

무인 멀티콥터에 적용된 60마력급 직립형 가솔린 엔진의 성능 분석

김륜경¹ · 고경완¹ · 권성기² · 박계춘^{2†}

¹(주)이지시스템, ²국립목포대학교 전기 및 제어공학과

A Performance Analysis of 60 Horsepower Vertical Mounted Gasoline Engine Applied to Multi-copter of Unmanned Aircraft Vehicle

RYUNKYUNG KIM¹, KYUNGWAN KO¹, SUNGGI KWON², GYECHOON PARK^{2†}

¹Easy System Co., Ltd, 155 Daebuljugeo 3-ro, Samho-eup, Yeongam-gun 58457, Korea

²Department of Electrical and Control Engineering, Mokpo National University, 1666 Yeongsan-ro, Cheonggye-myeon, Muan 58554, Korea

[†]Corresponding author :
pgccgp@mokpo.ac.kr

Received 27 October, 2023
Revised 21 December, 2023
Accepted 21 December, 2023

Abstract >> Multi-copter of unmanned aerial vehicle (UAV) was initially developed as strategic technology in the only military field, but it is developing into an industrial field with a wide range of applications in the civil sector based on the development and convergence of aviation technology and information and communication technology. Currently, the degree of utilization of multi-copter is increasing in various industries for the purpose of performing classic tactical missions, logistics transportation, farm management, internet supply, video filming, weather management, life-saving, etc, and active technology development responding to market demand. Existing commercial multi-copter mainly use an electric energy propulsion system consisting of an electric battery and a brushless direct current (BLDC) motor. It is the limitations for usage in the flying time (up to 20 minutes) and payload (less than 20 kg). this study aims to overcome these limitations and expand the commercialization of engine-powered multi-copter of UAV in various industries in the futures.

Key words : Unmanned multicopter(무인 멀티콥터), Upright gasoline engine(직립형 가솔린 엔진), Drone(드론), Blade(블레이드), Hub(허브)

1. 서론

기존의 상용 무인 멀티콥터(드론)는 전기 배터리와 brushless direct current (BLDC) 모터로 구성되는 전기에너지 추진 시스템을 주로 사용하고 있다. 그러

나 최대 20분 내외의 운용 시간과 20 kg 이하 수준의 운송 능력이 한계로 분석된다. 이러한 무인 멀티콥터의 산업용 적용에 대한 비행시간 및 탑재 하중의 한계성을 극복하기 위해 추진체를 변경하는 기술 개발을 진행하였다¹⁾. 무인 멀티콥터에 적용되는 전기 모

터 추진체 적용과 휘발유 엔진 추진체 적용에 대한 장단점 비교는 Table 1과 같다. 이러한 적용 한계성을 벗어나기 위해 추진체 변경이 이루어져야 한다. 따라서 어느 지역의 착륙 조건에서도 연료 공급이 가능하며, 기본적인 부품 및 모듈 공급이 원활한 산업용 휘발유 엔진에 대한 최적화를 통한 추진체 변형 연구가 필요하다.

유인 로터형 항공기는 고정 익형 항공기보다 사고 발생 비율이 상당히 높고 국내의 경우에도 매년 소방청 및 군용 헬기의 추락 사고로 소중한 인명 피해가 발생하고 있다. 기존 무인 운용 가능한 멀티콥터는 BLDC 모터 추진형(Li-Po 배터리 전원 공급 방식)은 기체 자중을 제외한 추가로 임무를 위해 장착 가능한 중량(payload)이 20 kg 내외, 비행시간(flying time)이 20분 내외이므로 50 kg 이상의 중량을 1시간 이상 비행하는 기존 유인 헬기의 임무는 대체 불가하다. 따라서 기존 유인 로터형 항공기를 대체할 무인 멀티콥터는 조종의 용이성이 좋고 사고 발생에 따른 인명 또는 재산 피해를 최소화할 수 있으며 군집 비행으로 인한 임무 수행의 다양성을 추구할 필요성이 증대되고 있으며²⁾, 엔진형 추진체가 메인이 되는 하이브리드 복합형 멀티콥터 적용 기술을 완성하여 기존의 드론 활용 범위를 벗어난 산업 수요에 대응하고자 한다. 본 연구에서는 그에 따른 무인 멀티콥터에 탑재된 엔진과 연결된 허브 및 블레이드의 성능을 검증, 해석 및 60마력급 직립형 가솔린 엔진의 성능을 분석함으로써 기존의 유인 로터형의 항공기의 추락 사고 발생의 한계성을 무인 멀티콥터로 극복하고자 한다. 개발 목적은 무인 멀티콥터에 적용된 엔진을 전기 추진 모터와 적용함으로써 드론의 적용의 한계성을 극복하여 기존 적용 범위를 벗어난 산업

