

## 유도탄용 공기흡입식 추진기관 기술분석

임진식\* · 최민수\*

### Review on Airbreathing Propulsion Technology for Missile Application

Jin Shik Lim\* · Min Soo Choi\*

#### ABSTRACT

제트엔진을 중심으로 유도탄용 아음속 공기흡입식 추진기관의 실례를 분석하고, 그 개발에 소요되는 기술의 현황과 전망을 기술하였다. 여기에 서술한 내용은 동종의 유도탄 뿐만 아니라, 무인항공기나 소형 항공기의 추진기관에 대한 기술적 이해에 도움이 될 것이다.

#### 초 록

Technical status and prospect of the subsonic airbreathing propulsion system composed of jet engine for missile application are described herein, including analysis of some present airbreathing missiles. Comprehension on this can be applicable both to know deeply about the same type missiles and to get some basic idea of unmanned air vehicle's and light aircraft's propulsion system.

#### 1. 서 론

일반적으로, 유도탄은 그 외형을 형성하는 기체구조물 내에 탄두, 유도조종장비, 계측장비, 전원공급장비, 추진기관으로 구성된다. 그런데 유도탄의 추진기관은 대부분 로켓모터를 채용하는 것이 일반적이나, 일부 유도탄의 경우는 발사후 비행시는 램제트(Ramjet) 엔진이나 가스터빈 엔진(Turbojet/Turbofan, 통칭 제트엔진)을 사용한다. 램제트 엔진은 Mach 약 2.5 이상의

초음속으로 비행하는 유도탄에 적용되며, 제트엔진은 아음속 유도탄에 주로 적용된다. 따라서 아음속 유도탄의 제트엔진 및 관련 시스템은, 중대형 무인항공기와 마찬가지로, 기본적으로 항공기의 그것과 매우 유사하다. 램제트 엔진이나 제트엔진은 공히 로켓모터와 달리 연료의 연소를 위한 산화제로서 대기를 흡입(Airbreathing)하여 사용하므로, 이러한 추진기관을 갖는 유도탄을 공기흡입식 유도탄이라고 일컫는다. 공기흡입식 추진기관을 사용하는 유도탄은 로켓모터를 주추진기관(Main Engine)으로 사용하는

\* 국방과학연구소(Agency for Defense Development)

유도탄과는 그 외형 및 탑재장비간의 구성이 상당히 다르므로, 이를 개발 또는 운용하기 위해서는 먼저 그 추진기관 및 주변 시스템에 대한 이해가 선행되어야 할 것이다.<sup>1)</sup>

현재 아음속 공기흡입식 유도탄은 미국, 영국, 프랑스, 러시아 등 많은 선진 제국에 의해 개발, 배치, 운용되고 있으며, 우리나라 해군에서도 미국 McDonnell Douglas사의 Harpoon 함대함 유도무기체계를 도입, 운용하고 있다. 또한 전술한 바와 같이 공기흡입식 유도탄은 추진기관의 관점에서도 항공기 기술과 매우 유사하여, 현재 항공산업의 경험을 갖고 있는 많은 국가에서 그 개발을 도모하고 있다. 여기서는 유도탄용 아음속 공기흡입식 추진기관 시스템에 대하여 선진국의 유사 유도탄을 중심으로 기술분석하고, 그 향후 발전방향을 전망하여, 국내 관심과 이해를 증진시키고자 한다.

## 2. 본 론

### 2.1 시스템 구성

앞서 언급하였듯이, 일반적으로 유도탄의 추진기관은 그 유도탄의 비행방식에 따라 표 1.과 같이 분류할 있다. 즉, 탄도비행을 할 경우는 대기를 산화제로 활용하기 곤란하므로 각 단(Stage) 공히 로켓모터를 추진기관으로 사용하며, 순항비행 유도탄의 경우는 1단 추진기관으로 로켓모터를 사용하고, 중기비행용 2단 추진기관은 거의 대부분 공기흡입식인 제트엔진을 사용한다. (그러나 프랑스 Aerospatiale사의 Exocet 함대함 유도탄은 로켓모터를 2단 추진기관으로 사용하여 비행하는 유도탄이다.) 공기흡입식 추진기관 중에서도 램제트 엔진은 Mach 2.5 이상의 초음속 비행에 적절히 사용되고 있으며, 최근에는 유도탄용 터보제트 엔진도 초음속 비행이 가능하도록 개발이 시도되고 있다.<sup>2)</sup>

Fig. 1은 일반적인 공기흡입식 유도탄의 추진기관의 구성도이다. 즉 1단 추진기관(Booster)인 로켓모터는 약 3~10여 초간 연소(Burning)하고

분리되며, 이후 2단 추진기관(Sustainer)인 엔진은 점화절차를 거쳐 시동되어 비행이 종료될 때까지 연소하게 된다. 그림에서 보여주듯이, 엔진의 앞에는 항상 공기흡입식 유도탄의 두드러진 특징인 공기흡입관(Air Intake)이 존재하게 되어, 여타의 유도탄과 형상, 비행특성 등이 차별화된다.

