Check for updates

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 24, No. 2, pp. 61-72, 2020

Technical Paper

DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.2.061

무인 항공기 가스터빈 추진기관의 현황 및 특성 연구

주미리[a] · 최성만[a,*] · 조하나[b]

Status and Characteristics of Unmanned Aerial Vehicle Gas Turbine Engines

Milee Joo[a] · Seongman Choi[a,*] · Hana Jo[b]

[a]*Aerospace Engineering Department, Jeonbuk National University, Korea*
[b]*Aerospace Technology Research Institute – Agency for Defense Development, Korea*
[*]*Corresponding author. E-mail: csman@jbnu.ac.kr*

ABSTRACT

Performance characteristics of propulsion systems applied to UAVs that under development or completed in foreign countries were analyzed. In this study, aircraft mission and performance characteristics of ten UAVs were reviewed and compared with current available civil and military aircraft. Also performance characteristics of UAVs propulsion systems were summarized and engine design parameters were analyzed. Thrust, SFC and design parameters such as pressure ratio and bypass ratio of UAV propulsion system were compared with the current existing civil and military aircraft engines. From this study, the design parameters of the propulsion system applied to the UAV were well understood.

초 록

국외에서 개발이 진행되고 있거나 완료된 UAV에 적용된 추진기관의 성능 특성을 분석하였다. 본 연구에서 총 10종의 UAV의 임무 및 성능 특성을 검토하고 민간항공기 및 군용항공기와 성능 특성을 비교 검토하였다. 또한, UAV 추진기관의 성능 특성을 정리하고 엔진 설계 파라미터에 대한 분석을 수행하였다. 추진기관의 추력, SFC 및 설계변수인 압축비, 바이패스비에 대해 민간 및 군용항공기 엔진과 비교하여 검토하였으며, 본 연구를 통해 UAV에 따른 설계 파라미터를 보다 잘 이해할 수 있었다.

Key Words: Unmanned Aerial Vehicle(무인기), Gas Turbine Engine(가스터빈 엔진), Turbofan Engine(터보팬 엔진)

Nomenclature

BPR : Bypass ratio
HPC : High-pressure compressor
HPT : High-pressure turbine
LPC : Low-pressure compressor
LPT : Low-pressure turbine
$\dot{m}_0$: Air mass flow rate [kg/s]
OPR : Overall pressure ratio
S : Wing area [m^2]
SFC : Specific fuel consumption [g/s/kN]

Received 4 February 2020 / Revised 13 March 2020 / Accepted 16 March 2020
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Thrust Loading : T_{SL} [kgf]/W_{TO} [kg]
T_{SL} : Maximum thrust at sea-level [kN]
UAV : Unmanned aerial vehicle
W_E : Aircraft empty weight [kg]
Wing Loading : W_{TO}/S [kg/m^2]
W_{TO} : Aircraft gross takeoff weight [kg]

1. 서 론

UAV는 현대전에서 정찰·감시·정밀타격 등의 임무를 수행하는 필수적인 전력 중 하나이다. 하지만 이러한 UAV 관련 기술의 수출, 이전 등이 엄격하게 통제되고 있다. 특히 UAV에 사용되는 추진기관은 EL (Export License) 등으로 수출입이 통제되고 있어 국내에서 UAV를 독자 개발할 경우 큰 장애 요소가 되고 있다[1].

현재 국외에서 개발이 진행되고 있거나 완료된 UAV의 사례를 살펴보면, 정찰임무에 중점을 두었던 무인기에서 공격임무를 겸하거나 주로 수행할 수 있는 무인전투기 개발에 주력하고 있다[2]. 또한, UAV 추진기관은 기존의 항공기 추진기관을 사용하거나 약간의 개조를 통하여 무인기 임무 조건에 맞추어서 사용하고 있는 추세이다[3]. 국내 군용무인기의 경우, 정찰을 목적으로 운용중에 있으며, 장기체공을 위한 엔진 개발 및 임무장비 성능 향상을 통해 고고도 무인 항공기 체계로 개발 중에 있다[4]. 또한, 민수용 무인기는 상업적 용도로 활용되고 있으며 소형 드론부터 화물 수송, 인프라 관리 등으로 운용 범위를 확대되고 있다[5].

국외에서 개발된 UAV의 대표적인 예는 1998년 미국에서 개발된 RQ-4 Global Hawk 무인기로, 고도 18 km 이상에서 35시간 체공비행을 수행하며, 정찰 등의 임무를 수행하고 있다[6]. 최근 무인기는 더욱 다양한 임무 수행을 위해 여러 가지 형태로 개발이 진행되고 있으며 일부는 상용화되어 비행이 이루어지고 있다. 대표적인 예로 2001년 미국에서 개발된 MQ-9 Reaper (Predator B)와 2011년 유럽에서 개발된 nEUROn 등이 있다. MQ-9 Reaper (Predator B)의 경우 최대출력 746 kW (1,000 shp), SFC 340.82 g/h/kW 성능을 가지는 TPE331-10의 터보 샤프트 엔진을 이용하여 고도 15.2 km에서 30시간 이상 체공이 가능하도록 개발되었다. nERUOn의 경우 추진기관으로 MK951H 터보팬 엔진을 채택하고 있으며, 무인기의 확장된 임무를 수행하기 위하여 MK951 엔진의 최대추력을 28.97 kN (6,500 lbf)에서 31.13 kN (7,000 lbf)으로 증가하였으며, 추진기관의 적외선 신호를 감소시키는 적외선 스텔스를 위한 특수한 형상의 Jetpipe를 엔진 노즐부에 적용하고 있다[3].

