

고성능 초소형 터보제트엔진 개발

팽기석* · 안철주* · 민성기** · 김유일**

Development of High Performance Micro Turbojet Engine

Kiseok Paeng* · Chulju Ahn* · Seongki Min** · Yuil Kim**

ABSTRACT

A 150 lbf-thrust class micro turbojet engine has been developed. The engine could be applied to power plant for small aviation vehicle such as UAV, decoy and anti-radar missile and was designed with concepts that has small size, low-cost and high performance. A prototype was manufactured and performed the ground static test and high altitude test. This paper outlines the features and layout of 150 lbf turbojet engine and also describes the design characteristics and test results of the engine and components.

초 록

추력 150 lbf 급의 초소형 터보제트 엔진이 개발되었다. 본 엔진은 소형 무인항공기(UAV), 기만기, 대공망 제압용 유도무기 등 다양한 무기체계에 적용이 될 수 있도록 고성능, 소형, 저가로 설계되었으며, 시제엔진을 제작하여 지상 성능 시험 및 고도 시험을 수행하였다. 본 논문에서는 소형, 저가, 고효율 터보제트 엔진을 구성하는 각 엔진 구성품의 특징, 구조, 구성품 및 엔진 시험 결과 등에 대하여 기술하였다.

Key Words: Micro Turbojet Engine(초소형 터보제트엔진), Mixed Flow Compressor(사류형압축기), Slinger Combustor(슬링거연소기), Pulse Width Modulation Fuel Control System(펄스 폭변조 연료제어시스템), Fuel Lubrication System(연료윤활시스템)

1. 서 론

항공추진용 가스터빈 엔진에서 일반적으로 추력 300lbf 이하를 초소형 엔진으로 분류하고 있

으며, 현재까지 개발된 사례를 보면 보통 50 ~ 200lbf 전후의 추력을 가지는 경우가 대부분이다. 이러한 초소형 엔진들은 주로 무인항공기(UAV)나 기만기(Decoy), 표적기(Target Drone), 대공망 제압용 유도무기(Anti Radar, Anti SAM) 등의 추진기관으로 활용되고 있으며, 사용 용도의 특수성으로 인하여 소형, 경량, 저가, 고성능 등의 설계 및 제작 특성을 가지고 있다.

* 삼성테크윈 파워시스템연구소
연락처, E-mail: ks.paeng@samsung.com
** 국방과학연구소

이러한 초소형엔진들은 주로 미국을 중심으로 개발되어 왔는데, 주요 제작사로는 Hamilton Sundstrand, Teledyne, Williams International 등을 들 수 있다. 초소형엔진은 작은 크기 및 낮은 제작 가격에 비해 상대적으로 높은 신뢰성과 성능을 요구받고 있으며, 특히 공중 발사형 유도무기와 같은 체계에서는 고고도 점화/시동, 넓은 고도 및 속도 범위에서의 운용안정성 등이 매우 중요하기 때문에 엔진 설계와 제작 난이도가 다른 급의 엔진들에 비해 매우 높다고 볼 수 있다.

Table 1에 현재까지 개발된 주요 초소형엔진의 사례를 보였다.

Table 1. Application of Micro Turbojet Engine

적용체계	용도	제작국/ 제작사	특징 및 적용엔진
Delilah-AR	대공망 제압용 (Anti-Radar)	이스라엘 /IMI	엔진:BS151 터보제트 추력:167 lbf 사거리:400 km 최대속도:Mn 0.8
AGM154 JSOW	공중투하 정밀 타격용	미국/ Raytheon	엔진:J400-WR-104 터보제트 추력:240 lbf 사거리:220 km 최대속도:Mn 0.8
MALI	공대공 요격용	미국/ DARPA	엔진:TJ-50M 터보 제트 추력:120 lbf 사거리:350 km 최대속도:Mn 1.2

최근 들어 국내에서도 초소형 비행체나 무인 항공기에 대한 관심이 증대되고 있고, 비행체계에 대한 연구도 꾸준히 이루어지고 있어 초소형엔진에 대한 요구도 점차 증가할 것으로 예상되고 있다. 특히 초소형엔진은 동일 추력 범위 내에서 기만기, 표적기, 유도무기 등 다양한 체계에 적용이 가능하기 때문에 그 활용성이 매우 높은 반면, 관련 기술은 미국 등 소수의 국가만 독점하고 있으므로 관련 기술 확보가 쉽지 않은

실정이다. 또한 초소형엔진은 그 크기에 비해 상대적으로 높은 압력비와 연소부하를 가지게 되므로 공력설계가 매우 어렵고, 보기시스템들 또한 기존 엔진에 비해 소형, 경량화, 고성능을 가져야 하므로 기존 기술로는 이를 만족시키기 어려운 것이 현실이다.

삼성테크윈은 2006년부터 방위사업청, 국방과학연구소와 함께 150lbf의 추력을 가지는 고성능 초소형 터보제트엔진 개발을 추진해, 2010년 6월 개발을 완료하였다.