표 1. 유도탄 추진기관의 분류

추진기관 구분		Booster (1단)	Sustainer (2단)
추진기관	비공기흡입식	Rocket	Rocket
	공기흡입식	Rocket	Jet Engine (Turbo, Ram, Hybrid)
비행방식	탄도비행	Rocket	Rocket
	순항비행	Rocket	Jet Engine (Ram, Turbo, Hybrid)
비행속도	아음속	Rocket	Rocket, Jet Engine(Turbo)
	초음속	Rocket	Rocket, Jet Engine (Turbo, Ram, Hybrid)

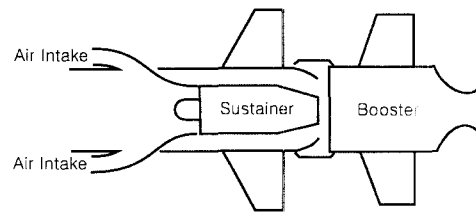


Fig. 205 아음속 공기흡입식 유도탄의 추진기관 구성

아음속 공기흡입식 추진기관 시스템은 주로 Fig. 2와 같이 배치, 구성된다. 즉 제트엔진이 유도탄의 최후단 기미부에 위치하고, 그 앞에 공기흡입관이 붙어 있으며, 또 그 앞에 연료탱크가 위치하여 서로 맞물려 기능하고 있다.<sup>1)</sup>

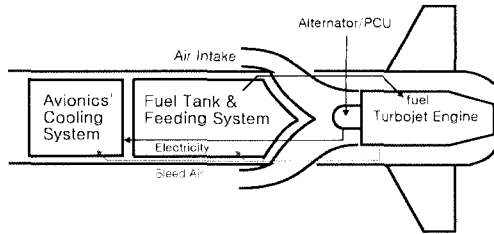


Fig. 206 전형적인 추진기관 시스템의 구성

Fig. 3은 현존하는 아음속 공기흡입식 유도탄의 실례를 보여준다. (a)는 Harpoon 함대함 유도탄의 내부 배치를 보여주고 있다. 그림에서 보듯이 1,2단 추진기관이 직렬로 연결되어 있으며, 엔진은 기미부가 꼭 차도록 장착되어 있다. 연료탱크는 엔진의 앞에 공기흡입관 주변으로 구성되어 있는 등, 추진기관 시스템이 유도탄 공간의 약 60% 이상을 차지하고 있다.

(b)는 미국 General Dynamics사의 Tomahawk 지대지 유도탄의 내부배치 형상이다. Harpoon과 마찬가지로 1,2단 추진기관인 로켓모터와 제트엔진이 직렬로 연결되어 있으며, 공기흡입관은 엔진 앞에 붙어 있어, 유도탄의 발사 전에는 탄 안에 접혀 있다가 발사후 탄 외부로 전개, 노출되게 되어 있는 점이 특색이다. 연료탱크는 공기흡입관 주위로부터 훨씬 앞까지를 차지하고 있어, 유도탄 내에 추진기관 시스템이 차지하는 공간이 Harpoon의 그것보다 훨씬 크게 보인다.

(c)는 프랑스 Matra Defense사의 Otomat 함대함 유도탄이다. 1단 추진기관인 로켓모터 2개가 유도탄 옆구리에 붙어 있어 엔진이 시동 완료된 상태로 발사되며, 엔진의 보기류(Sub-accessories)인 연료/오일 시스템 등은 통상의 경우와 달리 엔진 전방에 붙어 있는 4갈래형(Four Branch Type) 공기흡입관의 출구 주변에 설치되어 있다. 이는 본래의 위치인 엔진의 압축기 주변 저온부(Cold Section)를 유도탄 기미부 외부에 붙여 있는 조종날개를 움직이는 4개의 구동기(Actuators)에 제공할 수 밖에 없었던 설계상황에 기인하는 것으로 보인다.

(d)는 프랑스 Matra Defense사의 Apache 공대지 유도탄이며 (e)는 영국 British Aerospace사의 Sea Eagle 공대함 유도탄이다. Sea Eagle 유도탄은 공기흡입관 위쪽에 위치한 연료탱크 내부에 연료승압펌프(Fuel Boost Pump)가 눈에 띈다. Apache와 Sea Eagle 공히 1단 추진기관이 보이지 않는데, 이는 모두 공중에서 비행체로부터 발사되므로 초기 발사추력이 따로 필요가 없기 때문이다.