따라서 본 연구에서는 현재 조사 가능한 해외 UAV의 임무 및 성능을 살펴보고, 각각의 UAV의 추진기관의 성능 특성을 정리하고자 한다. 이러한 데이터를 바탕으로 최신 무인기에서 요구하는 추진기관의 성능 및 엔진 설계 파라미터에 대한 분석을 수행하고자 한다. 즉, 추진기관의 추력, SFC 및 설계변수인 압축비, BPR 등을 기존의 상용 항공기 엔진과 비교하여 그 특성을 분석하고자 한다. 이러한 연구는 현재 국내에서 개발이 진행되거나 진행 예정인 무인기의 개발에 기초자료로 적절하게 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

2. 본 론

2.1 무인 항공기

본 연구에서는 검토한 무인기는 총 10종으로, B-2, RQ-4 Global Hawk, X-45A, X-47A, Avenger (Predator C), MQ-9 Reaper (Predator B), X-47B, Phantom Ray, nEUROn, Taranis로 무인기에 대한 임무, 최대 운용 고도 및 운용 시간 등의 무인기 제원과 각각의 추진기관에 대한 성능 및 설계변수를 Table 1 에 제시하였다.

Table 1. UAV and Engine Parameters. [3,7,8].

Name (No.)	B-2 (1)	RQ-4 Global Hawk (2)	X-45A (3)	X-47A (4)	Avenger (Predator C) (5)	MQ-9 Reaper (Predator B) (6)	X-47B (7)	Phantom Ray (8)	nEUROn (9)	Taranis (10)
First Flight Year	1989	1998	2002	2003	2009	2001	2011	2011	2012	2013
Country	USA	USA	USA	USA	USA	USA	USA	USA	EU	UK
Manufacture	Northrop Grumman Aerospace System	Northrop Grumman Aerospace System	Boeing Defense, Space & Security	Northrop Grumman Aerospace System	General Atomics Aeronautical Systems	General Atomics Aeronautical Systems	Northrop Grumman Aerospace System	Boeing Defense, Space & Security	Dassault Aviation	BAE Systems
Mission	스텔스 폭격기	정찰	다목적	다목적	다임무/감시/정찰	감시/정찰/무장	다목적	다목적	UCAV 기술시험기	다목적
Max. Speed [km/h]	1,010	840.8	919	unknown	851.9	482	318.5	1,137	980	unknown
Altitude [km]	15.2	18.28	13.2	12	15.2	15.2	12.9	12.2	10.6	11.5
Endurance [h]	11	35	12	unknown	20	30	6	7	12	8
Max. Takeoff Weight [kg]	170,600	12,111	5,179	2,678	7,620	4,760	20,215	16,556	6,000	8,000
Thrust loading	0.53	0.31	0.54	0.54	0.24	unknown	0.38	0.33	0.53	0.37
Wing loading [kgf/m^2]	367.26	241.74	unknown	74.43	unknown	unknown	228.18	unknown	unknown	unknown

Engine Name (No.)	F118-GE-100 (1)	AE3007H (2)	F124-GA-100 (3)	JT15D-5C (4)	PW545B (5)	TPE331-10 (6)	F100-PW-220U (7)	F404-GE-102D (8)	MK951H (9)	MK951 (10)
Year	1982***	1997**	1979***	1991*	2004*	1978*	2009***	2005*	2005**	2003***
Manufactory	General Electric	Rolls Royce	Honeywell	Pratt & Whitney Canada	Pratt & Whitney Canada	Honeywell -LHTEC	Pratt & Whitney	General Electric	Rolls Royce, Turbomeca	Rolls Royce, Turbomeca
Stage Number	Fan 3 HPC 9 HPT 1 LPT 2	Fan 1 HPC 14 HPT 2 LPT 3	Fan 3 HPC(axial) 4 HPC(centrifugal) 1 HPT 1 LPT 1	Fan 1 HPC 1 HPT 1 LPT 2	Fan 1 HPC 2 HPT 1 LPT 3	Compressor(centrifugal) 2 Turbine(axial) 3	Fan 3 HPC 10 HPT 2 LPT 2	Fan 3 HPC 7 HPT 1 LPT 1	Fan 2 HPC 5 HPT 1 LPT 1	Fan 2 HPC 5 HPT 1 LPT 1
Max. Thurst [kN] (@ Sea Level Static)	84.6 (19,000 [lbf])	36.88 (8,290 [lbf])	28 (6,280 [lbf])	14.19 (3,190 [lbf])	17.75 (3,991 [lbf])	746 kW (1,000 [shp])	75.62 (17,000 [lbf])	53.3 (11,950 [lbf])	31.13 (7,000 [lbf])	28.97 (6,500 [lbf])
SFC [g/s/kN] (@ Max. Thrust)	18.98 (0.67 [lbm/h/lbf])	9.35 (0.33 [lbm/h/lbf])	22.04 (0.78 [lbm/h/lbf])	16.23 (0.57 [lbm/h/lbf]))	unknown	0.0947 g/s/kW (0.56 [lbm/h/shp])	unknown	23.71 (0.84 [lbm/h/lbf])	unknown	22.13 (0.78 [lbm/h/lbf])
BPR	unknown	4.8	0.49	3.3	4.12	Turboshaft	0.6	0.27	unknown	0.78
OPR	35.1	23	19.4	9.9	12.5	10.8 (Compressor Pressure)	unknown	26	unknown	12.2
Mass Flow Rate [kg/s]	unknown	109	unknown	34	unknown	unknown	unknown	66.2	unknown	45.6

*Certificated, **Rolled out, ***First run

Fig. 1 B-2 [9].

Fig. 2 RQ-4 Global Hawk [10].

Fig. 3 X-45A [11].

Fig. 4 X-47A [12].

Fig. 5 Avenger (Predator C) [13].

