

## 연료전지 추진 멀티콥터의 사이징 계산 방법에 관한 연구

이동근<sup>1</sup> · 안국영<sup>1,2</sup> · 김영상<sup>1,2,†</sup>

<sup>1</sup>한국기계연구원 청정연료발전연구실, <sup>2</sup>과학기술연합대학원대학교

### Study on Sizing Calculation Method of Fuel Cell Propulsion Multirotor

DONGKEUN LEE<sup>1</sup>, KOOKYOUNG AHN<sup>1,2</sup>, YOUNGSANG KIM<sup>1,2,†</sup>

<sup>1</sup>Department of Clean Fuel and Power Generation, Korea Institute of Machinery & Materials (KIMM), 156 Gajeongbuk-ro, Yuseong-gu, Daejeon 34103, Korea

<sup>2</sup>University of Science and Technology (UST), 156 Gajeongbuk-ro, Yuseong-gu, Daejeon 34103, Korea

†Corresponding author :  
yskim@kimm.re.kr

Received 15 November, 2021

Revised 7 December, 2021

Accepted 16 December, 2021

**Abstract >>** As the application of multirotor grows, the demands for multirotor that can fly longer and load more are increasing. Hydrogen has a high energy density, so it can satisfy these demands when used in multirotor. In order to design hydrogen fueled multirotor that satisfies the desired flight time and payload, it is important to calculate the specifications of a fuel cell, battery, and hydrogen storage system. This paper contains detailed information on various energy systems used in multirotor and fuel cell powered multirotor research trends. This study proposed a sizing calculation method that meets the target flight time and payload using thrust and power equations. It has been explained how the two equations derive the particular specifications. The specifications of the multirotor were derived by assuming a payload of 50 kg and a flight time of 1 hour. In addition, the effects of the values of the fuel cell, hydrogen storage system, and motor propeller were analyzed.

**Key words :** Fuel cell(연료전지), Multirotor(멀티콥터), Drone(드론), Sizing(사이징), Power(출력), Weight(중량)

## 1. 서론

산업혁명 이후 화석연료의 사용 급증으로 인해 환경오염 문제가 중요한 화두가 되었으며, 이에 따라 탄소 기반의 화석연료 사용을 줄이고 이를 대체할 수 있는 새로운 에너지원에 대한 수요가 증가하고

있다. 화석연료로부터 탈피하여 탄소 중립을 달성하기 위해 신재생에너지가 각광받고 있으며, 이 중 수소를 이용한 에너지 시스템이 높은 에너지 밀도와 이산화탄소를 발생하지 않는다는 점에서 미래 핵심 에너지원으로 주목받고 있다.

특히, 수소 연료전지 기술은 수송용 부문에서 전

통적인 화석연료와 내연기관을 대체할 것으로 전망하고 있다. 수소를 이용하여 전기화학적으로 전기를 생산하는 연료전지 기술은 높은 수준에 도달하였으며, 수소 연료전지를 동력원으로 이용하는 자동차는 이미 상용화되었다.

항공분야에서도 수소 연료전지를 차세대 동력원으로 사용하고자 하는 연구가 수행되고 있다. 초기에는 주로 고정익 무인 항공기의 동력원으로 사용하려는 연구가 수행되었으나 멀티콥터의 발달과 함께 멀티콥터의 동력원으로 사용하려는 연구가 수행되고 있다. 멀티콥터는 활주로를 필요로 하지 않고, 수직 이착륙과 정지 비행이 가능하다는 측면에서 고정익 항공기에 비하여 장점을 가지고 있어 여러 산업분야에서 활용도가 커지고 있다.

멀티콥터는 고정익 항공기에 비하여 더 동적인 전력 프로파일이 요구되며, 동적 부하에 대응이 유리한 배터리를 주로 이용하여 설계한다. 그러나 배터리를 동력원으로 할 경우 배터리의 낮은 에너지 밀도로 인하여 장시간의 비행시간을 확보하는 데 어려움이 있다. 장시간의 비행시간을 위하여 엔진과 같은 내연기관을 이용하여 멀티콥터를 설계하기도 하지만, 유지 보수와 진동, 이산화탄소 발생과 같은 문제가 발생한다.

따라서, 이러한 문제를 해결하기 위해 높은 에너지 밀도와 친환경성, 정숙성을 갖춘 연료전지가 멀티콥터의 동력원으로 고려되고 있다. 이러한 연료전지 기반 멀티콥터 추진 시스템은 연료전지의 내구성 확보와 동적부하시 안정적인 동작을 위해 배터리와 함께 하이브리드 형태로 설계된다. 주 동력은 연료전지의 동력을 사용하며, 가속 및 상승과 같은 동적부하에서는 배터리의 동력을 활용하고 감속 및 저부하 상황에서는 배터리에 충전을 하여 운전한다.