(f)는 중국에서 개발한 Silk Worm(C201W) 함대함 유도탄이다. 이 유도탄의 발사추력은 기체 기미부 하단에 장착된 전형적인 JATO(Jet Assisted Take Off)형 로켓엔진을 통해 얻으며, 터보 제트 엔진으로 비행한다. 이 유도탄은 동종 타 유도탄에 비해 직경대 길이의 비가 커서 마치 누에같이 생겼다 하여 서방측에서 붙인 이름이 Silk Worm이다.<sup>3)</sup>

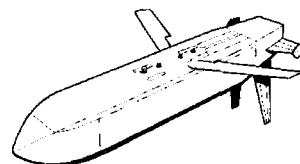


(a) Harpoon (미국/함대함)

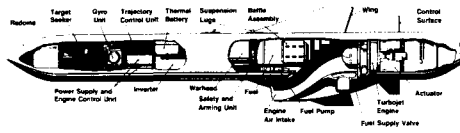


(b) Tomahawk (미국/지대지)

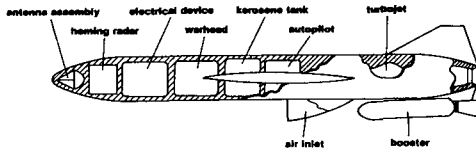
(c) Otomat (프랑스/함대함)



(d) Apache (프랑스/공대지)



(e) Sea Eagle (영국/공대함)



(f) Silk Worm (중국/함대지)

Fig. 3 아음속 공기흡입식 유도탄의 구성 예<sup>3)</sup>

## 2.2 역할

모든 항공기가 그렇듯이, 유도탄도 순항에 필요한 추력에 더하여 일정한 모드(Mode)의 기동(Maneuver)을 위한 추력을 필요로 한다. 따라서 유도탄용 제트엔진은 이러한 기동추력을 만족하는 추력급의 엔진을 채택해야 한다. 다만, 항공기가 필요로 하는 최대추력인 이륙추력(Take-Off Thrust)은 유도탄의 경우 이를 1단 추진기관인 로켓모터가 담당하므로, 동일한 기체 총중량에 대한 엔진의 추력이 항공기의 그것에 비해 훨씬 작다. 즉 현재 세계적으로 아음속 공기흡입식 유도탄용 제트엔진의 추력급은 대개 1,000 lbf정도 이하이나, 소형 Commuter급 항공기라 하더라도 약 3,000 lbf 내외의 엔진을 쌍발로 적용하게 된다.

좀더 구체적으로 예를 들면, 민간항공기인 B-747의 경우 4발중 1개 엔진의 이륙추력이 GE C F6-80A 기준하여 48,000 lbf이나 그 순항추력은 10,320 lbf로서, 최대추력이 순항추력의 4.65배에 달한다. 또한 Business Jet 기에 장착되는 Allied Signal사의 TFE731-60 엔진은 그 최대추력이 5,000 lbf로서 그 순항추력인 1,120 lbf의 4.46배에 달한다. 이에 비해 Harpoon 유도탄용 엔진인 T edelyne CAE사의 J402-CA-400 엔진의 경우 최

대추력은 680 lbf, 순항추력은 581 lbf로서, 최대 추력 대 순항추력의 비가 1.17에 그치고 있다.<sup>4)</sup>

또한, 제트엔진은 로켓모터나 램제트 엔진과 달리 그 내부에 회전자(Rotor)를 갖고 있어 그 축동력을 취출할 수 있으며, 흡입한 공기중 일부도 추력 생성 외의 목적으로 전용할 수 있다. 즉 제트엔진의 회전축에 발전기(Alternator)를 연결하여 유도탄내 탑재장비가 소요하는 전력을 생산하기도 하며, 항공기의 보조동력장치(APU)와 같이 흡입/압축된 공기중 일부를 취출하여 유도탄내 탑재 전자장비의 냉각용으로 제공하기도 한다.

예를 들어, Harpoon 유도탄의 전력소요는 비행시간이 짧아 유도탄내 탑재된 전지(Battery)로 전부 공급하므로 그 엔진인 J402-CA-400에는 Alternator를 장착하지 않았으나, 동 엔진의 RPV용 version인 J402-CA-700에는 Alternator를 장착하여 탑재장비가 필요로 하는 28V의 직류전력을 공급해 준다. Apache 유도탄에 장착되는 TRI 60-30 엔진에도 역시 Alternator가 장착되는데, 그 전압조정기(Power Conditioning Unit)는 Alternator에서 생성된 교류전류를 28V 및 56V 등 두가지 전압의 직류로 정류하여 유도탄내로 공급한다. 이는 28V는 탑재 전자장비용으로 공급하고, 56V는 전력을 많이 소모하는 공력 제어면(Aerodynamic Control Surfaces) 구동용 구동기(Actuators) 등에 공급하여 전력의 효율을 높이기 위함이다.

