

## Tilt-rotor 항공기 동력계통 중량 추정에 대한 상쇄연구

이정훈<sup>†</sup>

한국항공우주연구원

### Trade-off Study of Propulsion Systems Weight Estimation for Tilt-rotor Personal Air Vehicle

Jung-hoon Lee<sup>†</sup>

Korea Aerospace Research Institute

**Abstract** : This paper presents the trade-off study of conducting a survey of the weights for various kind of propulsion systems installed in the Smart Unmanned Aerial Vehicle TR-100, a tilt-rotor vehicle, which is developed by Korea Aerospace Research Institute, in order to predict the appropriate propulsion system for present and future Personal Air Vehicle, which has single mode and vertical take-off & landing. In order to perform the trade-off study, we set the requirements that the vehicle hovers for 1 hour with 1,000 kg maximum take off weights. In this study, the power systems are classified engine, which uses the fossil fuel - turboshaft engine, piston engine, diesel engine and rotary engine, and electric motor with fuelcell or Li-Ion battery. The results of trade-off study shows the power systems using fossil fuel are superior to using fuelcell or Li-Ion battery for weight of propulsion system. Also turboshaft engine is the best power system for the aspects of system weight, and the nexts are rotary engine, piston engine, diesel engine, electric motor with Li-Ion battery, and electric motor with fuelcell.

**Key Words** : Personal Air Vehicle, Tilt-rotor, Turboshaft Engine, Fuel Cell, Li-Ion Battery

## 1. 서 론

PAV에 대한 개념은 아직 완전하게 확립되지는 않았지만 통상적으로 육상교통수단과 항공교통수단을 결합한 차세대 교통수단으로 예상되고 있다. 한국항공우주연구원에서는 2009년부터 1년간 ‘미래형 항공기 (PAV) 개발 선행연구’를 수행한 바 있다. 이를 통하여 PAV 핵심/원천 기술 분석 및 개발 타당성, 향후 20년간 PAV 중장기 기술로드맵 수립, 기술개발에 따른 경제성 분석 등을 수행하였다[1].

PAV는 통상적으로 운용기준에 따라 현재의 항공기와 비슷한 개념으로 소형항공기와 비슷한 방법으로 운

용되는 단일모드(Single mode)와 지상운용장치의 기능이 함께 있어 지상과 항공 두 가지로 운용이 가능한 이중모드(Dual mode)로 대별된다. 또한 이착륙방식에 따라 현재 고정익 항공기와 비슷한 개념인 활주로를 이용하여 이착륙하는 방식(CTOL/STOL), 그리고 수직으로 이착륙이 가능하므로 활주호가 필요없는 방식(SSTOL/ VTOL)으로 구분된다[1].

본 연구에서는 단일모드 운용방식이면서 수직이착륙 방식의 PAV에 대하여 현재 및 미래에 적합한 추진방식을 예측하기 위하여 다양한 추진방식에 따른 소요중량을 산출하여 비교한다. 이에 대하여 한국항공우주연구원에서 개발 완료 또는 개발 중인 Tilt-rotor[2], Tilt-duct[3], Fan-in-wing을 비롯하여 Quad-tilt 등 다양한 비행체가 제기될 수 있는데, 본 연구에서는 스마트무인기인 Tilt-rotor TR-100을 대상으로 상쇄연

<sup>†</sup> 정회원, 한국항공우주연구원, 항공기술연구소  
E-mail: karier@kari.re.kr  
Copyright © The Society for Aerospace System Engineering



것으로 가정한다. 특히 동력계통에 전기모터를 사용할 경우에는 정지비행 및 이착륙에 필요한 242 마력의 전기모터를 좌우 날개에 쌍발로 장착하는 것으로 결정하여 연구를 수행한다.

### 3. 동력계통 중량 추정

#### 3.1 동력계통 발전추세

본 연구에서는 가능한 한 중량과 비연료소모율이 낮은 엔진을 선정한다. 또한 앞으로 동력계통에 소요되는 동력원의 효율 및 비연료소모율이 Fig. 2와 같이 발전할 것이라고 가정하고 수행한다.