Table 1. Performance comparison for multi-copter of UAV

Category	Electric propulsion	Engine propulsion
Payload	10-50 kg	200-500 kg
Flying time	10-20 min	60-120 min
RPM	Max. 2,500-3,000 rpm	Max. 4,500-5,000 rpm
torque	Low	High

수요에 대응할 수 있는 산업용 가솔린 엔진을 개발하는 것이다. 멀티콥터 구성 요소로는 엔진 추진체, 엔진 블레이드와 허브 및 제어 시스템을 제시하였고, 시험 절차를 통해 비행 안정성을 확보하였다. 성능 평가로는 구조 해석을 통하여 평가 결과를 도출하였다. 시험 결과 회전속도가 증가할수록 추력과 토크로 증가하였다.

2. 멀티콥터 구성 요소 및 시험 방법

2.1 엔진 추진체

무인 멀티콥터 전용 엔진의 부재로 산업용 엔진을 선정하였고, 이를 운영 조건에 맞는 최적화 작업을 거친 후 적용하였다. 멀티콥터의 기본 사양은 Table 2와 같이 설정하였고 추진체의 기본 사양은 Table 3과 같이 설정하였다. 추진체의 1차 분해 및 불필요한 부분을 제거하였고 직립형 가솔린 연료를 사용하는 엔진을 선정하였다. 엔진 내부의 폭발과 압축 시의 압력으로 높은 진동이 발생하는 조건 때문에 디젤 엔진은 제외되었다. 기본적인 엔진블록, 연료 공급 시스템, engine control unit (ECU) 등의 구성품만 사용하였고 엔진 하우징, 하네스(일부), 샤프트, 기어박스, 쿨링 라인 등의 구성품은 제거하였다³⁾.

Fig. 1과 같이 추진체의 2차 분해 및 조립을 준비하여 최적화 구성을 위한 브라킷 및 마운팅 위치를

Table 2. General specification for multi-copter

Size	2,400×2,400×1,500 mm without blades
Frame	AL
Blade core	AL + carbon pipe
Blase	Carbon sheets

Table 3. General specifications for propellant

Size	240 HP (60 HP × 4 sets)
Blade core	4-stroke SOHC 4 cylinder with ECU
Blase	995 cc (60.8 cubic inches) -> 1 set standards

조정하고 사용 부품에 대한 사전 검사를 진행하였다. Fig. 2는 엔진 최적화를 구성하는 내용을 나타내었다. 쿨링 시스템은 기존 청수 쿨링이 아닌 특수 목 적용인 수분이 없는 냉각수를 적용하여 별도 쿨링



(a) Engine



(b) Engine mount

Fig. 1. Engine housing and mouning for dis-assembly

Component for Engine main parts



1. Engine cooling water pump
2. Engine coolant (EVANS)
3. AL radiator
4. Reserve tank for cooling water
5. Starting motor
6. Fuel pump
7. DC generator
8. Ignition coil
9. Engine control unit

Fig. 2. Scope of engine optimization

라인을 재설치하고 Fig. 3과 같이 쿨링 배선도도 재 정비하였다.

2.2 엔진 블레이드와 허브

기어박스는 엔진블록과 블레이드 연결부 중간에서 동력 전달하는 구성품이다. 시험 기체의 추가 구성에서 기어박스 및 허브의 구성은 엔진 연결부의 설계를 위해 가스켓 부분 스캐닝 후 설계를 반영하여 기어박스 및 허브 설계를 하였다⁴⁾. 이는 하부 및 블레이드 연결부에 해당하며 출력인 스플라인 연결로 구성되는 부위의 세부 치수를 확인하여야 한다. 이는 실제 멀티콥터 제작에서 엔진 상부 거치대에 해당하는 부분으로 구조적인 안정성을 위해 중요한 치수를 나타낸다.