Tomahawk 유도탄의 관성항법장치(Inertial Navigation System)는 일정 용량의 냉각을 필요로 하는 발열체이다. 보통 전자장비의 냉각에는 Peltier 소자를 사용하는 전자식 냉각방식을 많이 사용한다. 그러나, Tomahawk의 관성항법장치의 냉각용량은 비교적 커서, 엔진이 흡입한 공기중 일부를 열교환기와 Air Cycle Machine, Regulation Valves 등으로 구성된 냉각장치를 통과시켜 온도와 압력을 조정하여 이에 주입, 순환시킨 후 방출하는 방식을 적용한다.

연료탱크에 들어있는 연료는 대개 탱크 내에 들어 있는 승압펌프(Fuel Boost Pump)의 작동

으로 엔진으로 이송된다. 그러나 이 때에도 연료소모로 인해 빈 연료탱크의 공간을 채워 승압 펌프의 입구압력조건을 맞춰주기 위해서 엔진의 Bleed Air를 이용한 탱크내의 여압(Pressurization)이 필수적이다. 어떤 경우에는 이 여압력 만으로 탱크내 연료를 엔진으로 이송하기도 하나, 다양한 비행 모드에서의 연료 이송압력 유지를 위해서는 승압펌프의 적용이 절대 유리하다.

이와 같은 냉각, 여압 등에 소모되는 흡입공기는 총 흡입공기량의 약 1% 내외를 유지하여, 엔진의 제일 기능인 추력 발생에 주는 영향을 최소화하는 것이 필요하다.<sup>3)</sup>

### 2.3 설계 분석

표 2는 세계적으로 많이 알려진 아음속 유도탄용 소형 제트엔진을 정리한 것이다. 미국의 Tomahawk 유도탄을 제외하고는 전부 Turbojet형 엔진을 장착하고 있다. Tomahawk의 경우 그 사거리가 1,000 km 내외이므로, 연료소모율을 줄이기 위해 Turbofan형 엔진을 사용하고 있다. 중국의 Silk Worm 유도탄은 그 사거리와 직경으로 볼 때 굳이 상대적으로 복잡하고 가격이 훨씬 비싼 Turbofan형 엔진을 사용할 필요는 없는 것으로 판단된다. 표에서 나열된 유도탄용 제트엔진의 추력은 1,000 lbf 이하인데, 최근에는 소형/경량화 기술이 발달하여 이보다 약 20~30 %의 추력이 향상된 엔진이 개발, 적

용되고 있는 추세이다.

Fig. 4는 표 2에 나열된 엔진들의 형상을 보여주고 있다. (a)는 Harpoon 유도탄에 적용된 J402-CA-400 축류/원심 복합형(Axial-Centrifugal Compressor) 단축(Single Spool) 터보제트 엔진이다. 그림에서 보듯이, 공중시동 초기 엔진 로터의 크랭킹(Cranking)을 위해 화약식 고압가스 공급기(Pyrotechnique Starter Cartridge)와 화약식 점화기(Pyrotechnique Ignitor)가 각각 두 개씩 적용되고 있는데, 이런 화약류 부품은 유도탄용 엔진의 두드러진 특징중 하나이다.

(b)는 Tomahawk 유도탄에 적용되는 F107-WR-400 축류/원심 복합형(Axial-Centrifugal Compressor) 복축(Twin Spool) 터보팬 엔진이다. 이 엔진은 유도탄내에 일정 각도로 숙여서 장착되므로, 추력방향을 비행방향에 맞추기 위해 추진노즐을 그림과 같이 구부러 제작한다. 보이는 바와 같이 연료 및 오일 등의 보기류들은 엔진의 저온부(Cold Section)에 해당하는 압축기 주변에 붙어 있는데, 이들은 엔진 회전축과 기어열(Gear Train)로 연결되어 작동된다.

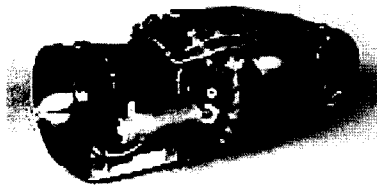
(c)는 Otomat 유도탄에 장착되는 Turbomeca사의 Arbizon III 축류/원심 복합형 단축 터보제트 엔진이다. 그림에서는 오일탱크 외 엔진 보기류들이 보이지 않는데, 이는 유도탄에 장착될 때는 Fig. 3-(c)와 같이 보기류가 엔진과 떨어져서 기체의 흡입관 앞부분으로 이동 배치되

표 2 유도탄용 제트엔진의 개요<sup>3)</sup>

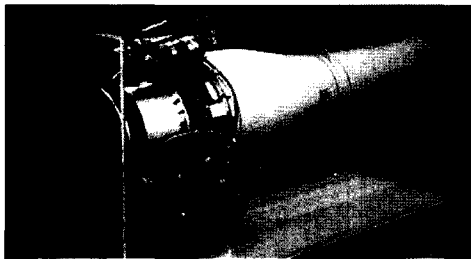
엔진 유도탄	명칭	제작사	형식	추력 [lbf]	개발연도
Harpoon	J402-CA-400	Teledyne CAE(미국)	단축, 축류/원심형 터보제트	680	1972
Tomahawk	F107-WR-400	Williams Int'l(미국)	복축, 축류/원심형 터보팬	600~1,000	1976
Otomat	ArbizonIII	Turbomeca(프랑스)	단축, 축류/원심형 터보제트	840	1972
Apache	TRI60-30	Microturbo(프랑스)	단축, 축류형 터보제트	1,000	1987
Sea Eagle	TRI60-2	Microturbo(프랑스)	단축, 축류형 터보제트	780	1972
Silk Worm	NA	CNPMIEC(중국)	NA	NA	NA

기 때문이다.