Fig. 6 MQ-9 Reaper (Predator B) [14].

Fig. 7 X-47B [15].

Fig. 8 Phantom Ray [16].

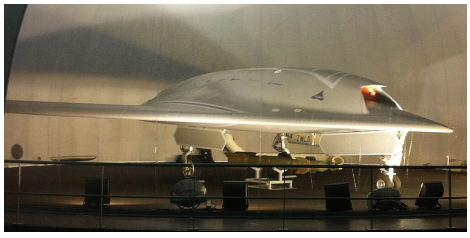

Fig. 9 nEUROn [17].

Fig. 10 Taranis [18].

B-2는 Northrop Grumman Aerospace System 사에서 개발한 스텔스 폭격기로 Fig. 1에 제시되어 있다. B-2는 1989년 미국에서 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 F118-GE-100 터보팬 엔진을 적용하여 최대 고도 15.2 km에서 11시간의 체공 능력을 갖추고 있다. 또한, B-2의 경우 'S' 형태의 배기 노즐을 적용하여 적외선 신호를 감소시키고 있으며, Aft deck 부분을 저 방사율 특성이 있는 소재로 제작하여 배기부에서 방출되는 소음을 줄이기 위한 스텔스 기술이 적용되어 있다[19]. RQ-4 Global Hawk는 Northrop Grumman Aerospace System 사에서 개발한 정찰 무인기로 Fig. 2에 제시되어 있다. RQ-4 Global Hawk는 1998년 미국에서 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 AE3007H 터보팬 엔진을 적용하여 최대 고도 18.28 km에서 35시간의 체공 능력을 갖추고 있다. RQ-4 Global Hawk는 고고도에서 오랫동안 체공하며 넓은 지역에 걸쳐서 정찰 할 수 있는 것이 특징이다. X-45A는 Boeing Defense, Space & Security 사에서 개발한 무인 전투기로 Fig. 3에 제시되어 있다. X-45A는 2002년 미국에서 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 F124-GA-100 터보팬 엔진을 적용하여 최대 고도 13.2 km에서 12시간의 체공 능력을 갖추고 있다. 또한, X-45A는 작은 공기 흡입구와 배기구를 가지고 있는 것이 특징이다. X-47A는 Northrop Grumman Aerospace System 사에서 개발한 다목적 무인기로 Fig. 4에 제시되어 있다. X-47A는 2003년 미국에서 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 JT15D-5C 터보팬 엔진을 적용하여 고도 12 km에서 운용할 수 있도록 개발되었다. 또한, X-47A의 경우 흡입구에 엔진 팬에서 반사되는 레이더를 줄이기 위한 스텔스 기술이 적용된 것이 특징이다. Avenger (Predator C)는 General Atomics Aeronautical Systems 사에서 개발한 다중임무, 감시, 정찰 무인기로 Fig. 5에 제시되어 있다. Avenger는 2009년 미국에서 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 PW545B 터보팬 엔진을 적용하여 고도 15 km에서 18시간의 체공능력을 갖추고 있다. 또한, Avenger (Predator C)의 경우 배기구에 'S' 형태 노즐을 장착하고 있다. 'S' 형태 노즐의 경우 노즐 후방에서 고온의 터빈부를 감지할 수 없고, 배기플룸의 평균 온도를 낮추는 효과가 있어 적외선 신호를 감소할 수 있는 것으로 연구된 바 있다[20]. MQ-9 Reaper (Predator B)는 General Atomics Aeronautical Systems 사에서 개발한 감시, 정찰, 무장 무인기로 Fig. 6에 제시되어 있다. MQ-9 Reaper (Predator B)는 2001년 미국에서 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 TPE331-10 터보프롭 엔진을 적용하여 고도 15.2 km에서 30시간의 체공 능력을 갖추고 있다. X-47B는 Northrop Grumman Aerospace System 사에서 개발한 다목적 무인기로 Fig. 7에 제시되어 있다. X-47B는 2011년 미국에서 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 F100-PW-220U 터보팬 엔진을 적용하여 최대 고도 12.9 km에서 6시간의 체공 능력을 갖추고 있다. 또한, X-47B의 경우 X-47A보다 thrust loading이 감소된 형태이며 배기구에 Aft deck을 장착하여 적외선 신호를 줄이기 위한 스텔스 기술이 적용되었다. Phantom Ray는 Boeing Defense, Space & Security 사에서 개발한 다목적 무인기로 Fig. 8에 제시되어 있다. Phantom Ray는 2011년 미국에서 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 F404-GE-102D 터보팬 엔진을 적용하여 고도 12.2 km에서 7시간의 체공 능력을 갖추고 있다. 또한, Phantom Ray는 배기구에 Aft deck을 장착하여 적외선 신호를 줄이기 위한 스텔스 기술이 적용되었다. nEUROn은 Dassault Aviation 사에서 개발한 UCAV 기술시험기로 Fig. 9에 제시되어 있다. nEUROn은 2012년 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 MK951H 터보팬 엔진을 적용하여 최대 고도 10.6 km에서 12시간의 체공 능력을 갖추고 있다. 또한, nEUROn의 경우 노즐을 'S' 형태 및 노즐 출구 부분의 세장비(Aspect ratio)를 큰 노즐을 채택하고 있다. 최근 열유동 해석 결과에 의하면 세장비가 있는 노즐의 경우 플룸의 두께가 얇고 폭이 넓어 주위의 대기와 혼합이 증가되어 적외선 신호는 최대 50% 까지 저감되는 것으로 알려져 있다[21]. Taranis는 BAE

Systems 사에서 개발한 다목적 무인기로 Fig. 10에 제시되어 있다. Taranis는 2013년 영국에서 첫 비행을 시작하였으며, 추진기관으로 MK951 터보팬 엔진을 적용하여 최대 고도 11.5 km에서 8시간의 체공 능력을 갖추고 있다.