Fig. 4는 기어박스 설계도면을 기준으로 한 기어박스 가공품을 나타낸다. 이는 엔진에 적용되는 가공품으로 기어박스와 플랜지, 허브의 구조로 연결되며 세부 설계 전에 최대 6,000 rpm에 따른 기어박스 및 베어링 설계 계산을 추가하여 적용할 것이다⁵⁾.

Fig. 5는 허브 설계를 기준으로 한 허브 가공을 나타낸다. 허브는 블레이드와 함께 연결되는 부품으로

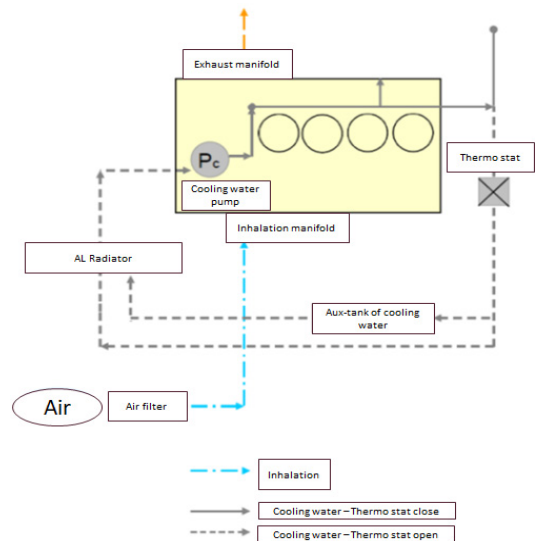


Fig. 3. Customized cooling system

샤프트의 접촉부에 고정하여 엔진의 사용 조건별로 추력 하중 조건을 줄 때 케이스별로 적용하여 구조의 신뢰성과 최댓값 등과 응력에 구조적 안정성을 나타낼 수 있다⁶⁾.

Fig. 6은 블레이드 최종 도장까지 완료한 최종본

이며, 블레이드와 허브를 조립한 형태의 완성본이다. 블레이드 제작을 위해서는 시트 형태의 카본 소재를 10겹의 열처리 및 압축 작업하여 내구성을 확보하였고, 내부는 Al pipe와 carbon pipe 조합을 통해 구조적으로 신뢰성을 확보하였다.

2.3 제어 시스템

Fig. 7은 시스템 다이어그램을 나타내며, 통신 가능 거리를 확보하였는지 확인하는 프로그램이다. 신호 발신기로 조정 및 기체 정도 등의 데이터를 통해 조종자의 운용을 위해 필요한 정보를 제공하고, 위급 상황의 주변 환경을 파악하여 더욱 빠르고 정확한 신호를 수신하여 비행 조건이 가능한지 파악한다.

Fig. 8은 시스템 최종 완성본을 나타내며, flight controller (FC) 보드 및 센서를 구성한 것이다. 신호



Fig. 4. Gearbox fabrication



Fig. 5. Hub fabrication

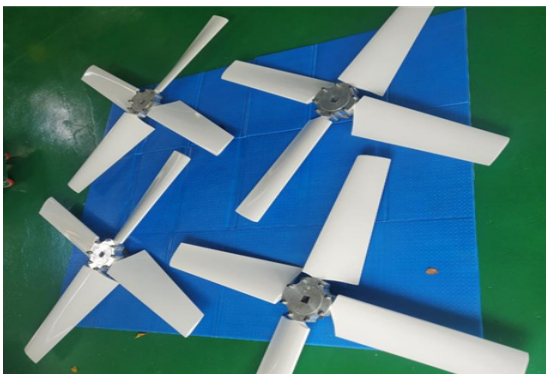


Fig. 6. Blade assembly with hub

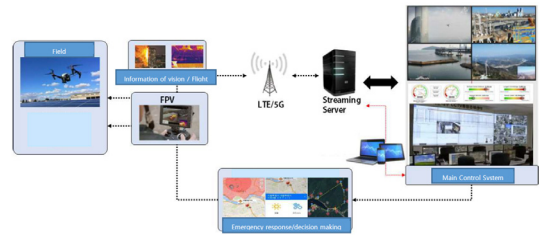


Fig. 7. System schematic diagram



Fig. 8. System controller

수신기 개념으로 inertial measurement unit (IMU) 등의 센서가 조합되어 있으며, 특히 엔진 스로틀 제어를 위한 통신 구성이 포함되어 있어 엔진의 성능을 나타내는 회전수 등의 자료 수집을 하여 10 m 이상의 상공에서 표적 위치 ±5 m 범위 내의 정확성을 확인할 수 있다.