멀티콥터는 목표로 하는 임무를 결정한 후에 이에 따라 설계를 수행한다. 임무의 목표의 요소는 주로 유상하중과 비행시간이며, 이를 만족시키기 위해 모터 프로펠러의 추력, 동력원의 출력, 에너지 저장량을 계산하여 사이징을 선정한다.

각 설계 인자들은 서로 유기적으로 연계되어 있다.

예를 들어, 모터 프로펠러의 추력, 동력원의 출력, 에너지의 저장량은 시스템의 총 무게에 영향을 미치며, 시스템의 총 무게는 모터 프로펠러의 추력과 동력원의 출력에 다시 영향을 준다. 출력이 증가하게 되면 목표 비행시간을 만족하기 위해 필요로 하는 에너지 저장량도 늘어나게 되고, 이 또한 시스템 총 무게에 영향을 주게 된다. 따라서 반복을 통해 목표 하는 임무를 수행하도록 하는 시스템 사이징 계산이 가능하다.

멀티콥터의 사이징 계산 방법에 대한 연구는 주로 배터리 혹은 엔진을 이용하는 시스템에 대하여 발표가 되었으며, 최근에 이르러 연료전지를 이용하는 멀티콥터의 추진 시스템 사이징 계산 방법에 대한 연구는 여러 연구자들에 의해 수행되었다.

Putra 등<sup>1)</sup>은 모터 사양의 전체 맵을 통해 항공기 설계 시 필요한 최대 이륙 중량 계산의 새로운 접근 방식을 제안하였으며, 표를 기반으로 사용자가 멀티콥터의 추진 시스템의 최적 사이징을 선택할 수 있도록 하였다. Gatti와 Giulietti<sup>2)</sup>는 멀티콥터의 임무 프로파일과 성능 요구 사항을 바탕으로 배터리를 전력원으로 하는 멀티콥터 추진 시스템의 사이징 계산 방법을 제시하였다. Dai 등<sup>3)</sup>은 항공기의 보조전원으로 연료전지를 사용하기 위해 polymer electrolyte membrane fuel cell (PEMFC) 기반 보전 전원장치를 상세하게 설계하고 시스템 중량 계산 방법을 제공하는 연구를 수행하였다. Ustolin과 Taccani<sup>4)</sup>는 멀티콥터의 추진 시스템 사이징 계산을 통해 멀티콥터의 전력 프로파일에 따라 배터리 시스템과 연료전지 배터리 하이브리드 시스템의 적정성 여부를 결정하는 방법을 제안하였다. Apeland 등<sup>5)</sup>은 연료전지와 배터리를 하이브리드로 이용하는 멀티콥터의 사이징 계산을 통해 하이브리드 시스템 멀티콥터의 설계 가능 여부와 배터리 시스템과의 성능을 정량화하여 비교하였다.

현재는 멀티콥터의 시스템 사이징 산정 시 주로 경험을 기반으로 하거나, 여러 조합을 통해 여러 차례의 계산을 통해 추진 시스템의 사이징을 계산이 수행되었다. 본 연구에서는 목표 유상하중과 비행시

간을 달성하기 위해 요구되는 연료전지 기반 멀티콥터의 사이징 계산 방법을 추력과 출력 관계를 통하여 제시하였다.

## 2. 연료전지 멀티콥터 시스템 및 구성 요소

### 2.1 연료전지 멀티콥터 현황

연료전지를 멀티콥터의 추진 시스템으로 하는 프로젝트들은 다수 수행된 바가 있으며, 소형 멀티콥터 드론의 경우 상용 제품도 출시되었다. Table 1에 현재까지 연구된 연료전지 추진 멀티콥터에 대한 사양을 정리하였다<sup>6)</sup>. 두산모빌리티노베이션에서 출시한 DS30이 2.6 kW로 현재까지 최대 연료전지 출력을 보였으며, Nordic unmanned (Sandnes, Norway)에서 출시한 Staaker BG-200이 유상하중 9 kg으로 가장 큰 유상하중으로 비행을 하였다. 비행시간의 경우 고압 수소를 사용하는 경우 1시간에서 4시간 내외의 비행시간을 가지나, 액체 수소를 사용하는 경우 높은 에너지 밀도로 인하여 12시간 가까이 비행하는 것을 보여준다.

### 2.2 수소 연료전지 시스템

멀티콥터 추진 시스템으로 사용하는 연료전지는 대부분 PEMFC가 사용된다. PEMFC는 60°C의 온도 영역에서 사용되고 작동 응답성이 높아 수송 부문에서 많이 사용된다. 여러 연구들에서 사용된 멀티콥터용 연료전지 시스템의 무게와 출력에 대한 수치를 Fig. 1에 도시하였다<sup>7)</sup>.