2.2 UAV 성능 특성

가스터빈 추진기관 성능 특성을 분석하기 위해 우선 항공기와 추진기관의 상관관계를 검토하였다. UAV와의 비교를 위해 대표적인 민간항공기와 군용항공기를 선정하여 비교 검토하였다[22]. Fig. 11에 wing loading에 대한 thrust loading이 제시되어 있다. thrust loading은 항공기의 이륙중량에 대한 추진기관의 최대추력을 나타내는 변수로, 항공기 동적 특성 및 비행성능 등의 요소를 결정하는 중요한 매개변수 중 하나이다. UAV의 경우 thrust loading 이 0.6 이하의 값을 가지고 있음을 확인할 수 있다. thrust loading 이 작을 경우 항공기 무게 대비 추력이 작은 수준 이어서 급격한 기동을 하 기 어려우며, 이것은 민간항공기의 여객기와 유사한 수준임을 알 수 있다. wing loading은 항공기의 날개 면적에 대한 이륙중량을 나타내는 변수로, UAV의 경우 400 kgf/m^2 이하의 값을 가지고 있음을 알 수 있다. 이러한 wing loading의 값은 민간 및 군용항공기보다 매우 낮은 값을 가지고 있어 UAV는 민간 및 군용항공기와 비교해 동체에 비해 날개 면적이 상대적으로 크다는 것을 알 수 있다. 따라서 대부분의 UAV는 상대적으로 작은 wing loading을 가지고 있어, 날개 면적이 크고, 아음속 비행 속도영역에서 운용되고 있음을 알 수 있다. Fig. 12에 UAV를 포함한 군용항공기의 최대 속도에 따른 항속시간(endurance) 데이터가 제시되어 있다. 민간항공기의 경우 항속시간이 다양하게 나타나 이 표에서는 제외하였다. 대부분의 UAV는 최대 속도가 1,000 km/h 이하의 값을 가지고 있으며, 항속시간은 5시간에서 최대 35시간까지로, 일반적인 군용기의 항속시간이 5시간 이하인 것과 비교하면 매우 장시간 비행하며 임무를 수행하는 것이 큰 차이점이라고 볼 수 있다. Fig. 13에 이륙중량과 W_E/W_{TO}의 데이터가 제시되어 있다. W_{TO}는 항공기 이륙중량이며 W_E는 연료 및 Payload를 제외한 기체 구조물과 항공기시스템의 중량을 나타내며, W_E/W_{TO}

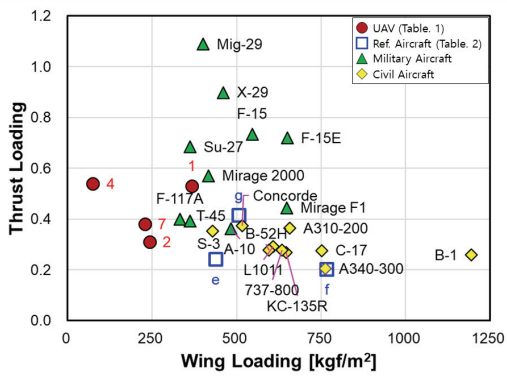

Fig. 11 Thrust Loading vs Wing Loading [22].

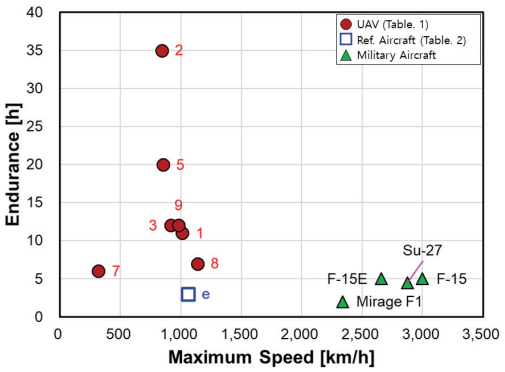

Fig. 12 Endurance vs Maximum Speed [22].

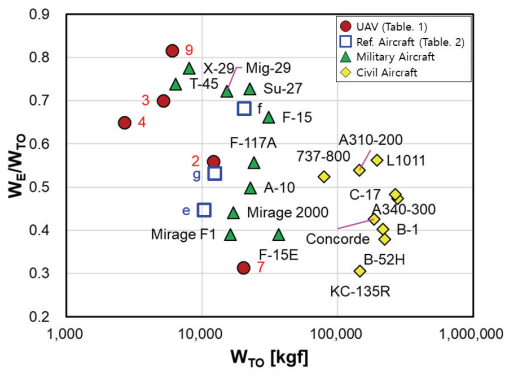

Fig. 13 Weight Fraction of UAV, Civil and Military Aircraft [22].

값이 작다는 것은 항공기에 연료 및 Payload를 많이 탑재할 수 있음을 의미한다. X-47B를 제외한 UAV는 대략 0.5~0.8 정도의 W_E/W_{TO} 값을 가지고 있어 0.3~0.6 정도의 값을 가지는 민간항공기와 차이가 나타나고, F-15, Mig-29 와 유사한 값을 가지고 있음을 볼 수 있다. Fig. 11, 12, 13에서 UAV의 비행 속도는 1,000 km/h 정도로 약 2,500 km/h의 속도를 가지는 F-15에 비해 매우 저속으로 비행하며, W_E/W_{TO}는 0.7 정도로 F-15와 유사하고, Global Hawk의 최대 항속시간은 약 35시간으로 매우 장시간 임무를 수행하는 특징을 가지고 있는 것으로 파악되므로, 기존의 군용항공기에서 요구하는 성능요구 조건과 다른 항공기의 설계 및 추진기관 특성이 요구된다고 판단된다.

