Research Paper

Journal of Aerospace System Engineering
Vol.13, No.1, pp.47-53 (2019)

ISSN 1976-6300
EISSN 2508-7150
http://dx.doi.org/10.20910/JASE.2019.13.1.47

교차회전 멀티콥터

황승재[1,†] · 박영민[2] · 조태환[2]

[1,]한국항공우주연구원 항공연구본부 항공기체계부
[2]한국항공우주연구원 항공연구본부 항공기체계부

Cross-rotating Multi-copter

SeungJae Hwang[1,†] , YoungMin Park[2] , TaeHwan Cho[2]

[1]Korea Aerospace Research Institute, Aircraft System Division
[2]Korea Aerospace Research Institute, Aircraft System Division

Abstract

To improve an aerodynamic characteristic of the eVOTL aircraft, Korea Aerospace Research Institute (KARI) performed a validity test of the cross-rotating propeller technology. First, CFD analysis was carried out and an idea of the cross-rotating propeller to imply on a multi-copter confirmed with a commerce pitch control multi-copter that has two different blades, 0.11 and 0.21 m. After verifying the idea, a multi-copter with about 3 kg maximum take-off weight (MTOW) was custom designed to complete a ground test to measure thrust and noise. The test was performed with 15 and 22 in. propellers at the identical tip speed. The test results show that the 22 in. propeller with the cross-rotating technology required about 30 % less power and reduced 3~5 dB aerodynamic noise as compared to 15 in. propeller without cross-rotating.

초 록

한국항공우주연구원(KARI)은 전기추진 수직이착륙(eVOTL) 항공기 공력성능 향상 방안 연구의 일환으로 교차회전 방식에 대한 기술개발 타당성에 관한 연구를 진행하였다. 프로펠러 반지름을 증가시켜 전산해석을 수행하고 기존 상용 멀티콥터를 구매하여 0.11 m와 0.21 m 프로펠러를 적용하여 교차회전 구동방식에 관한 기술개발 가능성을 확인한 후, 총 중량 3 kg급의 멀티콥터를 설계·제작하여 추력 및 소음을 측정하기 위한 지상시험을 수행하였다. 교차회전 방식의 효율성을 검증하기 위해 지상시험은 15 in.와 22 in. 프로펠러를 적용하여 동일한 깃끝 속도(Tip speed) 조건에서 추력 및 소음을 측정하여 결과를 비교 분석 하였다. 지상시험결과 요구동력은 22 in. 프로펠러를 적용한 교차회전 방식이 15 in. 프로펠러와 비교하여 약 30%정도 절감 되며 공력소음의 경우 3~5 dB의 소음감소 효과가 측정 되었다.

Key Words : Multi-copter(멀티콥터), Cross-rotating(교차회전), eVOTL(전기추진 수직이착륙), Required power(요구동력), Aerodynamic noise(공력소음)

1. 서 론

전기추진 수직이착륙(eVTOL) 항공기 공력성능 향상 방안 연구의 일환으로 교차회전 방식에 대한 기술개발 타당성에 관한 연구를 진행하였다. 프로펠러를 교차회전 시켜 제한된 공간에서 전체 시스템의 무게 증가 없이 프로펠러의 직경을 최대한 키워 프로펠러 회전판 하중(Disk Loading)을 줄여 비행 효율은 높이면서 소음을 줄이는 것이 가능한지에 관한 연구를 진행하였다. 이를 위해 먼저 프로펠러 피치 변화(Pitch control) 방식의 상용 멀티콥터를 구매하여 프로펠러의 크기를 변화시켜 지상실험을 시험하여 교차회전 방

Received: Nov 08, 2018 Revised: Jan 14, 2019 Accepted: Jan 24, 2019
† Corresponding Author
Tel: +82-042-870-3567, E-mail: sjhwang@kari.re.kr
Ⓒ The Society for Aerospace System Engineering

식에 관한 타당성을 확인한 후, 중국 DJI사의 Matrice 100과 유사한 사이즈와 무게(이륙중량 3kg급)의 멀티콥터를 설계·제작하여 추력 및 소음측정을 위한 지상시험을 수행였다.