PEMFC는 60-70°C의 작동온도를 맞추주기 위하여 냉각시스템이 필수적이며, 공기를 이용하거나(공랭식) 냉각수(수랭식)를 이용한다. 멀티콥터는 시스템의 무게는 줄이고 출력은 증가시키는 것이 중요하기 때문에 무게 대비 출력의 비율이 높은 경량화된 시스템을 이용하는 것이 매우 유리하다.

공랭식 시스템의 경우 출력 밀도는 500-800 W/kg

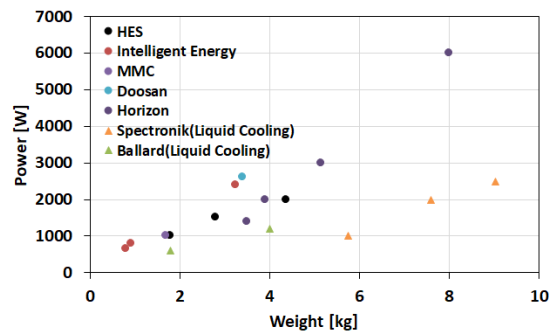


Fig. 1. Power and weight of PEMFC systems

Table 1. Fuel cell propulsion multirotor drones<sup>6)</sup>

Year	Company	Name	Fuelcell power (W)	MTOW (kg)	Payload (kg)	Endurance (hr)	Hydrogen type
2015	HES	HyCopter-1	200	5.2	1	2.5-4	Compressed H <sub>2</sub>
2015	EnergyOr	H2Quad 400	-	6.3	0.4	2-3.75	-
2016	MMC	HyDrone 1550	1,800	22	5	-2.5	Compressed H <sub>2</sub>
2016	MMC	HyDrone 1800	1,800	-	5	4	Compressed H <sub>2</sub>
2017	FlightWaveSystems/IE	Jupiter-H2	650	-	1.25	2-3	Compressed H <sub>2</sub>
2018	HES	HyCopter	1,500	15	2.5	-3.5	Compressed H <sub>2</sub>
2019	Intelligent Energy and MetaVista	LH2 multirotor	800	-	-	-12	Liquid H <sub>2</sub>
2019	Ballard and BFD systems	H2-6	1,200	12	2	1-1.5	Compressed H <sub>2</sub>
2019	Doosan	DS-30	2,600	24.9	5	-2	Compressed H <sub>2</sub>
2020	Nordic Unmanned	Staaker BG-200	-	25	9	-1	Compressed H <sub>2</sub>

수준이나 수랭식 시스템의 출력 밀도는 300-400 W/kg 수준으로 공랭식에 비하여 낮다. 그러나 대형화 측면에서는 공랭식에 비하여 수랭식이 유리한 장점이 있다.

수소 저장 시스템은 크게 고압 수소(700, 300 bar)와 액체 수소가 사용된다. 수소의 저위발열량(33.6 Wh/g)과 연료전지의 효율을 50%, 연료전지의 연료 이용률을 95%로 가정하여 수소의 저장량을 계산하면 700 bar 고압 수소는 약 1,300-1,500 Wh/kg (UHPR-700-5, Horizon, Singapore), 300 bar 고압 수소는 약 700-900 Wh/kg (CTS ULTRALIGHT 9.0 L - 300 BAR, CTS)의 에너지 밀도를 가진다<sup>5)</sup>. 액체 수소 시스템의 경우 3,800 Wh/kg 수준의 높은 에너지 밀도를 가진다<sup>8)</sup>.

## 2.3 멀티콥터 구성 시스템

멀티콥터의 구성 시스템 중 수소 연료전지 시스템을 제외하고, 사이징 계산 시 고려해야 할 요소는 배터리와 모터 프로펠러가 있다.

동적 부하와 안정적인 연료전지 운전을 위해 배터리의 하이브리드 구성이 필요하다. 총 출력 대비 배터리 출력 비율을 설계인자로 하여 감속 정도와 출력 여유를 고려한 배터리의 용량을 선정한다. 주로 lithium polymer (LiPo) 배터리를 이용하며, 에너지 밀도는 180 Wh/kg<sup>5)</sup> 수준으로 연료전지에 비하여 낮다. 따라서 큰 용량의 배터리는 에너지 여유를 크게 가져갈 수 있지만, 무게를 증가시키는 요인이 된다.