(d)는 영국의 Sea Eagle 유도탄에 장착되는 프랑스 Microturbo사의 TRI 60 축류형 단축 터보제트 엔진이다. 이 엔진은 세계 시장에 널리 판매되고 있는 모델로서, 자국 Matra Defense사의 Apache(Storm Shadow 유도탄의 전신) 유도탄 및 스웨덴 SAAB사의 RBS 15 함대함 유도탄 등 뿐만 아니라, 표적기(Target Drone)인 프랑스 Aerospatiale사의 C22와 미국 Beech Aircraft사의 MQM-107B 등에도 적용된다. 이 엔진은 각 적용기체의 요구조건에 따라 추력, 노즐형상, 장착부(Mounting Bracket), 발전용량, 오일, 연료, 점화 장치 등 보기류 및 제어기 등의 형식이 약간씩 수정되어 제작되고 있다.<sup>3)</sup>



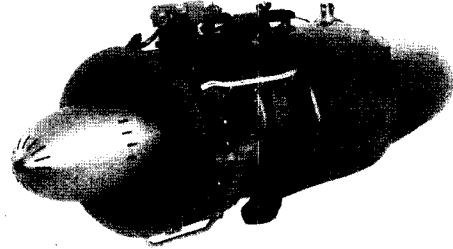
(a) J402-CA-400



(b) F107-WR-400



(c) Arbizon III



(d) TRI 60



(e) J-102

Fig. 4 유도탄용 제트엔진

#### 2.4 개발 절차

제트엔진을 중심으로 연료계통 및 공기흡입관 등으로 이루어지는 유도탄용 추진기관은 유도탄의 형상 및 구성, 임무 등의 설계결과에 따라 그 설계요구조건과 구속조건이 결정된다. 즉 Fig. 5에서 보듯이, 모든 개발절차는 유도탄의 형상설계에 의한 제트엔진 등 추진기관 시스템에 대한 요구조건이 제시되는 것으로부터 시작된다.

유도탄의 형상설계결과 주어지는 설계요구조건 등 정보는 대략 다음과 같다. 우선 제트엔진에게는 그 최대/최소 추력과 연료소모율, 가감속율, 허용크기(직경×길이) 및 중량, 발전용량 등이 우선 제공된다. 제트엔진 개발팀은 이런 요구조건을 들고 엔진의 개념형상설계(Conceptual Configuration Design)에 착수하게 되는데, 그 개념설계의 결과는 유도탄의 개념형상설계에 즉시 반영되어 필요한 경우 둘 사이에서 설계절층의 과정을 겪게 된다.

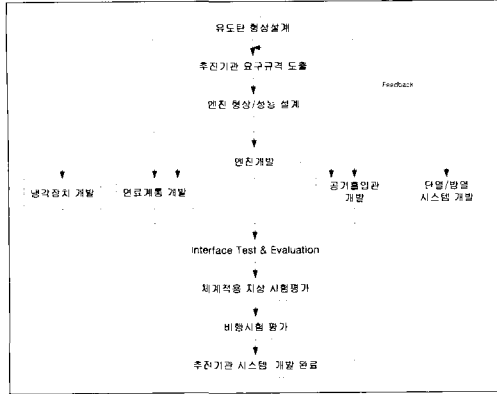


Fig. 5 유도탄용 추진기관 시스템 개발절차

유도탄과 엔진의 상세설계 등 개발을 진행하게 되면 연료계통과 공기흡입관 등에게도 상세한 설계요구조건이 제공되게 된다. 우선 연료계통 개발자에게는 유도탄의 임무 및 내부배치 설계로부터 비행중 기동조건 및 가용공간의 형상, 용적 등이 제공되고, 엔진으로부터는 엔진의 연료 시스템 입구에서의 연료압력 및 유량 등 요구조건이 전달된다. 연료계통의 개발팀은 이러한 요구조건을 분석하여 다양한 형식중 가장 적절한 형식으로 설계 방향을 잡게 된다. 공기흡입관 개발자 역시 유도탄 외형 및 내부배치 설계로부터 비행속도와 개략적인 설계요구형식을 받게 되며, 엔진으로부터는 최대유량, 압력회수율, 유동왜곡율, 엔진 입구의 형상제원 등 요구조건을 받아 설계에 착수하게 된다.