초소형엔진은 추력 150lbf, 비연료소모율 1.3 lb/hr/lbf 이하, 최대속도 Mn 0.85, 운용고도 30,000ft를 목표로 하고 있으며, 이를 위해 사류형압축기(Mixed Compressor), 초소형 슬링거 연소기(Slinger Combustor), PWM 연료제어시스템(Pulse Width Modulation Fuel Control System), 연료윤활시스템(Fuel Lubrication System) 등 국내에서 최초로 적용되는 가스터빈 요소기술을 다수 적용하였다.

본 논문에서는 초소형 터보제트엔진의 개발과정 및 주요 설계, 시험 결과들을 기술함으로써 유사 추력급의 초소형엔진 개발에 대한 방향과 기준을 제시함과 동시에 국내 최초로 적용된 요소기술이 터보제트엔진에 충분히 적용가능하며 기존 기술을 효과적으로 대체할 수 있음을 보였다.

2. 초소형 터보제트 엔진의 설계 및 제작

2.1 엔진 성능 및 설계목표

Table 2. Performance and Design Target

항목	설계목표	비고
최대추력	150 lbf	ISA, SLS
운용고도	30,000 ft	-40 ~ 71 °C
최대속도	Mn 0.85	
비연료소모율	1.3 lbm/hr/lbf	
엔진 직경	185 mm	보기류 제외
중량	17 kg	보기류 제외

Table 2에 본 엔진의 성능 및 설계목표를 보였다. 최대추력 및 비연료소모율은 동급 엔진 중 가장 뛰어난 성능 수준인 반면, 크기는 동급 엔진 중에서 가장 작게 설계되어 엔진 효율을 극대화할 수 있도록 설계되었다. 운용고도 30,000 ft를 달성하기 위하여 파이로 점화기 및 산소보조시동장치를 적용하였으며, -40 °C의 저온환경에서 충분한 신뢰성을 가질 수 있도록 보기 시스템을 설계하였다.

2.2 엔진 레이아웃 및 제작

초소형엔진 설계 시, 작은 엔진 직경의 한계를 극복하기 위하여 사류형 압축기를 채택, 압력비와 최소직경을 동시에 만족시켰다. 또한 엔진 무게 및 크기를 최소화하고 시스템이 간단하면서도 신뢰성을 가질 수 있도록 펄스폭변조 연료제어와 연료를 이용하여 베어링윤활을 함으로써 별도의 윤활장치가 필요 없는 연료윤활 방식을 적용하였다. Fig. 1에 초소형 터보제트엔진의 레이아웃 및 적용된 주요 구성품들을 보였으며, Fig. 2에 제작된 시제 엔진의 실물을 보였다.

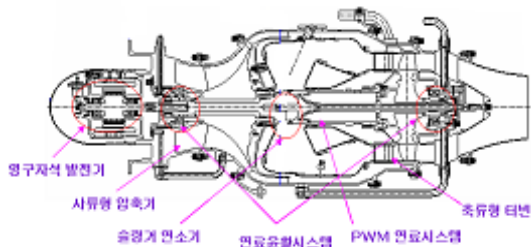


Fig. 1 Engine Layout

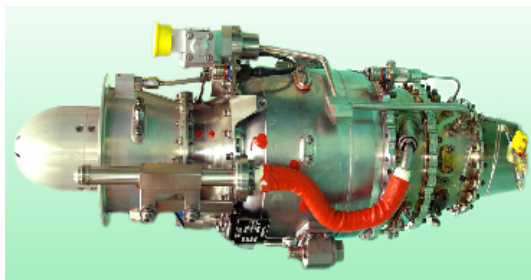


Fig. 2 Engine Prototype

3. 주요 구성품의 설계 및 시험

3.1 사류형 압축기

가스터빈에 적용되는 압축기는 일반적으로 압력비가 높은 대신 임펠러직경이 상대적으로 큰 원심형 압축기와 압력비가 작은 대신 엔진 전방면적을 최소화할 수 있는 축류형 압축기로 크게 구분되는 반면, 본 초소형엔진에서는 최소의 전방면적으로 최대한의 압력비와 유량을 구현할 수 있는 사류형압축기(Mixed Flow Compressor)를 국내 최초로 설계, 적용하였다. 이를 통해 185 mm라는 최소한의 엔진직경을 가짐과 동시에 1단으로 5:1이라는 고압력비를 실현하였다. Fig. 3에 압력비와 유량사이의 관계를 도출한 사류형 압축기의 시험 결과를 보였다.