모터 프로펠러는 총 무게를 들 수 있을 만큼 추력을 내야 하며, 추진 시스템의 출력 내에서 소비 동력을 가져야 한다. 사이징 계산 시 모터 프로펠러에서 중요한 요소는 소비 동력 대비 추력의 비율이다.

## 3. 연료전지 멀티콥터 사이징 계산

### 3.1 연료전지 멀티콥터 설계인자

멀티콥터의 사이징을 선정하기 위해 목표하는 비행성능을 결정해야 한다. 멀티콥터의 비행성능은 주

로 유상하중과 비행시간을 통해 나타내며, 목표 성능을 만족시킬 수 있는 연료전지, 배터리, 모터, 프로펠러, 수소 저장장치 그리고 프레임 등의 사양을 도출해야 한다. 이에 대한 사양을 Table 2에 나타내었다.

멀티콥터의 각 구성품의 무게를 설계인자에 따라 나타낼 수 있다. 연료전지의 무게는 출력 밀도 ( $D_{P,FC}$ )와 연료전지 출력( $P_{FC}$ )을 가지면 아래와 같은 식으로 표현된다.

$$W_{FC} = \frac{P_{FC}}{D_{P,FC}} \quad (1)$$

배터리는 연료전지와 하이브리드 구성 시 출력 비율( $\beta_{bat}$ )과 에너지 밀도( $D_{E,bat}$ ), 운전점에서의 작동 시간( $t_{bat}$ )에 따라 무게를 도출할 수 있다<sup>9)</sup>.

Table 2. Multicopter design parameters

Design parameters		Value
Target	Payload	$W_p$ (kg)
	Endurance	$t_{end}$ (hr)
Fuel cell	Weight	$W_{FC}$ (kg)
	Power	$P_{FC}$ (kW)
	Specific power	$D_{P,FC}$ (kW/kg)
	Weight	$W_{bat}$ (kg)
Battery	Power	$P_{bat}$ (kW)
	Specific energy	$D_{E,bat}$ (kWh/kg)
	Degree of hybridization	$\beta_{bat}$ (%)
	Operating time	$t_{bat}$ (hr)
Hydrogen storage	Weight	$W_{H2}$ (kg)
	Energy	$E_{H2}$ (kWh)
	Specific energy	$D_{E,H2}$ (kWh/kg)
Motor & propeller	Weight	$W_{motor}$ (kg)
	Thrust	$T_{motor}$ (kg_thrust)
	Power consume	$P_{motor}$ (kW)
	Efficiency	$\eta_{motor}$ (kg_thrust/kW)
	Weight to power ratio	$\epsilon_{motor}$ (kg_weight/kW)
Fame	Weight	$W_F$ (kg)

$$\beta_{bat} = \frac{P_{bat}}{P_{FC} + P_{bat}} \times 100 \quad (2)$$

$$W_{bat} = \frac{P_{bat} \times t_{bat}}{D_{E,bat}} \quad (3)$$

수소 저장 시스템은 연료전지 출력( $P_{FC}$ )과 비행 목표 시간( $t_{end}$ ), 수소 저장 밀도( $D_{E,H2}$ )에 따라 무게를 도출할 수 있다.

$$W_{H2} = \frac{P_{FC} \times t_{end}}{D_{E,H2}} \quad (4)$$

모터와 프로펠러의 구조 설계에 따라 효율의 차이를 보이나 상업용 모터 프로펠러는 대개 6-11 kg thrust/kW의 추력 효율( $\eta_{motor}$ )을 가지고, kW당 0.8-0.9 kg weight의 무게( $\epsilon_{motor}$ )를 가진다. 통상적으로 모터 최대 추력의 50-60% 정도의 지점을 설계점으로 하기 때문에 이 지점에서의 효율과 추력을 바탕으로 무게를 도출할 수 있다.

$$W_{motor} = \frac{T_{motor} \times \epsilon_{motor}}{\eta_{motor}} \quad (5)$$

멀티콥터의 최대 이륙 중량(maximum take-off weight, MTOW)은 위 항목들을 모두 합하여 계산할 수 있다.

$$MTOW = \sum W_i \quad (6)$$

### 3.2 사이징 계산

멀티콥터의 목표 비행성능을 확보할 수 있는 설계를 위해서는 추력, 출력, 에너지 관점에서 계산 되어야 한다.

$$MTOW \leq T_{motor} \quad (7)$$

$$P_{motor} \leq P_{FC} \quad (8)$$

$$P_{FC} \times t_{endurance} \leq E_{H2} \quad (9)$$

식 (7)은 추력에 관한 식으로 모터의 설계점에서 모터 프로펠러의 추력은 최대 이륙 중량보다 커야한다는 것을 나타낸다. 식 (8)은 출력에 관한 식으로 운전점에서 연료전지의 출력은 최대 이륙 중량의 추력을 내는 모터의 출력보다 커야한다는 것을 나타낸다. 식 (9)는 에너지에 관한 식으로 수소 에너지의 양은 운전점에서 연료전지의 출력으로 목표 비행시간만큼 작동하도록 포함해야 한다는 것을 의미한다.