2.3 가스터빈 추진기관

Table 1에 무인기에 적용된 터보팬 엔진의 특징을 정리하였으며, 각 엔진에 대한 제원을 제시하였다. F118-GE-100은 2-spool 터보팬 엔진으로 Fig. 14에 제시되어 있다. F118-GE-100은 1982년 Genral Electric 사에서 제작하였으며 Fan 3단, HPC 9단, HPT 1단, LPT 2단으로 구성되어 있으며, 엔진은 B-2 스텔스 무인 폭격기에 적용되어 있다. AE3007H은 2-spool 터보팬 엔진으로 Fig. 15에 제시되어 있다. AE3007H은 1991년 Genral Electric 사에서 제작하였으며 Fan 1단, HPC 14단, HPT 2단, LPT 3단으로 구성되어 있다. AE3007H 엔진은 RQ-4 Global Hawk와 MQ-4C Triton 무인기에 적용되어 있다. F124-GA-100는 저 바이패스비 터보팬 엔진으로 Fig. 16에 제시되어 있다. F124-GA-100은 1979년 Honeywell 사에서 제작하였으며, 고압 압축기에 축류 및 원심 압축기를 모두 사용하는 2-spool 엔진이다. F124-GA-100은 Fan 3단, HPC 4단 (axial), HPC 1단 (centrifugal), HPT 1단, LPT 1단으로 구성되어 있으며, X-45A 무인기에 적용되어 있다. JT15D-5C는 소형 터보팬 엔진으로 Fig. 17에 제시되어 있다. JT15D-5C는 1993년 PWC 사에서 제작하였으며 Fan 1단, HPC 1단, HPT 1단, LPT 2단으로 구성되어 있다. 이 엔진

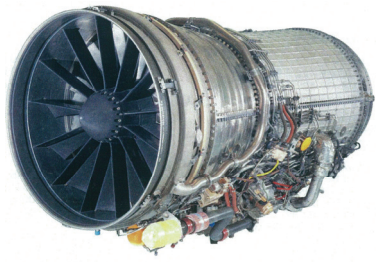

Fig. 14 F118 Engine [3].

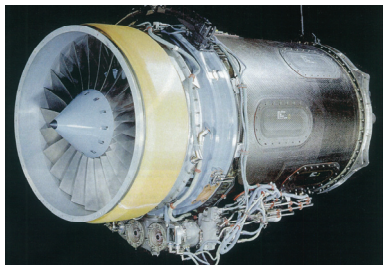

Fig. 15 AE3007 Engine [3].

Fig. 16 F124-GA-100 Engine [23].

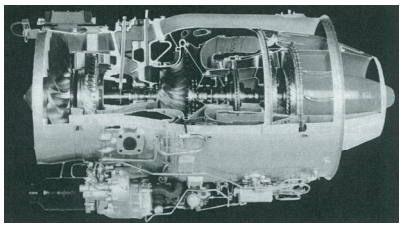

Fig. 17 JT15D-5 Engine [3].

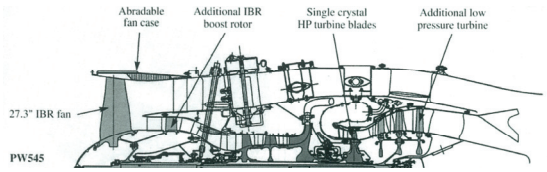

Fig. 18 PW545 Engine Cutaway [3].

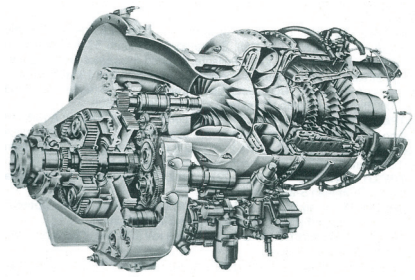

Fig. 19 TPE331-10U/-11U Engine [3].

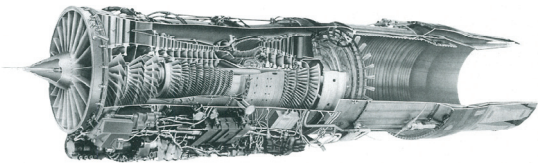

Fig. 20 F100-PW-220 Engine [3].

Fig. 21 F404-GE-102 Engine [3].

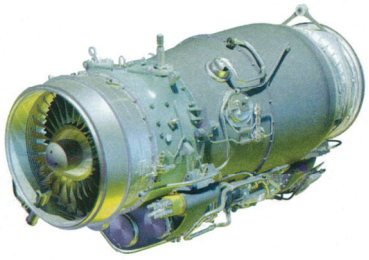

Fig. 22 MK 951 Engine [3].