엔진 주변의 단열 및 방열은 엔진 주변에 위치하게 되는 여러 전자장비와 기체구조를 보호하기 위함이다. 따라서 이 설계의 요구조건은 주변에 위치하는 장비들의 열적 한계와 엔진의 외피 온도 및 열전달량 등과의 함수적 관계로부터 결정된다.

이와 같이 추진기관 시스템을 구성하는 각 장비는 시제작후 각각의 성능 및 수락시험을 거치게 되는데, 이에는 필히 각 장비들간의 상관성 (Compatibility)을 확인하기 위한 연계시험 (Interface Test)이 필수적이며, 전 구성장비를 통틀어 연결하는 시험을 통해 최종적인 개발완료 여부

를 확인하게 된다. 물론 최종 개발성공 여부의 확인은 완성된 유도탄에 총조립된 후 비행시험을 거쳐야만 할 것이다.

### 2.4.1 제트엔진 개발 절차

엔진의 개념설계에서는 엔진의 형식(Layout)과 크기(Sizing)와 함께, 열역학적 사이클 (Thermodynamic Cycle) 해석에 의한 추력, 연료소모율 등 개략적 성능이 제시되고, 기본설계에서는 각 부품별 형상설계 및 2차원적 성능/구조 해석을 통해 개발 실현성 및 각 부품간 연계성이 확인된 엔진의 형상과 성능이 제시된다. 그 결과, 각 구성품에 대한 개발요구규격이 확정되어, 구성품별 부품 세부설계가 시작된다. 여기서, 연소기의 경우는 형상의 변종(Variation)이 너무 많아, 일정한 해석 이론으로는 설계를 확정하기가 대단히 곤란하여, 다른 구성품보다도 먼저 설계안에 대한 시험평가가 착수하게 된다. 부품별 상세설계로부터 제작, 조립, 시험평가 등의 과정은 어느 공업제품과 비슷한 경로를 거치게 된다. 이 과정에서는, 엔진의 주물체를 이루는 압축기, 연소기, 터빈, 추진노즐, 회전축 등 주구성품 뿐만 아니라, 연료 시스템, 윤활 시스템, 점화 시스템, 발전 시스템, 제어 시스템, 냉각 시스템 등 각종 보기류도 각각 개발하게 된다.

엔진 시제품에 대한 시험평가는 기본적 지상 성능시험으로부터, 구조/진동시험, 가감속 안정성시험, 내구성시험을 거쳐, 고도/속도별 성능시험 및 환경/EMI 시험 등 상당히 복잡하고 지루한 시험과정을 거치게 된다. 여기에서, 고도/속도별 성능시험은 제트엔진의 고공환경시험설비 (Altitude Engine Test Facility)를 활용해 수행하는 것으로서, 엔진의 비행성능 데이터의 확보와 함께 그 신뢰성에 대한 일종의 최종 인증절차 (Certification)인 셈이다.

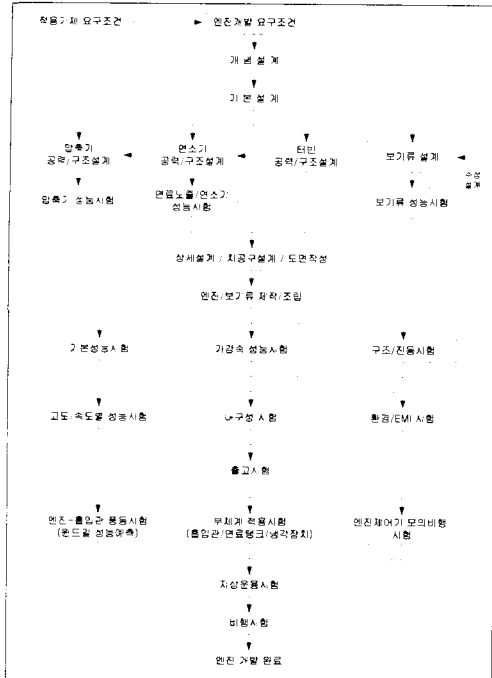


Fig. 6 유도탄용 제트엔진 개발절차

이렇게 완성된 엔진 시제품은 완성 기체에 적용하기 전에 전술한 바와 같이 공기흡입관, 연료계통 등과의 연계시험은 물론 엔진제어를 유도탄의 중앙제어기 등 유도탄내에서 전자적으로 연계되는 각종 전자장비와 맞물려 작동성능을 시험하는 모의비행시험(Hardware-In-the-Loop Simulation)을 통해 운용성을 평가하게 된다. 물론, 비행성능에 대한 최종적인 평가는 완성된 유도탄의 지상운용시험(Ground Operation Test) 및 비행시험(Flight Test)으로 이루어진다는 것은 말할 필요도 없다. Fig. 6은 이와 같은 유도탄용 제트엔진의 개발과정을 간략히 도해한 것이다.<sup>6)</sup>

2.5 핵심 기술

제트엔진의 기술발달은 주로 항공기 특히 전투기에서의 필요에 따라 진행되었으며, 유도탄용 엔진은 이러한 기술발달을 흡수하는 한편, 유도탄만의 특수한 사정을 감안한 여러 가지 기

술이 개발 적용되게 되었다. 표 3.은 제트엔진을 비롯한 유도탄용 추진기관 시스템의 주요 핵심 기술을 나열한 것이다.

