

마이크로 가스터빈 엔진 성능실험 연구

김승재* · 최성만*† · 이동호**

Experimental Study of the Micro Gas Turbine Engine Performance Test

Seungjae Kim* · Seongman Choi*† · Dongho Rhee**

ABSTRACT

Performance test was conducted by micro gas turbine engine. A small test rig was established for the performance measurement of the micro gas turbine engine. The performance was conducted by the Olympus HP engine. Engine inlet mass flow rate, static thrust, fuel consumption rate, air and gas temperature at the inlet of major components were measured. In the test results, we could well understand about the micro gas turbine engine performance characteristics.

초 록

마이크로 가스터빈엔진의 성능 실험연구를 수행하였다. 성능측정을 위하여 마이크로엔진에 적합한 시험장치를 구축하였으며, Olympus HP Engine을 이용하여 성능측정을 수행하였다. 엔진흡입 공기유량, 추력, 연료소모율, 각 구성품 입구에서의 공기 및 가스온도를 측정하였다. 측정된 결과부터 마이크로 가스터빈 엔진의 성능특성을 보다 잘 이해할 수 있었다.

Key Words: Micro Gas Turbine Engine(소형 가스터빈 엔진), Performance Test(성능 실험)

1. 서 론

최근 무인기 및 1인용 비행체의 동력원인 마이크로 가스터빈엔진 개발 및 응용분야가 주목받고 있다. AMT Netherlands사는 Nike Gas Turbine 엔진 2대를 이용하여 1인용 비행체 제작 및 시험비행에 성공하였으며[1] Jetman Dubai사 또한 1인용 비행체인 Jetman을 제작하

여 시험비행에 성공한 바 있다.[2]

최근 마이크로 가스터빈 엔진을 이용하여 다양한 응용분야에 적용하기 위한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 국내에서는 마이크로 가스터빈엔진을 개발하기 위한 연구가 시작하는 단계에 있으나 마이크로 엔진의 성능에 대한 구체적인 연구가 미진한 실정이다. 따라서 상용화되어 있는 AMT사의 Olympus 엔진을 이용하여 성능특성을 파악하고자 한다. 이를 위하여 추력 및 공기유량, 연료유량 등을 측정할 수 있는 시험리틀을 구축하고 성능실험을 수행하여 마이크로

* 전북대학교 항공우주공학과

** 한국항공우주연구원 항공엔진연구단

† 교신저자, E-mail: csman@jbnu.ac.kr

가스터빈 엔진의 성능특성을 이해하고자 한다.

2. 본 문

2.1 실험 장치

본 연구에서 사용된 마이크로 가스터빈 엔진은 AMT Netherlands 사에서 제작한 Olympus HP Engine 으로서 형상은 Fig. 1 에 제시되어 있고 제원은 Table. 1에 제시되어 있다. 연료는 Kerosene을 사용하며, 연료에는 윤활유인 Aeroshell 500을 4.5% 혼합하여 사용한다. 엔진의 최대추력은 230N, 압축비는 3.8:1, 최대 회전수는 108,500 rpm, 최대 EGT(Exhaust Gas Temperature)는 750 °C 로 제원에 표시되어 있다. 초기 시동은 전기모터에 의해 이루어지며 일정 회전수에 도달하게 되면 엔진 축과 분리된다. 엔진의 회전수는 임펠러 블레이드에 위치한 RPM 센서에 의해 측정되며, 점화에는 Glow Plug가 사용된다.

연소 배기구 형상은 Fig. 2에 제시되어 있다. 배기구의 높이는 성능실험이 진행되는 컨테이너의 높이보다 높게 설계되었으며, 연소배기구의 입구 중심과 엔진 배기노즐의 중심이 일치하도록 하였다. 연소 배기구는 노즐에서 분출되는 고온가스를 수직방향으로 바꿔주며 창을 통해 엔진 내부 화염을 확인할 수 있다.

2.2 실험 방법

엔진의 제어는 수동 또는 소프트웨어를 이용한 자동 모드를 통해 이루어진다. 실험은 엔진시동 이후 100% 스로틀에서 0%인 아이들 상태까지 스로틀을 10% 단위로 감소시키며 진행하고, 각 스로틀에서 10초씩 회전수를 일정하게 유지시키며 작동하였다. 스로틀에 따른 엔진 입구에서의 공기유량을 확인하기 위하여 엔진 입구에 액주계를 설치하였으며, 엔진 주요 컴퍼넌트의 공기 및 가스 온도 측정은 열전대(K Type)를 사용하여 진행되었으며 데이터 처리장치(CRIO-9075, National Instruments사)를 이용하여 기록하였다[3]. 열전대의 측정 위치는 Fig. 3

에 나타내었다. 엔진소음을 줄이기 위한 배기덕트 이용시 엔진 추력이 약 2.42% 감소하게 되며, 엔진 보정 추력 계산 시 이를 반영하였다.