은 군용 훈련기 Agusta S211, X-47 무인기에 적용되어 있다. PW545B는 2-spool 터보팬 엔진으로 엔진 단면이 Fig. 18에 제시되어 있다. PW545B는 2003년 PWC 사에서 제작하였으며 Fan 1단, HPC 2단, HPT 1단, LPT 3단으로 구성되어 있으며, PW545B는 Avenger 무인기에 적용되어 있다. TPE331-10은 single-shaft 터보프롭 엔진으로 Fig. 19에 제시되어 있다. TPE331-10은 1978년 Honeywell 사에서 제작하였으며, Compressor 2단, Turbine 3단으로 구성되어 있다. TPE331-10은 MQ-9 Reaper, Dornier Do 228, CASA 212-200 등 다양한 항공기에 적용되어 있다. F100-PW-220U는 2-spool 터보팬 엔진으로 Fig. 20에 제시되어 있다. F100-PW-220U는 2011년 Pratt&Whitney 사에서 제작하였으며 Fan 3단, HPC 10단, HPT 2단, LPT 2단으로 구성되어 있으며, X-47B 무인기에 적용되어 있다. F404-GE-102D는 2-spool 저 바이패스비 터보팬 엔진으로 Fig. 21에 제시되어 있다. F404-GE-102D는 2006년 General Electric 사에서 제작하였으며 Fan 3단, HPC 7단, HPT 1단, LPT 1단으로 구성되어 있다. 이 엔진은 F404-GE-102 엔진에서 afterburner를 제거한 버전으로 Phantom Ray와 X-45C 무인기에 적용되어 있다. MK 951은 2-spool 터보팬 엔진으로 Fig. 22에 제시되어 있다. MK 951은 2002년 Rolls-Royce Turbomeca 사에서 제작하였으며, Fan 2단, HPC 5단, HPT 1단, LPT 1단으로 구성되어 있다. MK 951은 MK 951H 엔진으로 추력이 증가하여 2006년 개발을 완료하였다. MK 951은 Taranis에 적용되어 있으며, MK 951H는 nEUROn에 적용되어 있다.

2.4 UAV 가스터빈 추진기관 성능 특성

무인기에 적용된 추진기관을 기존의 민간 및 군용항공기의 추진기관과 성능 비교 분석 수행하기 위하여 Table 1에 제시된 UAV 추진기관과 유사한 성능을 갖는 상용 가스터빈 엔진의 제원을 정리하여 Table 2에 제시하였다. 압력비에 따른 SFC의 상관관계는 Fig. 23에 제시되어 있다. 동일한 엔진 형식에서 압력비가 커질수록 SFC는 감소하는 경향을 가지고 있으나, 무인기에서는 그 경향성을 파악하기 어렵다. 그 이유는 무인기

Table 2. Ref. Engine Parameters [3].

Engine Name (no.)	MK151 (a)	F100-GE-100 (b)	PW305A (c)	AI-22 (d)	AI-222-25 (e)	RB199 MK103 (f)	RD-93 (g)
Year	1975*	1986**	1992*	1999***	2003***	2003**	2005**
Manufacture	Rolls Royce Turbomeca	General Electric	Pratt & Whitney Canada	Ivchenko-progress ZMKB	Ivchenko-progress ZMKB	Trubo-Union	Klimov Corporation
Application	Hawk ZA101	TBD	Learjet 60	Tu-324	Yak-130	Tornado GR4	JF-17 Thunder
Stage Number	Fan 2 HPC 5 HPT 1 LPT 1	Fan 3 HPC 9 HPT 1 LPT 2	Fan 1 HPC 4 HPT 2 LPT 3	Fan 1 LPC 5 HPC 7 HPT 1 LPT 3	Fan 2 HPC 8 HPT 1 LPT 1	LPC 3 HPC 6 HPT 1 LPT 2	LPC 4 HPC 9 HPT 1 LPT 1
Max. Thrust [kN] (@ Sea Level Static)	23.1 (5,240 [lbf])	78.06 (17,530 [lbf])	20.81 (4,679 [lbf])	41.18 (9,259 [lbf])	24.51 (5,511 [lbf])	40.48 (9,100 [lbf])	50.42 (11,340 [lbf])
SFC [g/s/kN] (@ Max. Thrust)	19.2 (0.71 [lbm/h/lbf])	18.13 (0.64 [lbm/h/lbf])	10.99 (0.39 [lbm/h/lbf])	10.5 (0.37 [lbm/h/lbf])	18.09 (0.64 [lbm/h/lbf])	18.4 (0.65 [lbm/h/lbf])	21.8 (0.77 [lbm/h/lbf])
BPR	0.79	0.76	4.3	TBD	1.18	1.0	0.49
OPR	10.9	30.4	19	22.5	15.4	23.5	21
Mass Flow Rate [kg/s]	42.64	122.4	unknown	159.6	49.4	74.6	unknown

*Certificated, **Rolled out, ***First run

의 엔진의 경우 대부분 터보팬 엔진 형식으로 바이패스비가 SFC에 큰 영향을 주기 때문이다. F404-GE-102D 엔진의 경우 OPR 은 26으로 높은 값을 가지나 SFC는 23.71 g/s/kN (0.84 lbm/h/lbf) 으로 큰 값을 가지며, AE3007 엔진의 경우 OPR은 23 정도이며, SFC는 9.35 g/s/kN (0.33 lbm/h/lbf) 로 가장 낮은 값을 보이고 있다. 그 이유는 F404-GE-102D 엔진의 경우 바이패스비는 0.27이며, AE3007 엔진의 경우 4.8 정도로 큰 차이를 보이고 있기 때문으로 판단된다. 대부분의 UAV 추진기관의 OPR 값은 10~30을 가지고 있으며, 기존의 민간항공기 및 군용항공기와 비슷한 성능을 갖고 있음을 확인하였다. UAV 중 가장 높은 OPR을 보이는 추진기관은 B-2의 F118-GE-100 엔진으로 35.1 값을 가지고 있음을 확인하였다. 또한, SFC의 경우 정찰을 목적으로 고고도에서 장기체공의 임무를 수행하는 RQ-4 Global Hawk의 AE3007H 엔진이가장 낮은 9.35 g/s/kN (0.33 lbm/h/lbf) 값을 가지고 있으며, Phantom Ray의 F404-102D 엔진의 경우 가장 높은 23.71 g/s/kN (0.84 lbm/h/lbf) 값을 가지고 있음을 확인하였다. BPR에 따른 SFC는 Fig. 24에 제시되어 있으며, BPR 값이 증가함에 따라 SFC 값이 감소하는 일반적인 경향이 있음을 확인할 수 있다. RQ-4 Global Hawk의 AE3007H 터보팬 엔진의 경우 가장 높은 BPR 값인 4.8과 가장 낮은 SFC 값인 9.35 g/s/kN (0.33 lbm/h/lbf) 값을 보이고 있으며, 이러한 성능은 UAV가 고고도에서 장시간 체공할 수 있는 주요한 엔진 설계변수라고 판단된다. 또한, 고 바이패스비를 갖는 터보팬엔진의 경우 적외선 신호를 감소시키는 장점을 가지고 있다. 바이패스비에 따른 적외선 신호의 특성은 최근 국내 실험연구에서도 확인 된 바 있다[24].