프로펠러 교차회전 방식의 기술개발 타당성은 헬리콥터 정지 비행시 요구되는 동력은 로터 직경에 반비례(Required Power = $W^{1.5}$/R, W: Weight, R: Rotor Radius)한다는 기본이론[1]에서 착안하였다. 전체 시스템 중량 변화없이 로터의 반지름을 두배로하면 요구동력은 반으로 감소하는 원리를 적용하여 멀티콥터의 프로펠러 반지름을 키우고 회전수(RPM)를 감소시키면 보다 효율적인 비행이 가능하다. 헬리콥터 로터 크기에 따른 성능 변화는 Fig. 1[2]을 통해 확인할 수 있다. 일반적으로 멀티콥터는 헬기콥터에 비해 상대적으로 직경이 작은 프로펠러의 추력을 이용하는 방법을 사용하므로 헬리콥터에 비하여 높은 회전판 하중(Disk Loading)을 가지며 공기역학적으로 비효율적이므로 체공시간에 많은 제약을 받는다. 이를 극복하기 위해 큰 직경의 프로펠러를 사용할 경우 이를 지지하기 위한 기체 프레임과 기체 중량도 동시에 증가하므로 효율도 함께 감소하는 악순환이 반복된다. 이러한 단점들을 극복하기 위해 교차회전을 적용한 멀티콥터용 프로펠러 구동방식에 대한 연구를 수행하였다. 프로펠러가 교차회전하면 큰 직경의 프로펠러를 지지하기 위한 기체 프레임의 무게 증가 없이도 공간적으로 효율적인 프로펠러 배치가 가능하다. 프로펠러의 반지름은 키우면서 기체 프레임의 크기와 중량을 유지하기 위해 하나의 대형 모터로 4개의 프로펠러를 교차회전 시키는 방식을 적용하였고, 멀티콥터 조종은 모터 회전수(RPM) 대신 프로펠러 피치 조종(Pitch Control) 방식을 채용하였다.

2. 교차회전 적용 가능성 점검

2.1 교차회전 타당성 점검

프로펠러 교차회전 방식의 기술개발 타당성을 확인하기 위해, 먼저 전산해석을 수행하였다. 비교 대상으로 로터 지름 3.2 m에 35 마력을 가지는 무인헬기인 Remo-H를 선정하여 프로펠러 반지름 0.8 m인 일반

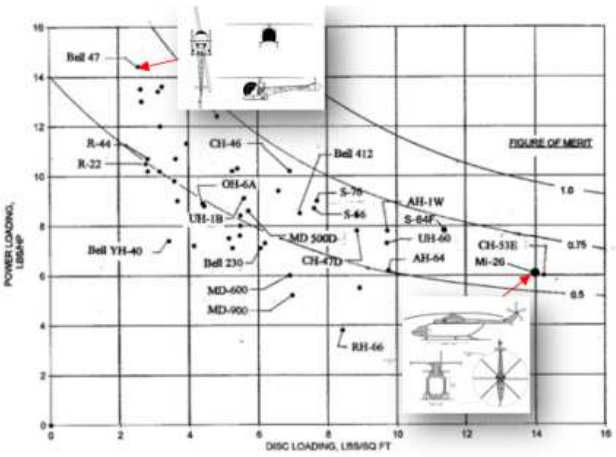


Fig. 1 Helicopter Benchmark Plot

적인 쿼드콥터(Small Conventioal Quadcopter, SCQ), 프로펠러 반지름을 두배로 키운 교차회전 방식을 적용한 쿼드콥터(Large Overlapping Quadcopter, LOQ)와 프로펠러 반지름은 두배로 키우지만 교차회전 방식 대신 기체 프레임을 키운 일반적인 방식의 쿼드콥터(Large Conventioal Quadcopter, LCQ), 위 세가지 경우에 대하여 상용 CFD 코드인 STAR-CCM+ [3]을 이용하여 난류모델 k-ω SST와 Overset Method를 적용하여 해석을 수행 하였다. 비교대상인 Remo-H 무인헬기와 비슷한 마력(35.8~37 마력)을 가지도록 프로펠러 피치 각(Collective pitch angle)을 15°와 10°로 각각 다른게 적용하여 회전판 하중(Disk Loading)과 추력을 계산하여 교차회전방식의 효율성을 검증하였다. 교차회전 방식의 효율성을 나타내는 전산해석 결과는 Fig 2와 Table 1을 통해 확인할 수 있다. 자세한 멀티콥터 전산해석 방법(Overset Method)은 참고문헌[4]를 통해 확인할 수 있다.

전산해석결과 분석을 통해 교차회전 방식의 가능성을 확인한 후, 하나의 모터로 네 개의 프로펠러를 구동하며 피치 각으로 조종하는 상용 쿼드콥터(Collective Pitch Quadcopter, Reaper 500)을 구매하여 제품과 함께 제공되는 반지름 0.11 m 프로펠러와 교차회전을 위한 0.21 m 프로펠러를 따로 구매하여 추력측정을 위한 지상시험을 수행하였다. 동일한 요구동력(30~80 W)과 피치 각(5°~10°)을 적용하여 교차회전 구동방식을 통한 공력성능 향상이 가능한지 타당성을 점검 하였다. 지상시험 결과 교차회전방식을 적용하면 동일한 요구동력 대비 30% 이상 추력 향상

이 가능함을 확인하였다. 자세한 지상시험 결과는 Fig 3과 4를 통해 확인할 수 있다.