세 부등식에 따라 목표 비행성능을 만족하는 멀티콥터의 사이징 계산이 가능하다. 에너지에 관한 식은 등식으로 가정하면 연료전지 출력( $P_{FC}$ )과 모터 프로펠러의 추력( $T_{motor}$ )을 변수로 하는 두 부등식으로 정리할 수 있다.

$$\frac{P_{FC}}{D_{P,FC}} + \frac{\beta_{bat} P_{FC}}{(100 - \beta_{bat}) D_{E,bat}} \frac{t_{bat}}{D_{E,H2}} + \frac{P_{FC} t_{end}}{D_{E,H2}} + \frac{T_{motor} \epsilon_{motor}}{\eta_{motor}} + W_F \leq T_{motor} \quad (10)$$

$$\frac{1}{\epsilon_{motor}} \left( \frac{P_{FC}}{D_{P,FC}} + \frac{\beta_{bat} P_{FC}}{(100 - \beta_{bat}) D_{E,bat}} \frac{t_{bat}}{D_{E,H2}} + \frac{P_{FC} t_{end}}{D_{E,H2}} + \frac{T_{motor} \epsilon_{motor}}{\eta_{motor}} + W_F \right) \leq P_{FC} \quad (11)$$

### 3.3 사이징 검증

추력과 출력에 기반한 멀티콥터의 사양 계산 방법의 타당성을 검증하기 위하여 기존에 발표된 Ballard Power (Burnaby, Canada)와 BFD systems (Pennsauken, NJ, USA)의 연료전지 멀티콥터 사양과 비교하였다. 문헌<sup>7)</sup>의 자료를 기반으로 1시간, 2 kg의 유상하중을 가지는 멀티콥터의 연료전지 사양과 총 중량을 도출하였다. 문헌에 따라 연료전지의 에너지 밀도는 0.3 kW/kg의 에너지 밀도를 가지고, 0.9 kWh/kg의 수소 저장 밀도를 가진다고 가정하였다. 모터에 대한

상세한 사양은 제시되지 않아 상용 모터의 사양을 채택하였으며, 모터의 효율은 11 kg\_thrust/kW, 무게는 0.84 kg\_weight/kW로 가정하였다. 배터리는 20%의 비율로 연료전지와 하이브리드로 구동하며, 2분간 사용한다고 가정하였다.

앞서 도출한 식에 따라 연료전지의 출력과 총 중량을 도출하면 각각 1.2 kW와 13.5 kg이 계산되며, 문헌에 제시된 값인 1.2 kW와 12 kg과 유사한 결과가 도출됨을 확인할 수 있다.

## 4. 결과

### 4.1 결과 분석

유상하중 50 kg, 비행시간 1시간을 목표로 하는 멀티콥터 사이징을 계산하였다. 이를 위한 사양들을 Table 3에 나타내었다.

연료전지는 공랭식 시스템인 Horizon사의 UL-3000의 출력 밀도를 활용하였고, 배터리는 문헌상에 잘 알려진 에너지 밀도를 사용하였다. 배터리의 출력 하이브리드( $\beta_{bat}$ )는 40%, 가속을 고려하여 5분 사용한다고 가정하였다. 수소는 CTS사의 300 bar 수소 저장 탱크의 에너지 밀도를 사용하였다<sup>5)</sup>. 모터 프로펠러의 특성은 T-motor사(Jiangxi, China)의 G40x13.1CF

의 출력 대비 중량값과 출력 대비 추력값을 활용하였다. 그 외 프레임에 포함된 기타 장비의 경우 15 kg으로 가정하였다.

계산 결과를 모터 추력과 연료전지의 출력의 관한 그래프로 Fig. 2에 나타내었다. 실선은 추력에 관한 부등식 선이며, 점선은 출력에 관한 부등식 선이다. 두 부등식을 만족시키는 영역은 (d)영역으로, (d)영역의 모터 프로펠러 추력과 연료전지 출력의 조합으로 구성되어야 목표하는 비행을 할 수 있음을 알 수 있다. (b)영역의 조합으로는 연료전지와 이를 위한 수소 저장 시스템의 무게를 해당 모터의 추력으로는 멀티콥터를 띄울 수 없는 조합 영역이며, (c)영역은 연료전지의 출력이 작아 비행에 필요한 모터의 출력을 연료전지가 공급할 수 없는 조합의 영역이다. 따라서 (d)영역에 모터 프로펠러 추력과 연료전지의 출력 조합에 따라 설계를 하여야 목표하는 비행이 가