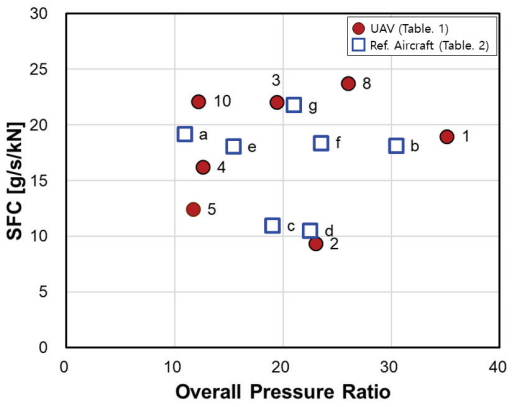

Fig. 23 SFC at Max. Thrust vs Overall Pressure Ratio.

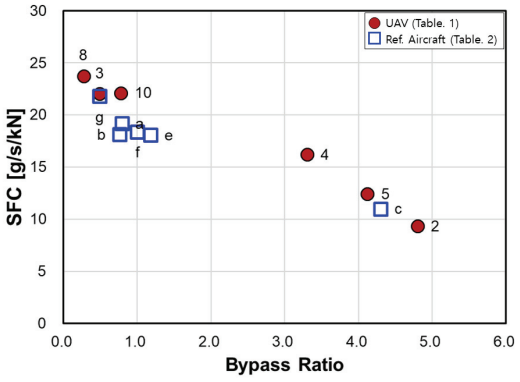

Fig. 24 SFC at Max. Thrust vs Bypass Ratio.

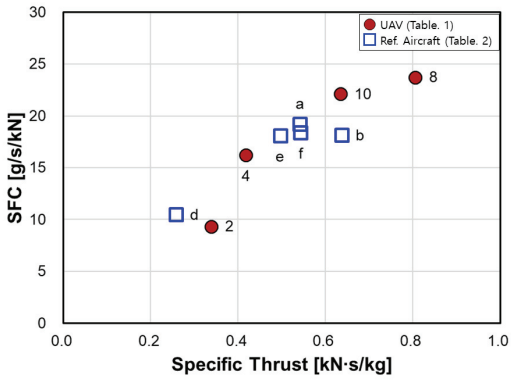

Fig. 25 SFC at Max. Thrust vs Specific Thrust.

이와 반대로 Phantom Ray의 F404-GE-102D 터보팬 엔진의 경우 가장 낮은 BPR 값인 0.27과 가장 높은 SFC 값인 23.71 g/s/kN (0.84 lbm/h/lbf) 값을 보이고 있다. 이 엔진의 경우 1960년대 말 개발이 시작된 F404 엔진을 단일엔진을 채택하는 항공기에 적용할 수 있게 개조된 것으로 기존 엔진의 파생형에 따른 성능한계가 있는 것으로 판단된다. 비추력에 따른 SFC는 Fig. 25에 제시되어 있다. 비추력 값이 증가함에 따라 SFC 역시 증가하는 경향을 확인할 수 있다. 가장 낮은 비추력과 SFC 값을 보이는 추진기관은 RQ-4 Global Hawk의 AE3007H 엔진으로 비추력은 0.35 kN·s/kg 의 값을 가지고 있음을 확인하였다. 또한, 가장 큰 비추력을 보이는 추진기관은 Phantom Ray의 F404-GE-102D이며, 0.81 kN·s/kg 의 값을 가지고 있음을 확인하였다. 비추력은 터보팬 엔진에서 터빈입구온도가 증가할수록, 바이패스비가 작을수록 커지는 경향이 있으며[25], 무인기 엔진의 경우도 같은 경향성을 보여주고 있음을 알 수 있다.

3. 결 론

현재 해외에서 개발이 진행되고 있거나 완료된 UAV의 임무 및 성능을 검토하고, 각각의 UAV 추진기관의 성능 특성을 분석하였다. 검토한 UAV는 총 10 종으로 무인기에 대한 임무, 최대 운용 고도 및 운용 시간 등의 제원을 조사하였으며, 추진기관의 성능 및 설계 파라미터에 대한 분석을 수행하였다. 또한, UAV 성능 특성을 분석하고자 대표적인 민간항공기 및 군용항공기를 선정하여 비교 검토하였다. 그 결과 UAV의 thrust loading은 0.6 이하의 값을 보이며, 민간항공기와 유사한 수준임을 확인하였다. UAV의 wing loading은 400 kgf/m2 이하의 값을 가지고 있으며, 민간항공기 및 군용항공기와 비교해 UAV의 경우 동체에 비해 날개 면적이 상대적으로 크다는 것을 알 수 있으며, 아음속 비행 속도영역에서 운용되고 있음을 확인하였다. 또한, 대부분의 UAV의 비행 속도는 1,000 km/h 이하의 값으로 민간 및 군용항공기에 비해 상대적으로 느리지만 항속시간의 경우 일반

적인 군용기가 5시간 이하인 것과 비교하여 UAV는 5시간에서 최대 35시간으로 큰 값을 가지고 있음을 알 수 있다.