전산해석과 상용 멀티콥터를 이용한 간단한 지상시험결과 프로펠러 교차회전 구동방식에 대한 기술개발 가능성이 검증되어 본격적인 지상시험을 통해 관련 기술을 개발하고자 교차회전 기술검증용 기체를 설계·제작 하였다. 기술검증용 기체는 중국 DJI사 Matice 100과 비교검증을 위해 유사한 총 이륙중량(MTOW)을 가지도록 3 kg급으로 제작하였고, 교차회전용 프로펠러는 중국 T-motor사 상용제품인 22 in.를 기본으로 장착하고 교차회전 효과 비교검증을 위해 동일 회사 제품인 15 in. 프로펠러도 장착 가능하도록 설계·제작 하였다.

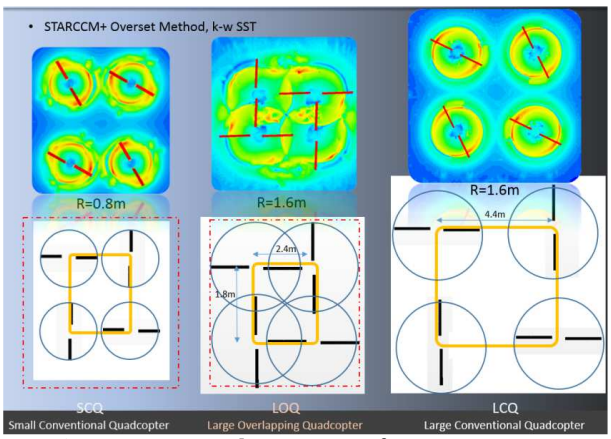


Fig. 2 CFD Analysis Cases for Cross-rotating

Table 1 CFD Results for Cross-rotating

Model	Pitch (deg.)	Thrust (kgf)	Power (hp)	Figure of Merit	Disk Loading
SCQ	15°	225	35.8	0.82	8
LOQ	10°	319	36	0.72	2
LCQ	10°	346	37	0.79	2
Remo-H	-	120	35	-	3

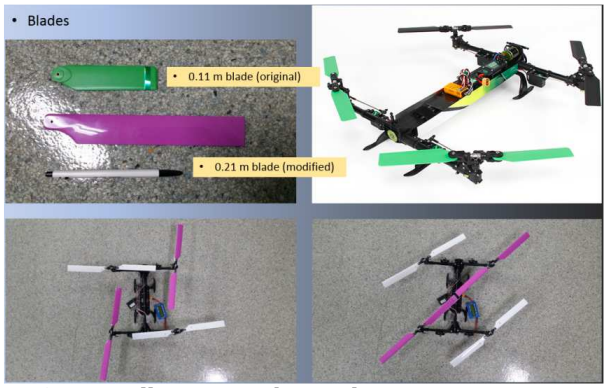
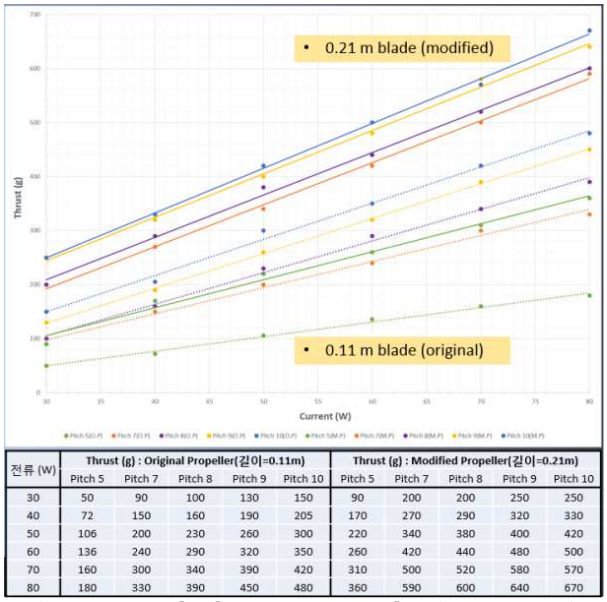


Fig. 3 Collective Pitch Quadcopter, Reaper 500



전류 (W)	Thrust (g) : Original Propeller(길이=0.11m)					Thrust (g) : Modified Propeller(길이=0.21m)				
	Pitch 5	Pitch 7	Pitch 8	Pitch 9	Pitch 10	Pitch 5	Pitch 7	Pitch 8	Pitch 9	Pitch 10
30	50	90	100	130	150	90	200	200	250	250
40	72	150	160	190	205	170	270	290	320	330
50	106	200	230	260	300	220	340	380	400	420
60	136	240	290	320	350	260	420	440	480	500
70	160	300	340	390	420	310	500	520	580	570
80	180	330	390	450	480	360	590	600	640	670

Fig. 4 Ground Thrust Test Results (Reaper 500)