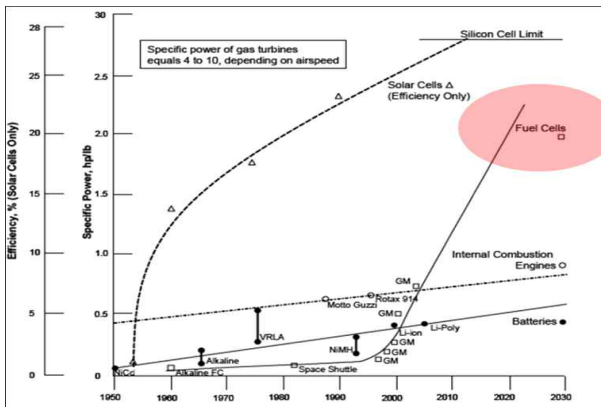


Fig. 2 Forecasting of Specific Fuel Consumption[4]

#### 3.2 Turboshaft 엔진

본 연구에 선정된 터보샤프트엔진은 Fig. 3에 나타난 바와 같이 스마트무인기 TR-100에 장착된 최대연속출력 550 마력의 PW206C 엔진이다. 중량 111.4 kg에 최대연속출력 시의 시간 당 비연료소모율은 0.254 kg/hp-hr이다.



Fig. 3 PW 206C Turboshaft Engine

#### 3.3 Piston 엔진

현재 범용항공기에 사용되고 있는 엔진에는 550 마력급의 피스톤엔진이 적절한 대상이 없다. 이에 따라 275 마력급의 엔진을 쌍발로 비행체 동체에 장착하는 것으로 가정한다. 동급의 피스톤엔진은 Fig. 4와 같이 284 마력의 중량 181 kg인 Continental IO-520C 엔진이다. 이 엔진의 시간 당 연료소모율은 155 파운드이다.



Fig. 4 Continental IO-520C Piston Engine

#### 3.4 Diesel 엔진

최근에는 환경문제로 중량 상의 불이익에도 불구하고 범용항공기에 피스톤엔진에서 디젤엔진으로 변경되어 장착되는 추세이다. 디젤엔진 역시 현재 범용항공기에 사용되고 있는 550 마력급의 적절한 대상이 없다. 이것도 역시 275 마력급의 엔진을 쌍발로 비행체 동체에 장착하는 것으로 가정하여 Fig. 5와 같이 310 마력의 Continental CD-300 엔진이다. 이 엔진의 중량은 225 kg이며 시간 당 비연료소모율은 0.33 Lb/hp-hr이다.



Fig. 5 Continental CD-300 Diesel Engine

### 3.5 Rotary 엔진

로터리엔진은 현재 고성능 자동차에 사용되고 있으며 일부 항공기에서도 장착되고 있다. 이 또한 270 마력급의 엔진을 쌍발로 동체에 내장하는 것으로 가정한다. Fig. 6의 러시아의 VAZ 4265 엔진은 출력이 269 마력으로 중량 130 kg인데 시간당 연료소모율이 0.348 kg/kw/hr으로 가정한다.



Fig. 6 VAZ 415 Rotary Engine

### 3.6 Fuel Cell

연료전지는 연료의 산화에 의해서 생기는 화학에너지를 직접 전기에너지로 변환시키는 전지로 친환경적인 에너지이다. 연료의 연소반응 없이 에너지를 발생시키기 때문에 기존의 내연기관과 달리 황, 질소산화물 등 유독공해물질의 배출이 없고 이산화탄소 배출량도 획기적으로 줄일 수 있어 친환경적이다. 연료전지는 별도의 구동부가 존재하지 않아 소음이 없으며, 다른 에너지원에 비해 에너지 효율도 50%로 내연기관의 30%보다 높다. 연료전지에 대한 비출력과 마력당 비연료소모율의 예상되는 발전추세는 Table 3과 같다.