표 3. 추진기관 시스템 핵심기술

구분		내용		
제트엔진	System	In-flight starting technology		
		In-flight performance prediction & analysis		
		Engine control : steady & accel/decel		
	Components	High loading & stall/surge free cascade		
		High loading combustor		
		High speed rotor/bearing		
		Pyrotechnics : start & ignition cartridge		
		High temperature materials		
		연료계통	연료탱크	Sloshing load analysis
				Sealing technology
연료이송계통	Flight motion simulation			
	Accumulator/bladder development			
공기 흡입관	흡입관	Lip contour & frontal shape design		
		Meridional contour design		
		3-D flow analysis : internal & external		

대개의 유도탄이 엔진을 시동하지 않은 채로 발사하게 되므로, 공중시동(In-Flight Starting) 기술이 필수적이다. 공중시동의 방법은 정지해 있는 엔진 회전자(Rotor)를 점화가능한 수준으로 돌리는(Cranking) 것을 어떤 방법을 써서 하는가로 크게 구분된다. Sea Eagle과 같은 공대함 유도탄의 경우는 비행중인 항공기에서 발사되기 때문에 유도탄의 흡입관을 통해 흘러들어오는 공기유동의 모멘텀으로 엔진의 회전자가 회전(Windmilling)하는 것을 활용한다. 그러나 이는 엔진이 축류형으로서 윈드밀 성능이 뛰어



나기 때문에 가능한 것이다. Harpoon 유도탄에 사용하는 J402-CA-400 엔진과 같이 원심형 압축기가 사용된 엔진은 윈드밀 특성이 매우 떨어지기 때문에 정지하고 있는 회전자를 강제로 돌려주기 위한 별도의 장치를 필요로 한다. 이를 위해서는 전투기용 엔진의 비상장치인 고압공기용기나 전동모터 등이 고려될 수 있으나, 유도탄용 엔진에는 주로 화약식 시동기(Pyrotechnic Starter)가 쓰이고 있다. 이는 유도탄에서의 공중시동은 그 신뢰성이 99.99% 이상 되어야 되기 때문이며, 같은 이유로 점화기(Ignitor) 역시 화약식으로 대체된다.<sup>7)</sup>

또한 엔진을 가급적 소형화해야 하는 까닭에 엔진의 회전속도가 비교적 빨라 각 구성품들이 고속운용에 맞게 설계되어야 하며, 그 결과로 대부분 고부하(High Aerodynamic Load) 형식을 요구하게 된다. 이를 위해 소형 엔진이면서도 상당한 고온특수재료를 별도로 개발 적용하게 되며, 베어링도 대개 세라믹으로 대체되기도 한다.

엔진의 성능 관점으로는 전투기와 마찬가지로 비행중의 높은 기동성능(High Maneuverability)이 중요시되므로, 엔진의 공력 안정성(Stability)을 해치지 않는 범위에서 가속속(Accel & Decel) 시간이 빠르게 하는 등의 반응특성(Responsency)이 좋도록 제어기술이 뒷받침되어야 한다.

## 2.6 발전 전망

제트엔진의 발달은 그 추력 대 중량의 비(Thrust-to-Weight Ratio), 추력 대 용적의 비(Thrust-to-Volume Ratio) 및 비추력(Specific Thrust : Thrust per unit airflow)을 높이는 데에 집중해 있다. 그 일례로, Harpoon 유도탄용 엔진인 J402-CA-400 엔진은 J69 엔진을 축소(Scale-Down)하여 개발된 것이다. 그런데, J69 엔진의 추력과 직경이 각각 1,025 lbf 및 56.7 cm로서 추력 대 직경 비가 약 18정도인데 비해, J402엔진의 추력과 직경은 각각 660 lbf 및 31.8 cm로서 그 추력 대 직경 비는 약 21정도로 증

가되었다. 또한 Tomahawk 유도탄에 장착되는 F107 터보팬 엔진은 약 30여 cm인 직경을 그대로 유지한 채 추력을 600 lbf에서 약 1,000 lbf로 증강시킨 변형모델을 개발 적용하고 있다.