3. 교차회전 멀티콥터

3.1 교차회전 멀티콥터 설계·제작

프로펠러가 교차회전하는 경우 블레이드 회전으로 인한 상호 충돌을 방지하기 위해 각각의 프로펠러는 기어나 벨트를 통해 연결하여 상호 동기화 되어 있어야 한다. 따라서 일반적인 멀티콥터 추력제어 방식인 모터의 회전수(RPM) 제어가 아니라 프러펠러의 피치각을 변화시켜 조종하는(Collective Pitch Control) 방식을 적용해야 한다. 하나의 모터에 기어나 벨트로 각각의 프로펠러를 연결하고 프로펠러 피치 각을 변화시켜 조종하는 멀티콥터는 이미 시중에서 다수 판매되고 있어 기술적 가능성은 이미 입증되어 있다. 하지만, 벨트의 경우 동력전달 손실이 기어방식 보다 커서 효율

적인 측면에서 기어방식을 설계에 적용하였다. 기체 내부의 회전축을 통해 동체 중앙에 설치한 하나의 모터에 연결하여 4개의 프로펠러가 상호 동기화 되어 회전하도록 설계하였다. 프로펠러를 구동하는 끝단의 베벨기어 및 중간부분은 1:1의 기어비를 적용하였고 모터에 연결된 중앙의 감속기어는 2단구조의 7.5:1 평기어를 적용하였다. 프로펠러는 기체의 크기가 중국 DJI사 Matrice 100과 유사하다는 가정하에 장착 가능한 최대 크기인 T-motor사의 상용 22 in. 프로펠러를 선정하였고 비교를 위해 15 in. 프로펠러도 장착 가능하도록 설계 하였다. 설계·제작한 교차회전 기술검증용 쿼드콥터의 기체무게는 2.2 kg으로 배터리 무게 1 kg을 포함한 총 이륙중량(MTOW)는 3.2 kg이다. 교차회전 구동방식을 적용하기 위한 시스템 무게는 교차회전용 448 g 모터 1개와 각 모터대신 700급의 RC 헬리콥터 꼬리로터 기어박스에 사용하는 250 g Rotostar 4936 기어시스템 4개 합쳐 총 1.4 kg이다. 22 in. 프로펠러를 일반적인 멀티콥터의 구동방식으로 운용하기 위해서는 무게 347 g의 T-motor P60급 모터 4개가 요구되므로 교차회전 추진방식에 의한 시스템 중량 증가는 미미한 것으로 판단된다. 프로펠러 교차회전 방식의 기술개발 타당성 검증용으로 설계·제작한 쿼드콥터는 Fig. 5을 통해 자세히 확인할 수 있다.

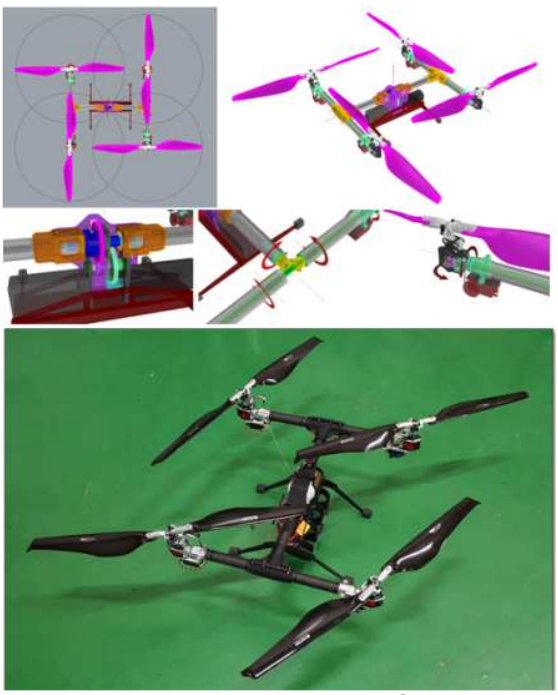


Fig. 5 Cross-rotating Quadcopter

3.2 교차회전 기술검증용 멀티콥터 지상시험

프로펠러 교차회전 기술개발 검증용으로 설계·제작한 쿼드콥터를 이용하여 한국항공우주연구원(KARI)의 중형아음속풍동시험장에서 추력 및 소음측정시험을 수행하였다. 교차회전 효과를 비교검증하기 위해 22 in.와 15 in. 프로펠러를 바꾸어 장착해 가며 동일조건의 시험을 반복하여 수행하였다. 소음측정을 위한 마이크로폰은 멀티콥터로부터 2 m 지점의 바닥에 고정하여 설치하였다. 지상시험은 프로펠러의 회전수(RPM)를 700~2,600 RPM으로 증가시켜가며 전압, 전류, 회전수, 추력 및 소음을 측정 하였고. 프로펠러 피치 각은 조종추력을 감안하여 0°, 3°, 6°로만 변화시켜 지상시험을 수행하였다. 자세한 지상시험 장치 및 방법은 Fig. 6을 통해 확인할 수 있다.