2.4 시험 방법

Table 4에는 속도 범위에서의 블레이드 성능 평가를 수행하여 정리하였다. 초대형 엔진 추진형 무인 멀티콥터의 시험 절차는 Table 5와 같이 정의될 수 있다. 본 연구에서는 아래 항목 중 회전수 오차 측정 (tolerance of rating RPM)을 중심으로 확인하였다. Table 6은 비행 전 기체 시험에 따른 안전 조치 사항을 나타내며, 샤프트 테스트를 위한 시험자는 별도 분리되거나 철 소재의 격막으로 보호하여야 하며 시험자는 반드시 머리 보호용 헬멧 및 눈 보호용 고글을 착용해야 한다. 시험은 최소 20×20 m 공간 내에서 진행하고 수직 이륙에 대한 이탈 방지용 가이드 파이프 2개를 기체 바다 중심부에 설치하여야 한다. 그리고 시험자가 기체에 접근 시에는 반드시 기체 및 조종기의 전원이 off 상태인지 확인하고, 시험 관련 안전 조치를 시행해야 한다.

Table 4. RPM measured value

rpm	Thrust		Torque (N-m)
	(N)	(kg)	
1,000	288.37	29.41	40.31
1,500	642.62	65.53	89.40
2,000	1,143.66	116.62	157.23
2,500	1,797.47	183.29	245.87
3,000	2,584.08	263.50	352.85
3,500	3,535.31	360.50	478.63
4,000	4,619.74	471.08	621.80
4,500	5,854.78	597.02	786.85
5,000	7,236.86	737.96	968.92
5,500	8,735.29	890.76	1,168.08
6,000	10,413.40	1,061.88	1,385.21

Table 5. Full list of test items

No.	Division	Test item
1	Engine performance	Max. rpm
2		Tolerance of rating RPM
3		Torque
4		temperature of cooling water
5		temperature of oil
6		Noise measurement
7	Drone H/W	Hovering test (vertical)
8		Hovering test (horizontal)
9		Pilot chute (emergency)
10		Frame drop test, lifting capacity
11		Wind resistance test
12		Dusting, humidity, fighting time
13		High and low temperature
14	Drone control	Higher harmonic wave test
15		Elevator moving
16		Aileron moving
17		Rudder moving
18		Water resistance
19		Stop signal performance
20		Insulation resistance
21		Withstand voltage
22	Drone signal	Signal distance (including vision and data)
23		Signal reliability test
24		Vision recognition
25		Obstacle detection

Table 6. Pre-check sheet

Ground check before flying	Pre-check of multi-copter and control system before flying
Multi-copter check	Visual check the crack, broken balance, damages for body (mainframe), arm, engine and driving
Blade check	Visual check the blades & hub connection, blade external cracks & twists, shaft connection condition
Connect check	Check the control board, wiring, connectors and foreign matter inside
GCS check	Check GPS, antennas, signal strength & sensitivity, and display

Table 7은 회전수 오차 측정 시험을 나타낸다. 시험 조건은 엔진 시동 후 아이디얼 상태 이후 단계별 스로틀 무선 통신으로 조작하여 회전수가 상승하는 지 확인하고, 4개의 엔진에 대한 연료 및 공기 흡입 등의 조건을 회전수 결과 값으로 동일시하여 작업하는 컬래버레이션 작업을 통한 비행 안정성을 확보하여 진행한다.

3. 성능 평가

3.1 구조 해석

Fig. 9는 드론 기체의 모델링한 부분으로 외부 환경에 의한 구조 해석을 진행하였다. Fig. 10은 기체 외부 공간의 해석 조건을 설정함으로 기체의 회전체 영역에서의 경계 조건 및 해석 조건을 분석하였다. 해석 기법으로는 multiple reference frame (MRF)을 이용한 유동 해석을 수행하였다. MRF 해석 기법은 회전체 유동 해석을 하기 위한 여러 가지 기법의 하나로 해석 공간을 고정 좌표계와 이동 좌표계로 분리하고, 이동 좌표계에 해당하는 해석 공간을 기준으

로 정상 상태 해석을 수행하는 기법이다⁷⁾. 그 결과 Fig. 11과 같이 불안정한 회전체 유동 해석을 안정적으로 수립시킬 수 있었다.