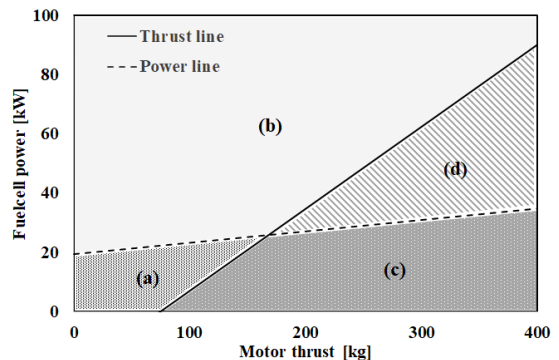


Fig. 2. Design conditions of motor thrust and fuelcell power for multicopter

Table 3. Multirotor design parameters example

Design parameters		Value
Target	Payload	50 (kg)
	Endurance	1 (hr)
Fuel cell	Specific power	0.583 (kW/kg)
	Specific energy	0.18 (kWh/kg)
Battery	Degree of hybridization	40 (%)
	Operating time	5 (min)
Hydrogen storage	Specific energy	0.9 (kWh/kg)
Motor & propeller	Efficiency	6.5 (kg_thrust/kW)
	Weight to power ratio	0.84 (kg_weight/kW)
Fame	Weight	15 (kg)

Table 4. Multirotor components weight

Components	Weight (kg)
Payload	50
Fuel cell	44.6
Battery	8
Hydrogen storage	28.9
Motor & propeller	21.8
Fame	15
Total	168.3

능하다.

Table 3에 따라 사양을 선정하게 되면, 약 26 kW 출력으로 연료전지와 약 168 kg\_thrust의 추력을 가지는 모터 프로펠러 시스템으로 설계해야 함을 알 수 있고, 이때 시스템 요소별 각 무게를 Table 4에 나타내었다.

### 4.2 설계인자별 영향 분석

목표 유상하중을 50 kg에서 100 kg으로 늘리게 될 경우, 시스템 최대 이륙 중량이 증가해야 하는데, 각 인자들이 복합적으로 작용한다. 증가한 유상하중으로 인하여 모터 프로펠러의 추력이 증가해야 하며, 이에 따라 연료전지 출력도 증가하여야 한다. 연료전지의 출력 증가는 연료 소모량을 증가하기 때문에 수소 저장량도 같이 증가하게 된다. 유상하중을 100 kg으로 증가시켰을 때 사이징에 대한 분석을 Fig. 3에 나타내었다. 모터 프로펠러의 출력은 168 kg\_thrust에서 300 kg\_thrust 수준까지 증가해야 하며, 연료전지의 출력은 46 kW급으로 증가한다.

목표 유상하중은 50 kg으로 동일하고 비행시간을 2시간으로 증가시키는 경우, 수소 저장량이 증가하고, 이에 따라 모터 프로펠러의 추력, 연료전지의 출력도 증가하여야 한다. 이 경우에 대한 결과를 Fig. 4에 나타내었다. 모터 프로펠러의 출력은 168 kg\_thrust에서 305 kg\_thrust 수준까지 증가해야 하며, 연료전

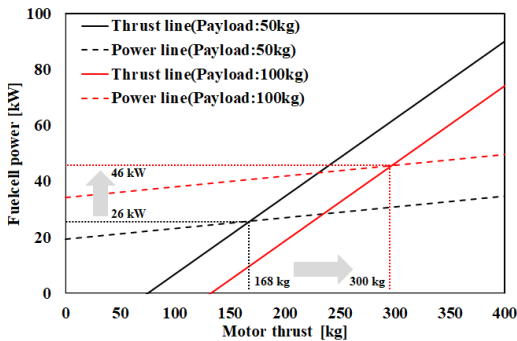


Fig. 3. Design conditions of motor thrust and fuel cell power for multirotor (payload 50 kg to 100 kg)

지의 출력은 47 kW급으로 증가한다.

Table 3의 설계 사양들은 연료전지의 종류, 수소 저장 시스템의 종류, 모터 프로펠러의 종류에 따라 바뀔 수 있다. 따라서 각 구성 요소들이 시스템 사이징에 어떠한 영향을 주는지 분석을 수행하였다. 위 설계 인자들의 값을 Table 5에 표기하였다.

연료전지의 비출력은 공랭식과 수랭식 시스템에서 차이를 보이기 때문에, 수랭식 시스템일 경우와 공랭식 시스템일 경우를 비교하였다. 또한, 공랭식도 성능과 설계에 따라 비출력이 차이를 보이기 때문에 두 종류 값을 변수로 사용하였다.