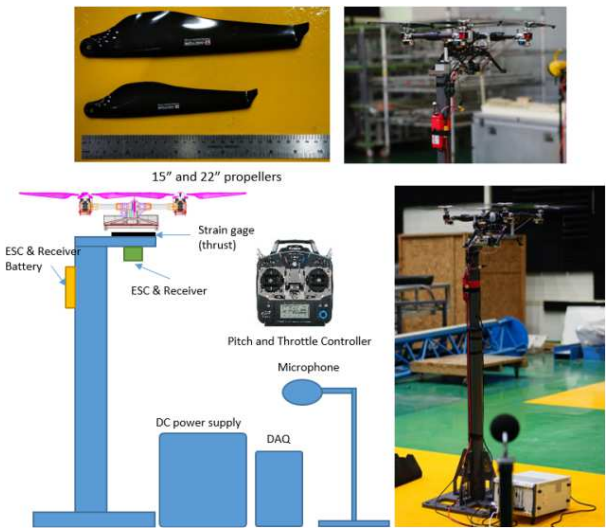


Fig. 6 Cross-rotating Quadcopter Ground Tests

3.3 교차회전 기술검증용 지상시험결과 분석

프로펠러 교차회전 지상시험결과를 비교검증하기 위하여 우선 중국 DJI사 Matrice 100의 프로펠러를 기존 13 in.에서 15, 18, 22,와 25 in.로 변화시켜가며 회전판 하중(Disk Loading)과 요구되는 동력을 계산하였다. 총 이륙중량 3.4 kg인 DJI사 Matrice 100의 경우 기존 13 in. 프로펠러를 사용하면 회전판 하중(Disk Loading)은 약 97 N/m^{2}이다. 이때의 요구동력을 기준으로 Matrice 100의 프로펠러를 15 in.로 증가 시키면 약 10%의 요구동력이 감소하며 22 in.로 증가 시키면 35%, 25 in.로 증가 시키면 약 50%까지

요구동력을 감소 시킬수 있음을 확인할 수 있다. 이러한 계산결과는 Fig. 7을 통해 확인할 수 있다.

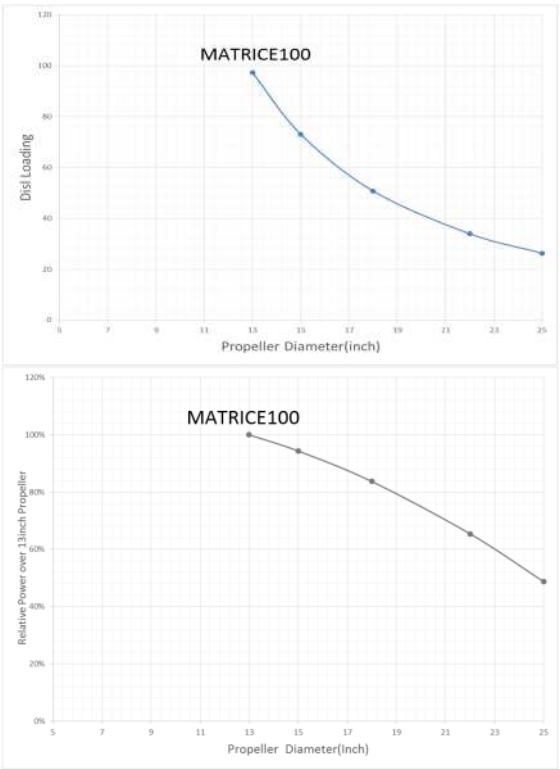


Fig. 7 DJI Matrice 100 with 13~25 in. Propellers

3.3.1 교차회전 기술검증용 소음측정결과 분석

설계·제작한 교차회전 기술검증용 쿼드콥터에 15 in.와 22 in. 프로펠러를 장착하여 추력 및 소음측정 지상시험을 수행하였다. 동일한 시스템에 프로펠러만 15 in.에서 22 in.로 교체하여 지상시험을 수행하여 소음 발생량을 비교분석 하였다. 지상시험결과 프로펠러 피치 각(collective pitch angle)이 0°에서 3°, 6°로 증가할수록 두 경우 모두 측정되는 소음량도 증가하였다. 하지만, 동일한 깃끝 속도(Tip Speed) 조건에서 소음 특성을 분석해 보면 22 in. 프로펠러가 15 in. 프로펠러보다 3~5 dB정도 낮은 소음특성을 보였다. 추력 변화량에 관계없이 깃끝속도(Tp Speed)를 일정하게 유지하면서 프로펠러 크기를 키우면 소음을 감소시킬수 있다. 작은 프로펠러의 높은 추력조건과 큰 프로펠러의 낮은 추력조건을 비교하면 발생하는 소음량의 차이는 보다 명확한 차이를 보인다. 이러한 소음측정 시험결과는 Fig. 8를 통해 확인할 수 있다.