Table 3 Forecasting the Growth of Specific Power and Fuel Consumption for Fuel Cell [4]

Year	2015	2020	2025	2030	2035	2040
Specific Power (HP/kg)	0.6	0.7	0.9	1.1	1.4	1.7
Fuel Consumption (kg/HP-h)	0.053	0.051	0.049	0.048	0.047	0.046

### 3.7 Li-Ion Battery

리튬-이온전지는 가볍고, 중량 대비 에너지 밀도가

다른 어떤 전지보다도 크고, 자가방전에 의한 전력손실이 적고, 기억효과(memory effect)를 나타내지 않는 장점이 있다. 그러나 잘못 사용하면 폭발 위험이 있고 수명이 짧아지는 등의 단점이 있다. 리튬-이온전지에 대한 비출력의 성장성에 대한 예측은 Table 4와 같다.[4]

Table 4 Forecasting the Growth of Specific Power for Li-Ion Battery

Specific Power	2015	2020	2025	2030	2035	2040
HP/kg	0.5	0.7	0.8	0.9	1.1	1.2
Wh/kg	100	140	160	180	220	240
HP-h/kg	0.134	0.188	0.214	0.241	0.295	0.322

### 3.8 Electric Motor

보수적 기준을 적용할 때, 전기모터는 가격, 중량 당 비출력, 출력밀도 등이 2025년까지 Table 5와 같이 발전할 것으로 예측되며, 부속장치를 포함한 전기모터 계통은 Table 6과 같이 진화할 것으로 보인다[4].

Table 5 Forecasting the Growth of Electric Motor - conservative aspect

Year	2010	2013	2015	2020	2025
Cost (\$/kw)	11.1	9.5	7	4.7	3.0
Specific Power (kW/kg)	1.2	1.3	1.3	1.6	2.1
Power Density (kW/l)	3.7	4.8	5.0	5.7	6.1

Table 6 Forecasting the Growth of Electric Motor Accessory - conservative aspect

Year	2010	2013	2015	2020	2025
Cost (\$/kw)	19	16	12	8	5.5
Specific Power (kW/kg)	1.06	1.15	1.2	1.4	1.7
Power Density (kW/l)	2.6	3.1	3.5	4.0	4.6
Efficiency (%)	>94	>91	>93	>94	>94.5

2013년 모터 출력/중량비의 기준을 3.0으로 하고 참고문헌 [5]의 발전추세를 활용하는 긍정적인 관점을 적용하면 모터 및 모터부속장치의 중량 당 출력비는 Table 7과 같다.

**Table 7** Forecasting the Growth of Electric Motor & Accessory - affirmative aspect

Year	2010	2013	2015	2020	2025
Specific Power - Motor (kW/kg)	2.77	3.00	3.00	3.69	4.85
Specific Power - Accessory (kW/kg)	2.45	2.65	2.77	3.23	3.92

#### 4. 결과 및 고찰

스마트무인기 Tilt-rotor TR-100을 기준으로 다양한 동력계통을 설정하여 요구조건을 만족하는 중량을 산출하는 상세연구를 수행하였다. 화석연료를 동력원으로 하여 터보샤프트엔진(PW206C), 피스톤엔진(Continental IO-520C CB), 디젤엔진(Continental CD-300), 로터리엔진(VAZ 4265)을 장착한 것으로 설정하여 1시간 동안 정지비행을 하기 위한 동력계통의 중량을 산출한 결과는 Table 8과 같다. 터보샤프트엔진은 중량 당 출력비율이 매우 높아 이를 장착할 경우에는 타 엔진 장착 시보다 중량 면에서 우월하다는 것을 알 수 있다.