수소 저장 시스템은 고압 수소의 경우 수소 저장 압력이 차이가 생기며, 액체 수소의 경우 더 높은 에너지 밀도를 가지기 때문에 두 종류의 고압 수소와 액체 수소의 에너지 밀도를 사용하였다.

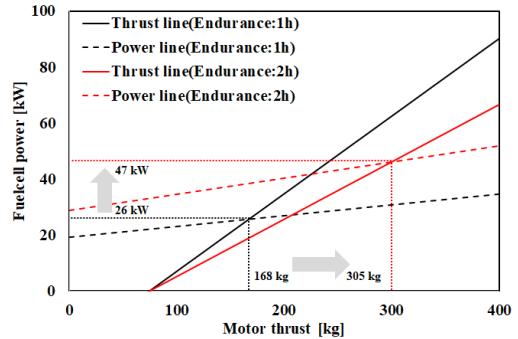


Fig. 4. Design conditions of motor thrust and fuelcell power for multirotor (endurance 1 hour to 2 hours)

Table 5. Multirotor design parameters case study

Design parameters	Value	Note
Fuel cell (kW/kg)	0.333	Liquid cooling
	0.583	Air cooling
	0.860	Air cooling
Hydrogen storage (kWh/kg)	0.9	300 bar
	1.4	700 bar
	3.8	Liquid H <sub>2</sub>
Motor & propeller (kg_thrust/kW)	6.0	-
	6.5	-
	7.0	-

모터 프로펠러의 효율은 설계에 따라 차이를 보며, 그 영향도를 알아보기 위하여, 기존 값 대비 낮은 효율과 높은 효율 값 두 개를 임의로 사용하였다.

Fig. 5는 연료전지의 비출력에 따른 연료전지 사이징을 나타내는 그래프이다. 연료전지 비출력이 작아지는 경우(수랭식 시스템) 연료전지의 무게가 증가하기 때문에 총 중량이 증가하고, 모터 프로펠러의 큰 추력과 연료전지에서도 높은 출력이 요구된다. 비출력이 높아지는 경우(공랭식), 연료전지 시스템의 중량이 작아지나 그 영향은 점차 줄어든다. 연료전지 시스템의 무게가 줄어들면 전체 시스템 무게에서 연료전지 시스템이 차지하는 비율이 작아지기 때문으로 판단된다.

Fig. 6은 수소 저장 밀도에 따른 사이징을 나타내는 그래프이다. 좌측 두 점은 각각 고압 수소 300 bar와 700 bar를 나타내며, 우측 점은 액체 수소를 나타

낸다. 액체 수소의 에너지 밀도는 고압 수소에 비하여 매우 높기 때문에 시스템 무게를 줄일 수 있다. 액체 수소가 가지는 고에너지 밀도에 비하여 시스템 사이징이 감소하는 정도는 미미해 보이는데, 이 이유는 수소 저장 시스템이 전체 무게 중 차지하는 무게가 상대적으로 작기 때문으로 판단되며 목표 비행시간이 증가하는 경우 이 효과는 더욱 커질 것으로 생각된다.

Fig. 7은 모터 프로펠러의 효율에 따른 사이징을 나타낸다. 단위 출력당 추력이 증가하면 동일한 추력을 발생하는데 필요한 출력이 감소한다. 이에 따라 연료전지 시스템의 무게가 감소하고, 수소 저장 시스템의 무게도 감소하게 된다. 그래프 상의 결과를 보면 효율 증가 시 전체 필요 추력을 감소시키는 효과에 비하여 연료전지 출력을 감소시키는 효과가 더 큰 것을 알 수 있다. 이는 연료전지 출력 밀도와 수소 저장 밀도를 고려하였을 때, 감소하는 출력에 비하여 감소하는 무게가 더 작기 때문으로 판단된다.