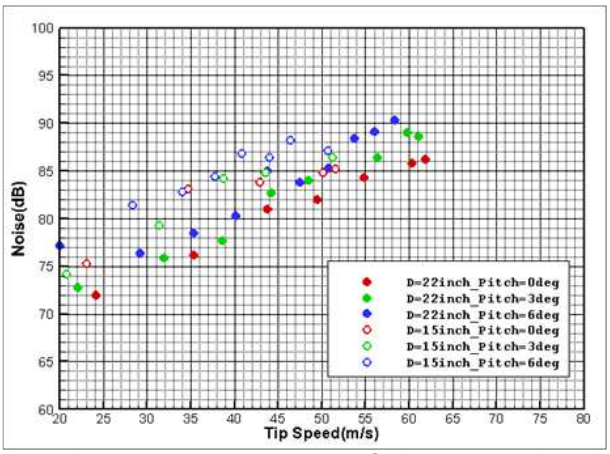


Fig. 8 Noise Vs. Tip Speed (15 & 22 in.)

동일한 프로펠러 회전수(RPM) 조건에서는 22 in. 프로펠러의 깃끝 속도(Tip Speed)가 15 in. 프로펠러에 비해 상대적으로 빠르기 때문에 프로펠러의 측정 소음이 크지만, 프로펠러의 직경차이로 인한 소음 증가량은 동일한 깃끝 속도(Tip Speed)에서의 소음 증가량과 비교해 보면 상대적으로 크지 않음을 알 수 있다. 낮은 요구동력조건에서는 15 in. 프로펠러의 소음이 상대적으로 크나 요구동력이 증가할수록 소음의 차이는 줄어 든다. 요구동력이 증가할수록 22 in. 프로펠러의 추력은 급격하게 증가하므로 높은 요구동력 조건에서는 오히려 소음이 증가할 수도 있으므로 추력대비 소음을 비교하는 것이 적절하다고 판단되어 진다. 회전수(RPM)와 요구동력을 변화시켜가며 소음을 측정한 시험결과는 Fig. 9를 통해 확인할 수 있다.

동일한 깃끝 속도(Tip Speed) 조건의 시험결과(Thrust Vs. Tip Speed, Fig. 10)를 분석해 보면 22 in. 프로펠러의 추력(Thrust)이 15 in. 프로펠러에 비해 높은 반면 요구동력(Power Vs. Tip Speed, Fig. 10)은 약 40 W정도 낮게 소비되며 측정된 소음량(Noise Vs. Tip Speed, Fig. 10) 또한 약 5 dB정도 적다. 비추력(Specific Thrust)을 비교해 보면 22 in. 프로펠러는 약 35 m/sec에서 가장 높은 반면 15 in. 프로펠러는 약 40 m/sec에서 가장 높다. 지상시험결과를 종합적으로 비교분석해 보면 측정된 소음과 추력에서 전반적으로 22 in. 프로펠러가 15 in. 프로펠러에 비해 상대적으로 높은 효율을 보임을 알 수 있다. 이러한 시험결과는 Fig. 10을 통해 확인할 수 있다.

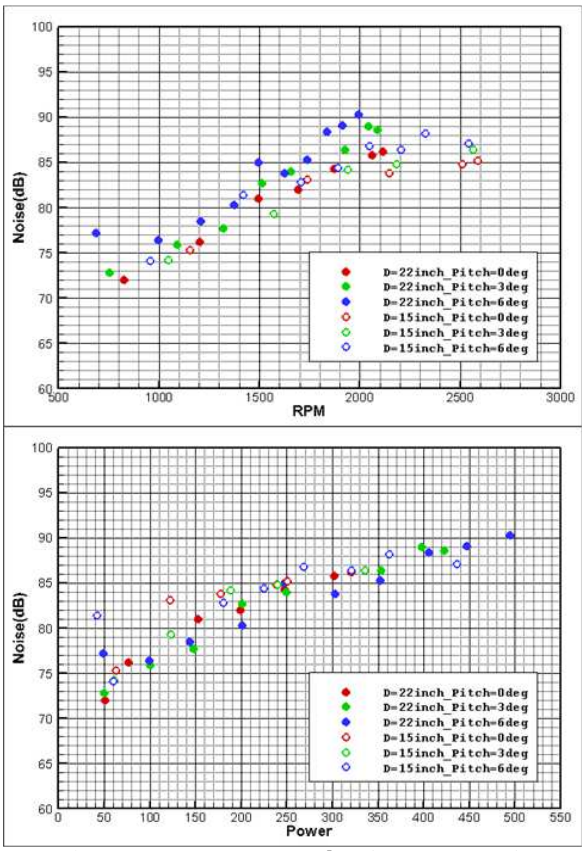


Fig. 9 Noise Test Results (15 & 22 in.)

