 위한 풍동시험을 수행하였다. 시험결과 프로펠러 상호 간섭 효과에 의한 단일 프로펠러 대비 최대 15 % 정도의 효율 감소를 확인하였다. 또한, 단일 프로펠러시험 시 회전수 4,000rpm에서 하강속도 7.5 m/sec에서 와류고리상태 최고점(VRS peak)이 나타나고 이때 와류고리상태 진입에 의한 20 % 정도의 추력이 감소하였다. 단일 프로펠러시험과 동일한 시험조건에서 전기체 시험을 수행한 결과 하강속도 6 m/sec에서 와류고리상태 최고점(VRS peak)이 나타나고 이때 와류고리상태 진입에 의한 13 % 정도의 추력이 감소하였다. 단일 프로펠러에 비해 전기체 시험 시 와류고리상태 진입에 의한 추력 감소량은 적으나 와류고리상태 진입 속도는 빨라져 하강속도 6 m/sec에서 와류고리상태 최고점이 나타남을 확인할 수 있었다. 이번 시험으로 확보한 시험자료들은 향후 소형무인기 운용 시 경험하게 되는 상승·하강 기류, 측풍, 전단류 등 악기상에 대처하여 안전성과 생존성을 증대시키기 위한 기술개발 기초자료로 활용될 예정이다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부 재원으로 한국연구재단, 무인이동체미래선도핵심기술개발사업단의 지원을 받아 수행되었음.(No. 2016M1B3A1A03937671)

References

- [1] D. Kubo, "Dynamic Response Evaluation of Small Multirotor in Wind Tunnel with Gust Generator" The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, October 25-27, 2016
- [2] T. Yamamoto, T. Higuchi, F. Nagasaki and S. Ueno, "Development of Multirotor with Wind Resisting Performance," The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, October 25-27, 2016
- [3] Jae-Hyun Jin and Jin-Hee Jo, "A Test Bench with Six Degrees of Freedom of Motion For Development of Small Quadrotor Drones," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 11, No. 1, February, 2017.
- [4] Senghyung Yun and Cheolheui Han "Aerodynamic Design and Performance Analysis of a Propeller at Low Reynolds Number Flow Conditions," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 9, No. 1, pp.7-11, March, 2015.
- [5] C. Russel, J. Jung, G. Willink and B. Glasner, 2016, "Wind Tunnel and Hover Performance Test Results for Multicopter UAS Vehicles," AHS 72nd Annual Forum, May 16-19, 2016