이러한 성능향상은 엔진 각 부품의 공력형상 설계기술의 발달로 그 효율이 증가되는 데 따른 것이며, 특수소재와 냉각기술의 개발, 적용에 의해 엔진의 최고온도 즉 터빈입구온도(Turbine Inlet Temperature)를 증가시킬 수 있었기 때문이기도 하다. 미국의 경우, 정부가 주도가 되어 제트엔진 분야의 기술발전을 위해 '통합 고성능 터빈엔진 기술' (IHPTET : Integrated High Performance Turbine Engine Technology)이라는 계획으로 장기적인 투자를 계속하고 있는데, 그 목표 역시 비추력 및 연료소모율(효율)의 획기적 향상에 집중되어 있다. 또한 Allison사는 Fig. 4-(e)와 같은 J-102라는 마하수 3.5까지 비행이 가능한 후연소기(Afterburner)가 없는 소형 초음속 터보제트 엔진을 개발하여, 공기흡입식 유도탄의 초음속화에 대비하고 있다.

엔진의 터빈입구온도가 계속적으로 증가됨에 따라, 엔진 부품 특히 베어링 주변의 온도가 상승하게 되는데, 이를 해결하기 위해서 세라믹 베어링 및 증기 윤활유 등이 연구되고 있으며, 아예 윤활이 필요치 않은 공기식 베어링(Airfoil Bearing)이나, 연료를 윤활제로 쓰는 개념이 개발, 적용되고 있는 추세이다.

일반적으로 제트엔진에 쓰이는 항공유는 민간 항공기용인 Jet-A1이나 군용인 JP-8 등과 같은 석유(Kerosene) 계열 연료인데, 이는 그 비중이 약 0.8, 발열량이 18,100 Btu/lb 정도이다. 그런데, 기체내 용적제한이 심각한 유도탄에는 완전 유기합성물인 exo-THDC를 기반으로 만들어진 비중 0.94인 JP-10과 같은 고밀도 연료가 개발, 적용되고 있으며, 여기에 여타 재질의 합성물이나 탄소계 부유물을 혼합하여 그 밀도를 계속 상승시키는 연구가 활발하다. 이에 따라 이들 연료에 적합하도록 엔진의 연료 시스템 부품의 개발이 요구되며, 연료탱크 및 이송계통도 이와 같은 신물질에의 적합성을 확보하도록 연구되고

있다.

공기흡입관은 그 압력강하나 유동왜곡을 유지하여 엔진 효율을 떨어뜨리지 않으면서도 총전방단면적(Frontal Area)이나 길이 대 직경의 비를 최소화하여 기체의 총항력을 최소화할 수 있는 새로운 공력형상의 개발에 주력하고 있다.

### 3. 결 론

제트엔진을 중심으로 구성되는 유도탄용 아음속 공기흡입식 추진기관은 그 구성이나 기반 기술이 항공기 특히 무인항공기의 그것과 매우 흡사하다. 다만, 체적이 지극히 제한되고 장기적인 저장 상태로 있을 수 있으며, 일회적으로 가동되면서 그 신뢰성이 대단히 중요한 유도탄의 특징에 의해 일부 특수한 기술이 추가되는 것이다를 뿐이다. 따라서, 유도탄의 추진기관 시스템을 이해하는 것은 항공기의 그것을 이해하거나 소요기술을 획득하는 데에 큰 도움이 될 수 있으며, 반대로 항공기의 해당 기술을 이해하거나 확보하고 있으면 이를 유도탄용으로 쉽게 발전시킬 수 있을 것이다.

여기에 기록한 내용은 앞서 전제한 바와 같이 유도탄의 아음속 공기흡입식 추진기관의 기술을 개괄적으로 설명한 것이다. 따라서 각 구성분야의 요소기술들은 여기에 설명하지 않은 숨어있는 것이 무수히 많을 수 있으나, 항공공업이나 동 기술의 연구개발에 경험이 있는 사람은 그

기본적 기술에 대한 이해를 이미 가지고 있으므로, 이 정도의 소개가 일종의 방향타 역할을 할 수 있을 것으로 생각된다. 이 글이 국내의 활용 가능한 기술을 보유한 기관이나 연구자들의 이 분야에 대한 관심과 노력을 이끄는 조그만 계기가 된다면, 저자에게는 너무나 커다란 보람일 것이다.

### 참 고 문 헌

- 1) G. E. Jensen & D. W. Netzer, Tactical Missile Propulsion, Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 170, AIAA, 1996
- 2) D. Kücheman & J. Weber, Aerodynamics of Propulsion, McGraw-Hill, 1953
- 3) Gas Turbine Forecast, Forecast International/DMS Market Intelligence Report, 2000
- 4) E. E. Covert, Thrust and Drag : Its Prediction and Verification, Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 98, AIAA, 1985
- 5) A. J. Sobey & A. M. Suggs, Control of Aircraft and Missile Powerplants, John Wiley and Sons, 1963
- 6) E. J. Eichblatt, Jr., Test and Evaluation of the Tactical Missile, Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 119, AIAA, 1989
- 7) P. P. Walsh & P. Fletcher, Gas Turbine Performance, Blackwell Science, 1998