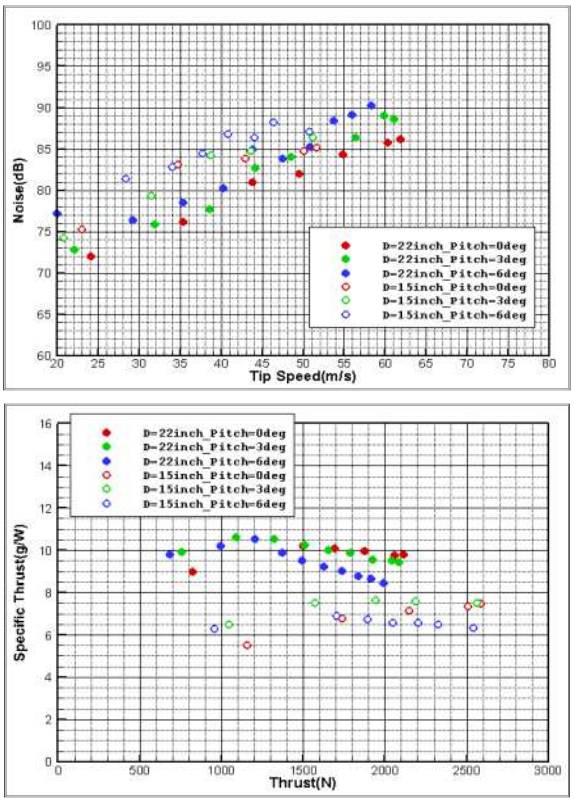
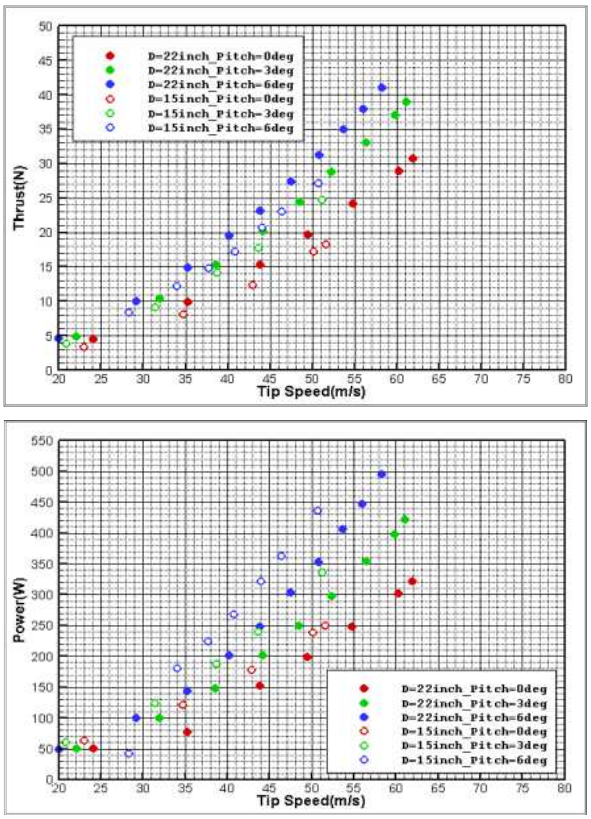


Fig. 10 Ground Test Results (15 & 22 in.)



3.3.2 교차회전 기술검증용 추력측정결과 분석

15 in.와 22 in. 프로펠러 모두 비추력(Specific Thrust)의 최대값은 추력(Thrust)이 약 12 N 지점에서 발생하여 점차 감소하는 경향을 나타낸다. 22 in. 프로펠러의 비추력은 9 g/W 정도이며 15 in. 프로펠러의 비추력은 6 g/W 정도로 판단된다. 동일한 추력 조건에서 비교하면 22 in. 프로펠러의 비추력이 약 30% 정도 높다. 추후 추가 지상실험을 통해 15 in. 프로펠러의 고추력 조건도 확인해 볼 예정이다. 자세한 비교결과는 Fig. 11을 통해 확인할 수 있다.

3.3.3 교차회전 검증용 지상시험 종합분석 결과

15 in.와 22 in. 프로펠러를 이용한 지상시험결과 분석을 종합하여 보면 요구동력(Required Power)의 경우 22 in. 프로펠러를 이용한 교차회전 추진방식이 15 in. 프로펠러를 이용한 기존의 추진방식 대비 약 30% 정도의 요구동력이 절감되며 이는 앞에서 중국 DJI사의 Matrice 100의 프로펠러를 15 in.에서 22 in.로 늘려 계산하여 추정한 값과 유사하다. 공력소음(Aerodynamic noise)의 경우 22 in. 프로펠러를 활용

한 교차회전 방식이 15 in. 프로펠러를 이용한 기존의 추진방식 대비 약 3~5 dB의 소음감소 효과가 있음을 소음측정시험을 통해 확인할 수 있었다. 이번에 수행한 지상시험에서는 15 in. 프로펠러의 경우 요구동력의 수요가 커서 회전수(RPM)을 높이는데 한계가 있었다. 추후 시험에서 전력공급장치의 용량을 늘려 보다 높은 프로펠러 회전수(RPM) 조건에서 시험을 수행할 경우 공력성능 및 소음 개선효과가 증가할 것으로 예측된다. 이러한 지상시험결과는 Fig. 12을 통해 확인할 수 있다.