UAV에 적용된 가스터빈 추진기관의 성능분석 결과 대부분의 UAV 추진기관의 OPR은 10~30의 값을 가지고 있으며, 기존의 군용항공기 및 민간항공기와 비슷한 제원을 갖고 있음을 확인하였다. BPR가 증가함에 따라 SFC는 감소되는 일반적인 경향이 있음을 확인하였으며, 고고도에서 장시간 체공하여 임무를 수행하는 RQ-4 Global Hawk의 AE3007H 엔진의 경우 BPR이 4.8로 큰 값을 가지고 있었으며, 이때 SFC는 9.35 g/s/kN (0.33 lbm/h/lbf)로 우수한 값을 가지고 있음을 확인하였다. 비추력이 증가함에 따라 SFC는 증가하는 경향을 보이고있다. AE3007H 엔진의 경우 비추력이 0.35 kN·s/kg로 Phantom Ray의 F404-GE-102D 엔진의 비추력 0.81 kN·s/kg 보다 낮은 값을 가지고 있어 UAV의 경우 임무에 따른 비추력 즉 엔진의 직경은 다양하게 변화될 수 있음을 알 수 있다.

본 연구 결과는 추후 국내 UAV 관련 기술 개발 연구에 기초 연구 자료로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 항공 피탐지 감소기술 특화연구실 사업의 일환으로 수행되었습니다.

References

1. Yoo, H.J., “Military UAV System and Technical Development Roadmap,” *KASA Magazine*, Vol. 7, No. 2, pp. 7-15, 2013.
2. Yang, J.A., Jeon, K.S., Lee,. J.W. and Kim. S.H., “The Suggestion for Next Generation UAV Design Concept Based on Military UAV Present and Development Forecast,” KSAS Conference, Jeju, Korea, pp. 1225-1228, November 2014.
3. Mark Daly, *Jane’s Aero-Engines 2017-2018*, 3rd ed., IHS Inc., Coulsdon, United Kingdom, 2017.
4. Choi, H.H., “High Altitude Long Endurance UAV,” Defense & Technology, No. 408, pp. 14-27, 2013.
5. Jo, S.Y, “무인항공기 효율적 운용방안 연구,” Defense & Technology, No. 477, pp. 90-97, 2018.
6. An. O.S., Oh, K.R., Hong, S.B., Youn, W.K. and Ju. J., “UAV Technology and Variey of Applications/Market Forecast,” KSAS Conference, Jeju, Korea, pp. 985-993, November 2015.
7. Ha, S.Y., “Aerospace Industry,” *Korea Aerospace Industries Association*, No. 127, pp. 82-85, 2017.
8. Wang, G., “Key Parameters and Conceptual Configuration of Unmanned Combat Aerial Vehicle Concept,” Chinese Jornal of Aeronautics, Vol. 22, No. 4, pp. 393-400, 2009.
9. “B-2,” retrieved 20 Mar. 2020 from https://ko.wikipedia.org/wiki/%EB%85%B8%EC%8A%A4%EB%9F%BD_%EA%B7%B8%EB%9F%AC%EB%A8%BC_B-2_%EC%8A%A4%ED%94%BC%EB%A6%BF.
10. “Global Hawk,” retrieved 20 Mar. 2020 from https://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_Grumman_RQ-4_Global_Hawk.
11. “X-45A,” retrieved 20 Mar. 2020 from https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-45.
12. “X-47A,” retrieved 20 Mar. 2020 from https://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_Grumman_X-47A_Pegasus.
13. “Avenger UAV,” retrieved 10 Jan. 2020 from https://en.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_Avenger.
14. “MQ-Reaper,” retrieved 20 Mar. 2020 from https://ko.wikipedia.org/wiki/MQ-9_%EB%A6%AC%ED%8D%BC.

15. “X-47B,” retrieved 20 Mar. 2020 from https://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_Grumman_X-47B.
16. “Phantom Ray,” retrieved 10 Jan. 2020 from https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Phantom_Ray.
17. “nEUROn UAV,” retrieved 20 Mar. 2020 from https://en.wikipedia.org/wiki/Dassault_nEUROn.
18. “Taranis UAV,” retrieved 10 Jan. 2020 from https://en.wikipedia.org/wiki/BAE_Systems_Taranis.
19. Hromisin, S.M., McLaughlin, D.K. and Morris, P.J., “Aft Deck Effects on the Aeroacoustics of Dual-Stream Supersonic Jets,” *AIAA SciTech 2020 Forum*, Orlando, U.S.A., AIAA 2020-1249, January 2020.
20. An, C.H., Kang, D.W., Baek, S.T., Myong, R.S., Kim, W.C. and Choi, S.M., “Analysis of Plume Infrared Signatures of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle,” *Journal of Aircraft*, Vol. 53, No. 6, pp. 1-11, 2016.
21. An, S.Y., Kim, W.C. and Oh, S.H., “A Study of the Effect of Enigne Nozzle Configuration on the Plume IR Signature,” *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 8, pp. 688-694, 2012.
22. Mattingly, J.D., Heiser, W.H. and Pratt, D.T., *Aircraft Engine Design*, 2nd ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., Reston, Virginia, U.S.A., 2002.
23. “F124-GA-100,” retrieved 10 Jan. 2020 from https://en.wikipedia.org/wiki/Honeywell/ITEC_F124.
24. Joo, M.L., Jo, S.P., Choi, S.M. and Jo. H.N., “An Experimental Study of the Infrared Signal for Exhaust Plume with Bypass Ratio,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 5, pp. 1-9, 2019.
25. *The Jet Engine*, Rolls-Royce, 2005.