Fig. 12는 MRF 해석 기법을 나타내며, 고정 좌표계에서 이동 좌표계로의 변환으로 발생하는 추가 가속 항을 통합하도록 운동 방정식이 수정되어야 한다. 이는 지정상적인 유동 현상을 파악하기에는 취약한 모습을 보이지만, 계산 비용을 감소시킬 수 있다는 점에서 정확한 데이터를 받을 수 있었다. 프로펠러의

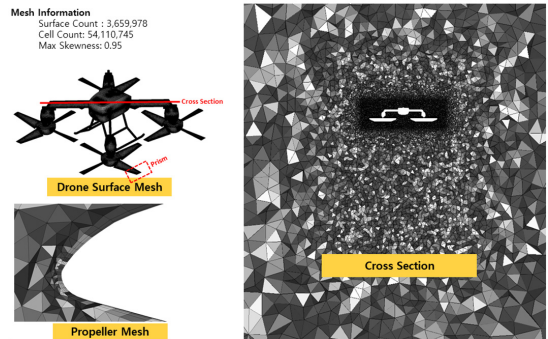


Fig. 9. Results for MRF analysis 1

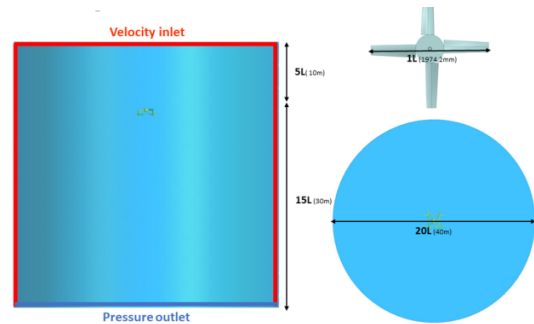


Fig. 10. Results of boundary

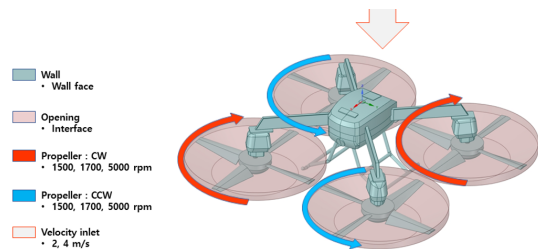


Fig. 11. Boundary conditions

Table 7. RPM measurement test

RPM measurement test	Test of reliability of constant speed / position control for flying
Test criteria	within $\pm 5\%$ displayed speed
Test method	a) 1st inspection of the entire system by staring engine modules unit (power on/start) b) Measuring the change data on 1,500 rpm for 1 minute c) Measuring the change data on 2,500 rpm for 1 minute d) Measuring the change data on 3,500 rpm for 1 minute e) Measuring the change data on 4,500 rpm for 1 minute f) The test is completed by turn off (power off)
Test criterion	If the number of RPM is measured within the displayed range of the criteria, it is judged as pass. If it is out of the it, retest after additional maintenance

추력, 파워, 효율 계산식은 식 (1)과 같다.

$$\vec{F}_A = \vec{r}_{AB} \times \vec{F}_p + r_{AB} \times \vec{F}_v \tag{1}$$

식 (1)에서 \vec{r} 은 거리, \vec{F}_p 는 압력의 힘, \vec{F}_v 는 점성력을 의미한다. 유동 해석 이후 Fluent (Ansys, Canonsburg, PA, USA)에서 4개의 프로펠러에 대한 데이터를 추출한 후 평균 처리하였고 UIUC Applied Aerodynamics Group의 UIUC propeller data site에서 데이터를 이용하여 프로펠러 효율을 계산하였다. Fig.