**Table 8** Power Systems Weight Breakdown for Using Fossil Fuel

Power System		Turbo-shaft Engine	Piston Engine	Diesel Engine	Rotary Engine
Engine	Model	PW206	IO-520C	CD300	VAZ 4265
	Power (hp)	550 X 1	284 X 2	310 X 2	269 X 2
	SFC (kg/hp-hr)	0.254 X 1	0.256 X 2	0.150 X 2	0.260 X 2
Weight	Transmission	83	83	83	83
	Powerplant	160	362	450	260
	Fuel	140	141	83	143
Total Weight (kg)		383	586	616	486

동일한 요구조건에 대하여 연료전지와 리튬-이온전지를 동력원으로 하여 동력장치를 전기모터를 사용할 경우에 2015년부터 2025년까지 기술 진보를 고려하여 산출된 중량은 Table 9와 같다. 특히 동력장치인 모터는 보수적으로 가정했을 때와 긍정적인 경우로 가정했을 때 각각에 대하여 분석하였다.

**Table 9** Power Systems Weight Breakdown for Using Fuel Cell and Li-Ion Battery

Power System			Fuel Cell			Li-Ion Battery		
			2015	2020	2025	2015	2020	2025
System	Motor	Conservative	303	261	216	303	261	216
		Affirmative	383	112	92	130	112	92
	Battery		946	814	638	4104	2932	2565
Total weight (kg)	Conservative		1249	1075	854	4407	3193	2781
	Affirmative		1076	926	730	4234	3044	2657

연료전지 혹은 리튬-이온전지를 동력원으로 사용하여 동력계통을 구성하였을 경우 전기모터는 터보샤프트엔진에 비하여 중량 면에서 거의 동등하게 감소될 것으로 예측되지만 요구되는 배터리의 중량은 화석연료를 사용하는 동력계통에 요구되는 연료에 비하여 많은 중량을 필요로 하는 것으로 분석되었다. 특히, 연료전지를 사용할 때, 리튬-이온전지를 사용할 경우보다 중량 면에서 우월할 것으로 보인다.

#### 5. 결 론

다가오는 미래에는 항공기술의 발전에 따라 개인용 항공기(PAV)의 시대가 도래할 것으로 예측되고 있다. 이에 대응하여 현재의 기술수준을 뛰어넘는 혁신적인 개념의 기술개발을 통해서 미래의 개인용 항공기 기술을 선도해나가야 한다. PAV는 기본적으로 수직이착륙이 가능해야 하며, 고속의 장거리 비행이 가능하고 사용자 접근성 및 편리성에서 우월한 특성을 기준으로 비행체 형상을 개발하여 구현해야 한다. 또한 전자, 통신, S/W, 운용 인프라 등을 포함한 다분야 융합산업 분야로서, 전자, 통신, 자동차 등 한국의 우수한 기술을 활용할 수 있으며, 기존의 자동차와 반도체, 조선을

있는 차세대 대표산업으로 육성하여 산업 전반의 동반 성장을 유도하고 관련분야로 다양한 기술적 파급 효과가 기대된다. PAV는 선진국의 과점으로 진입 장벽이 높은 기존 항공산업과는 달리 궁극적으로 자동차를 대체할 새로운 산업으로서, 국가적 개발전략을 기반으로 미래의 시장 선점이 가능할 것으로 보인다.

## 참 고 문 헌

- [1] D. S. Lee et al., “Pre-study report for Personal Air Vehicle,” Korea Aerospace Research Institute, MOTIE, pp. 29-31, April, 2010.
- [2] J. M. Kim et al, “Smart UAV Development Program,” Korea Aerospace Research Institute, MOTIE, 2002-2012.
- [3] S. W. Choi et al, “Configuration Development of Ducted-prop Aircraft,” Korea Aerospace Research Institute, 2008.
- [4] J. H. Lee, “Conceptual Design Study of Personal Aerial Vehicle,” Korea Aerospace Research Institute, 2014.
- [5] SDT Drive Technology, [www.sdt drivetechnology.co.uk](http://www.sdt drivetechnology.co.uk)

## 저 자 소 개



### 이 정 훈

1984년 한국항공대학교 항공기계공학과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 2000년 동 대학원 박사. 2003년~현재 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심 분야 Flight Test 및 Flight Simulation.