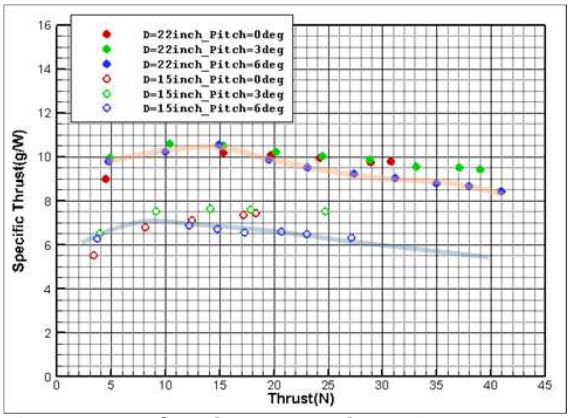


Fig. 11 Specific Thrust Vs. Thrust (15 & 22 in.)

4. 결 론

전기추진 수직이착륙(eVTOL) 항공기 공력성능 향상 방안 연구의 일환으로 교차회전 방식에 대한 기술개발 타당성에 관한 연구를 수행하였다. 전산해석과 상용 멀티콥터에 0.11 m와 0.21 m 프로펠러로 간단한 추력시험을 통해 가능성을 확인한 후, 중국 DJI사의 Matrice 100과 유사한 크기의 총 이륙중량(MTOW) 3.2 kg의 교차회전이 가능한 프러펠러 피치 제어방식(Collective pitch control)의 쿼드콥터를 설계·제작하여 추력 및 소음측정을 위한 지상시험을 수행하였다. 교차회전 방식의 22 in. 프로펠러와 기존 방식의 15 in. 프로펠러의 지상시험결과를 비교분석해 보면, 요구동력(Required Power)의 경우 22 in. 프로펠러를 채용한 교차회전 방식이 15 in. 프로펠러 대비 약 30% 정도의 요구파워가 절감되는 효과가 있으며 공력소음(Aerodynamic Noise)의 경우 3~5 dB의 소음감소 효과가 있음을 추력 및 소음측정 지상시험결과를 통해 확인할 수 있었다.

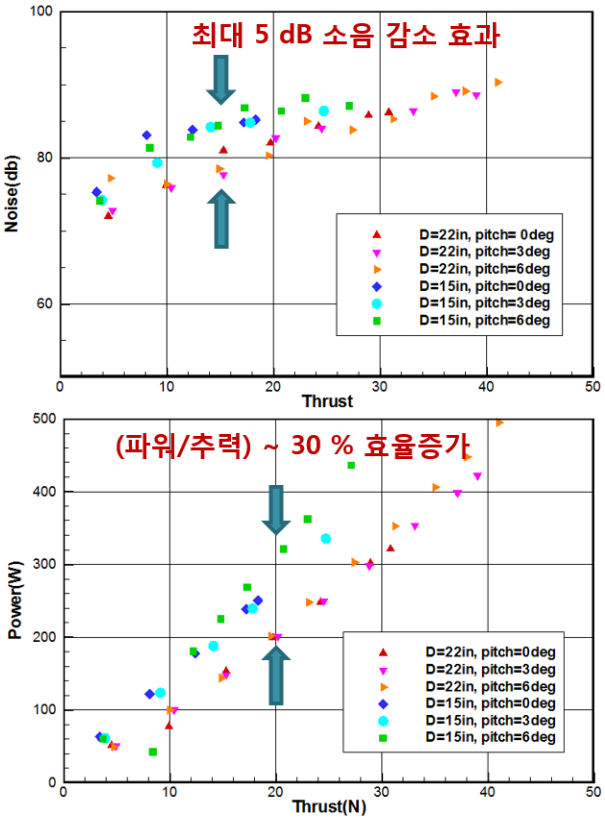


Fig. 12 Final Ground Test Results (15 & 22 in.)

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부 재원으로 국가과학기술연구회에서 주관하는 주요사업의 기술개발과제로 수행하였다.

References

[1] Raymond W. Prouty, Helicopter Performance, Stability, and Control, PWS Engineering, Boston Maccachusetts, 1986

[2] "Benchmark Plot," www.quora.com

[3] Star-CCM+, 2016 Siemens Product Lifecycle Management Software Inc., www.siemens.com/plm

[4] Young Min Park, Chang Ho Lee and Yung Gyo Lee "Numerical Analysis of Flowfield around Multicopter for the Analysis of Air Data Sensor Installation," *Journal of the Society for Aerospace System Engineering*, vol. 11, No. 5, pp.20-27, October, 2017.