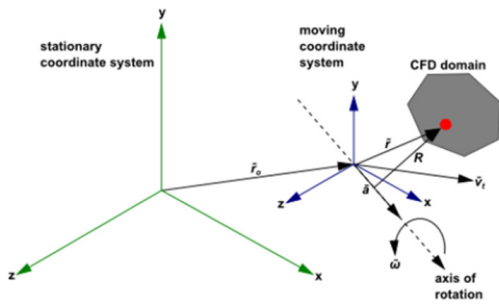


Fig. 12. Results for MRF analysis 2

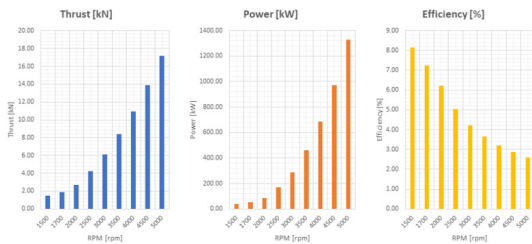


Fig. 13. Results for thrust, power and efficiency with RPM

13은 직경이 1.00 m인 4엽 블레이드에 대해 1,000-6,000 rpm의 회전을 나타내었다.

블레이드 성능 해석을 위해서 유동 격자는 trimmed mesher를 사용하여 2,903,812개의 절점, 8,720,726개의 표면 격자, 3,387,807개의 내부 격자로 구성하였다.

해석 모델의 1,000-6,000 rpm 회전속도 범위에서의 성능 평가를 수행하였고, 이는 본 성능 평가 유동 해석 결과를 보여주고 있다.

3.2 시험 결과

아이디얼 조건에서 Table 8의 값으로 엔진의 스로틀 오픈 각도 및 제어 구성의 세팅 값의 컬래버레이션 작업을 통해 동일 조건으로 맞추었다. 시동 후 1분 이상의 운전 조건에서 850 rpm 기준으로 편차 20-40 rpm이 오차 범위 내에 확보되도록 세팅 값을 지속해서 관찰하였다. 성능 시험 결과 중 반복 계산 횟수 대비 잔류치(residuals) 선도를 보여주고 있으며, 반복 계산에 따라 잔류치의 급격한 변화 또는 발산하는 현상이 발생하지 않았고, 각 평균값을 기준으로 진동하는 형태로 보아 수렴성과 신뢰도가 확보된 해석 결과로 판단된다. 엔진 주변의 압력 분포도를 살펴보면 Fig. 14와 같이 최대 6,000 rpm 기준으로 -2.7538e+05에서 1.5214e+05 Pa의 범위를 갖고 엔진 기준 -Z 방향에는 상대적으로 고압 영역이, +Z 방향에는 저압 영역이 분포하여 고압에서 저압으로 추력이 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

Table 9의 값을 넣어 주변의 유속 분포도를 살펴

Table 8. Before remodel RPM measurement test

		RPM measurement											
Time		0:05	0:10	0:15	0:20	0:25	0:30	0:35	0:40	0:45	0:50	0:55	1:00
EG													
Engine1		1197	947	925	933	926	919	913	915	917	930	934	939
Engine2		1223	956	940	945	945	941	929	933	938	932	933	941
Engine3		1022	858	866	897	910	918	924	923	919	916	912	899
Engine4		977	920	936	959	978	997	1014	1003	1007	1010	1010	1012

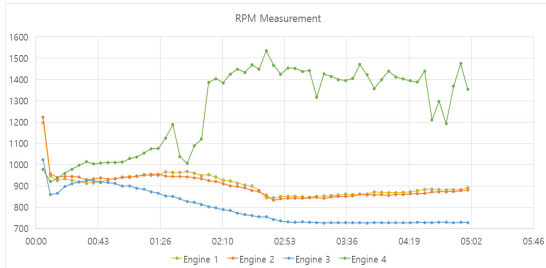


Fig. 14. Before remodel test result of the RPM measurement

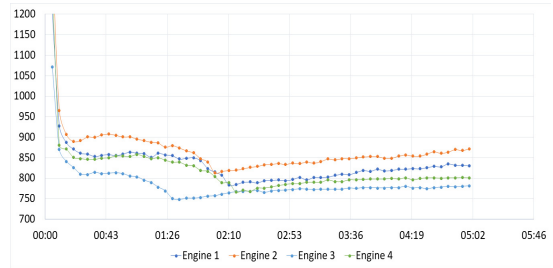


Fig. 15. After remodel test result of the RPM measurement

Table 9. After remodel RPM measurement test

RPM measurement												
Time	0:05	0:10	0:15	0:20	0:25	0:30	0:35	0:40	0:45	0:50	0:55	1:00
EG												
Engine1	1205	928	887	871	861	859	853	856	858	855	859	864
Engine2	1338	965	907	890	892	901	900	906	908	905	901	901
Engine3	1071	870	841	826	810	809	814	811	812	813	811	805
Engine4	1260	881	871	851	848	846	846	849	850	854	854	853