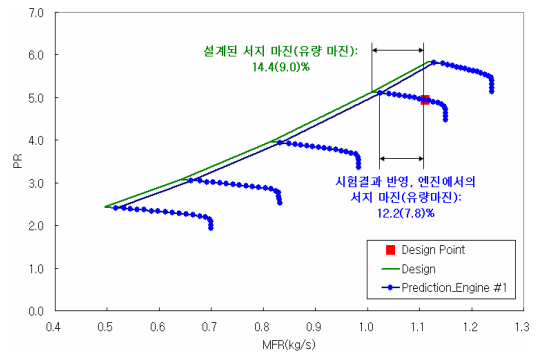


Fig. 3 Compressor Test Result (Pressure Ratio in accordance with Mass Flow)

3.2 슬링거 연소기

엔진의 회전축에서 발생하는 원심력을 이용하여 연료를 분사, 연소시키는 슬링거 연소기를 채택하여 연료노즐 관련 부품을 단순화함으로써 엔진 무게와 제작 비용을 감소시켰다. 최대 40,000 rpm에서의 회전연료노즐 분무시험을 실시하여 연소에 적합한 액적크기를 가지는 연료노즐을 도출하였으며, 리그 시험을 통하여 압력손실 11.2%, 연소효율 99.8%를 달성하였다. Fig. 4에 초소형엔진 회전연료노즐에서 분사되는 연료액적의 분열과정을 회전수에 따라 가시화한 결과를 보였다[1].

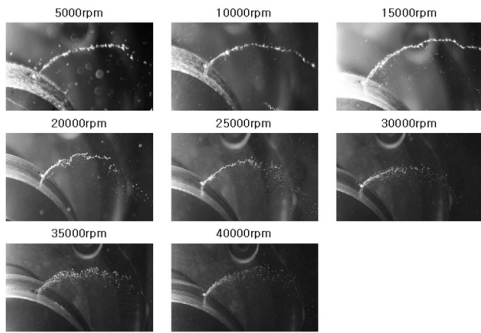


Fig. 4 Visualization for Atomization Development in accordance with Rotating Speed (Fuel Flow Rate : 15 kg/hr)

3.3 PWM(Pulse Width Modulation) 연료제어시스템

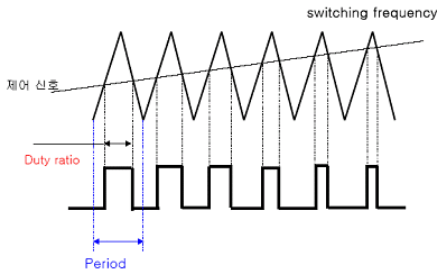


Fig. 5 Concept of PWM Fuel Control

기존의 고가 서보밸브 등을 이용한 연료시스템 대신 저가, 경량을 구현할 수 있는 펄스폭변조 연료제어방식을 도입하였다. Fig. 5에 펄스폭변조 제어의 개념을 보였다. On/Off 솔레노이드 밸브를 50Hz 고속으로 작동시키고 이를 듀티율(Duty Ratio)로 제어함으로써 연료유량을 제어하는 방법이며, 이를 적용하여 PWM 방식으로 터보제트엔진의 연료제어가 가능함을 보였다.

3.4 연료유회환시스템

유회환유를 소모하거나 순환시키는 방식이 아닌, 연료를 유회환유로 사용하는 연료유회환(Fuel Lubrication) 시스템을 적용함으로써 엔진의 소형화, 경량화, 저가화를 달성하였다. 이를 위해 연료탱크로부터 나오는 연료유량 중 일부 연료

를 전후방 베어링에 공급하였으며, 베어링의 발화 가능성을 최소화할 수 있는 이차유로 설계를 수행하였다.

3.5 엔진 지상 시험 및 고도 시험

상기와 같은 연구결과물을 바탕으로 시제엔진을 설계, 제작하여 점화시험 및 지상정지조건에서의 성능 시험을 수행하였으며, 또한 고도에서의 시동 및 운용 시험도 성공적으로 수행하였다. Fig. 6에 지상시험을 위해 장착된 엔진 및 시험장치를 보였다.

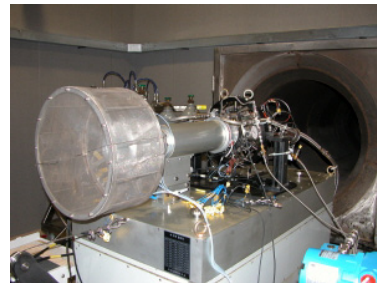


Fig. 6 Engine Ground Test

4. 결 론

추력 150 lbf를 가지는 고성능 초소형 터보제트엔진을 설계하고 시제 엔진의 제작 및 시험을 성공적으로 수행하였다. 소형, 저가를 구현하기 위해 새로운 기술을 개발, 적용하여 그 타당성을 입증하였으며, 터보제트엔진 개발에 있어 중요한 방향과 기준을 제시하였다.

참 고 문 헌

1. 이동훈, 최현경, 최성만, 유경원, 허환일, “드럼형 회전연료노즐의 미립화 기구 및 분무특성 연구,” 한국추진공학회지, 제12권, 제2호, 2008, pp.57-65