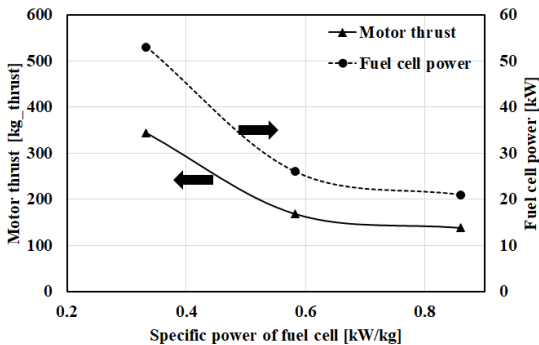


Fig. 5. Effect of specific power of fuel cell

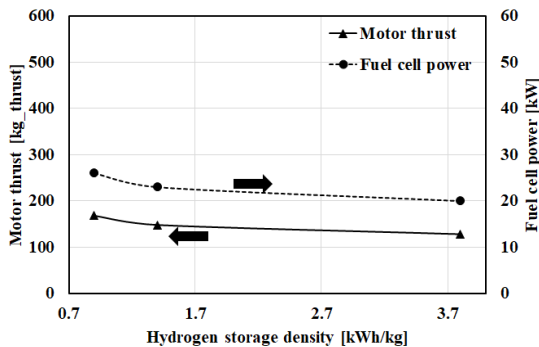


Fig. 6. Effect of hydrogen storage density

#### 4. 결론

본 연구는 연료전지를 추진 시스템으로 하는 멀티콥터의 사이징 도출을 위하여 추력과 출력 관점에서 계산을 수행하였다. 두 관점에서의 수식을 이용하여 목표 유상하중과 비행시간을 만족시키기 위한 연료전지, 배터리, 수소 저장 시스템, 모터 프로펠러 시스템의 사양을 도출하였다.

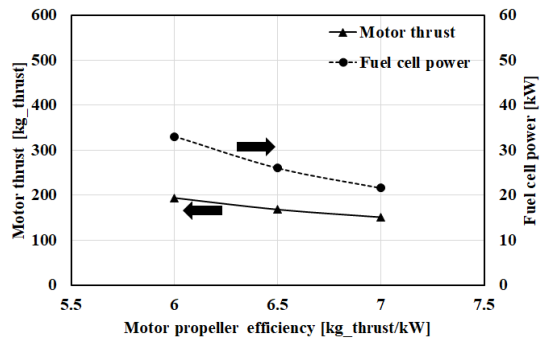


Fig. 7. Effect of motor propeller efficiency



유상하중 50 kg, 1시간의 비행시간을 가정하여 시스템의 사양을 도출하였으며, 유상하중과 비행시간이 변할 때 시스템 사양이 어떻게 변하는지 분석하였다. 또한, 계산에 필요한 연료전지, 수소 저장 시스템, 모터 프로펠러의 특성들이 시스템 사양 선정에 미치는 영향을 비교하여 분석하였다.

## 후 기

본 연구는 산업통상자원부(MOTIE)와 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행되었다(No. 2019281010007A, No. 20203020040010).

## References

1. H. M. Putra, M. R. Fikri, D. P. Riananda, G. Nugraha, M. L. Baidhowi, and R. A. Syah, "Propulsion selection method using motor thrust table for optimum flight in multirotor aircraft", AIP Conference Proceedings, Vol. 2226, No. 1, 2020, pp. 060008, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0004809>.
2. M. Gatti and F. Giulietti, "Preliminary design analysis methodology for electric multirotor", IFAC Proceedings, Vol. 46, No. 30, 2013, pp. 58-63, doi: <https://doi.org/10.3182/20131120-3-FR-4045.00038>.
3. Z. Dai, L. Wang, and S. Yang, "Fuel cell based auxiliary power unit in more electric aircraft", IEEE Xplore, 2017, doi: <https://doi.org/10.1109/ITEC-AP.2017.8080851>.
4. F. Ustolin and R. Taccani, "Fuel cells for airborne usage: energy storage comparison", International Journal of Hydrogen Energy, Vol. 43, No. 26, 2018, pp. 11853-11861, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2018.04.017>.
5. J. Apeland, D. Pavlou, and T. Hemmingsen, "Suitability analysis of implementing a fuel cell on a multirotor drone", Journal of Aerospace Technology and Management, 2020, doi: <https://doi.org/10.5028/jatm.v12.1172>.
6. H. T. Arat and M. G. Sürer, "Experimental investigation of fuel cell usage on an air Vehicle's hybrid propulsion system", International Journal of Hydrogen Energy, Vol. 45, No. 49, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.09.242>.
7. J. Apeland, D. Pavlou, and T. Hemmingsen, "State-of-technology and barriers for adoption of fuel cell powered multirotor drones", IEEE Xplore, 2020, pp. 1359-1367, doi: <https://doi.org/10.1109/ICUAS48674.2020.9213971>.
8. R. O. Stroman, M. W. Schuette, K. S. Lyons, J. A. Rodgers, and D. J. Edwards, "Liquid hydrogen fuel system design and demonstration in a small long endurance air vehicle", International Journal of Hydrogen Energy, Vol. 39, No. 21, 2014, pp. 11279-11290, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.05.065>.
9. M. Chris and M. A. Masrur, "Hybrid electric vehicles: principles and applications with practical perspectives", John Wiley & Sons, USA, 2017.