보면 Fig. 15와 같이 최대 6,000 rpm에서 0-521.19 m/s의 범위를 가지며 블레이드 표면과 끝단에 근접할수록 유속이 증가하고 멀어질수록 유속이 감소하는 경향을 확인할 수 있다. 전산 유체 해석을 통해 얻어진 결과로 직경 1.78 m인 2엽 엔진의 회전속도 변화에 따른 추력 및 토크 성능을 나타내었으며, 회전속도가 증가할수록 추력과 토크도 증가하는 경향을 확인할 수 있었다.

4. 결론

본 연구는 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다. 첫째, 산업용 엔진의 최적화 작업을 통해 무인 항공기용으로 전환 및 적용하기 위해 쿨링(냉각), 연료 공급, 제어 구성, 스로틀 밸브 조절용 서보모터 구성, 통신 적용 등의 추가 구성 작업을 할 수 있게 되었다. 둘째, 멀티콥터용 무인 항공기용의 엔진 전환에 따른 최적화 도출 조건의 응용 기술을 확보하였으며, 회전수 오차 범위 시험을 통해 4개의 엔진의 동조 구성에 있어 오차 범위 내의 운전 통일성을 확인할 수 있었

다. 마지막으로 회전수 오차 확인 시험은 비행 시험의 사전 엔진 검증 단계로 통신 신호에 따른 회전수 확인이 우선되어야 비행 신뢰성을 확보할 수 있다.

본 연구가 추후 비행에 대한 추가 시험에 대한 기술적 완성도의 초석을 다지는 중요한 성능 검증이 되었기를 기대한다.

후 기

본 연구는 2023년도 교육부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 지자체-대학 협력 기반 지역혁신 사업의 결과입니다(2021RIS-002).

References

1. M. Dúbravčík and Š. Kender, "Application of reverse engineering techniques in mechanics system services", *Procedia Engineering*, Vol. 48, 2012, pp. 96-104, doi: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2012.09.491>.
2. G. Chintala and P. Gudimetla, "Optimum material evaluation for gas turbine blade using reverse engineering (RE) and FEA", *Procedia Engineering*, Vol. 97, 2014, pp. 1332-1340,

- doi: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.12.413>.
3. N. J. Lee, I. C. Kim, C. G. Kim, B. S. Hyun, and Y. H. Lee, "Performance study on a counter-rotating tidal current turbine by CFD and model experimentation", *Renewable Energy*, Vol. 79, 2015, pp. 122-126, doi: <https://doi.org/10.1016/j.renene.2014.11.022>.
 4. S. M. Chang and J. H. Lee, "Aerodynamic design of 10 kW-level HAWT rotor blades", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 35, No. 10, 2007, pp. 884-890, doi: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2007.35.10.884>.
 5. Q. Qi and N. Barltrop, "Unsteady aerodynamics of offshore floating wind turbines using free vortex wake model", In: J. S. Chung, F. Vorpahl, S. Y. Hong, T. Kokkinis, and A. M. Wang editors. *Proceedings of the 25th International Offshore and Polar Engineering Conference*; 2015 Jun 21-26; Kona, Big Island, HI. Mountain View (CA): International Society of Offshore and Polar Engineers, c2015. pp. 576-583. Retrieved from <https://strathprints.strath.ac.uk/54960/>.
 6. D. Lee, K. Ahn, and Y. Kim, "Study on sizing calculation method of fuel cell propulsion multirotor", *Journal of Hydrogen and New Energy*, Vol. 32, No. 6, 2021, pp. 542-550, doi: <https://doi.org/10.7316/KHNES.2021.32.6.542>.
 7. M. Drela and M. B. Giles, "Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils", *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 10, 1987, pp. 1347-1355, doi: <https://doi.org/10.2514/3.9789>.