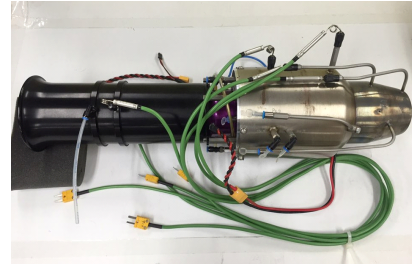


Fig. 1 Olympus HP engine

Table 1. Olympus HP Engine Specification

Parameter	Property	Unit
Diameter	130	mm
Length	515	mm
Weight	4085	g
Thrust @ max. rpm	230	N
Maximum rpm	108,500	rpm
Pressure ratio @ max. rpm	3.8	
Maximum EGT	750	°C
Mass flow @ max. rpm	0.4813	kg/s
Fuel Consumption @ max. rpm	640	g/min
Fuel	Kerosene	
Oil	4.5% aeroshell 500 mixed with fuel	

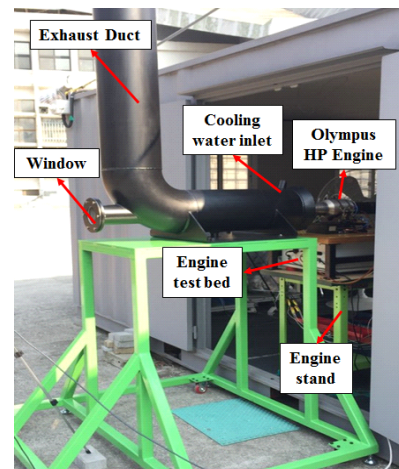


Fig. 2 Engine test rig

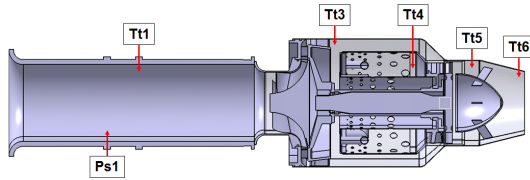


Fig. 3 Pressure and temperature measurement

2.3 실험 결과 및 분석

실험으로 얻어진 온도와 압력을 표준대기 조건으로 보정해주기 위하여 다음 (1), (2), (3)식과 같은 보정식을 이용하였다. 이때 T_{std} 는 288.15 K, P_{std} 는 101325 Pa을 이용하였다.

$$\theta = \frac{T}{T_{std}}, \delta = \frac{P}{P_{std}} \quad (1)$$

$$N_{corr} = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \quad (2)$$

$$\dot{m}_{corr} = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta} \quad (3)$$

시간에 대한 RPM, Thrust, EGT의 변화량을 Fig. 4에 나타내었다. 엔진 회전수는 최대 108,500 rpm 까지 작동하였다. 이때 엔진 배기가스 온도는 825 °C 이며, 추력은 244 N 이다. 또한 그래프에서 시동 후 배기가스 온도가 급격하게 증가하는 현상을 확인할 수 있다. 이것은 엔진 시동 후 연소기 내부의 화염의 안정화가 이뤄지지 않아 화염이 엔진 배기구로 분출되기 때문이며, 시동 후 25초 정도 경과 후에는 배기가스 온도가 안정되는 것을 알 수 있다.

엔진보정회전수(corrected rpm)에 따른 엔진 흡입 공기유량과 각 컴퍼넌트에서 측정된 온도는 각각 Fig. 5와 Fig. 6에 나타내었다. 최대 보정회전수에서 엔진흡입 공기유량은 0.5007 kg/s로 측정되었으며, 압축기출구의 전온도는 152 °C로 엔진 제작사에서 제시한 온도인 200 °C 보다 낮은 값을 가지고 있어, 추후 압축기 출구 압력 측정을 통해 압축기의 성능을 확인할 필요가 있다.

엔진보정회전수에 따른 SFC(Specific Fuel Consumption)는 Fig. 7에 나타내었다. 회전수가

증가함에 따라 SFC는 감소하나 약 95% 회전수부터 거의 일정한 값을 유지하고 있음을 알 수 있다.

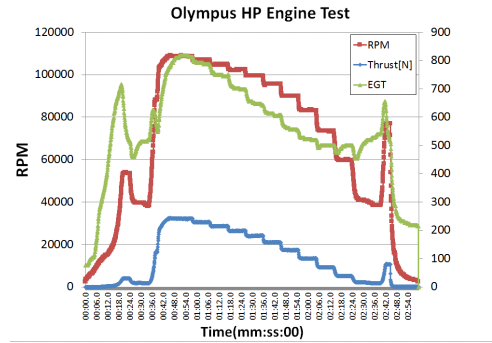


Fig. 4 Engine behaviour(RPM, thrust and EGT) with time

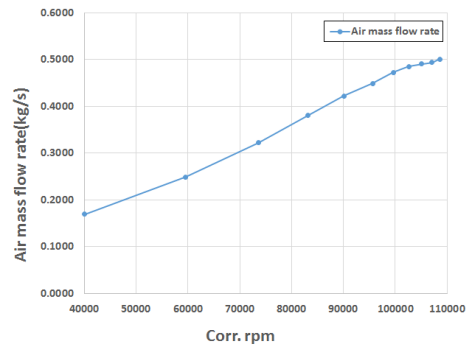


Fig. 5 Air mass flow rate with corrected rpm

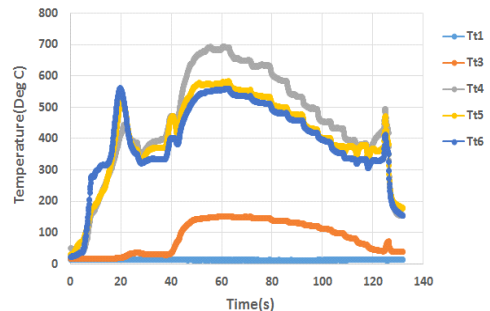


Fig. 6 Component temperature with time

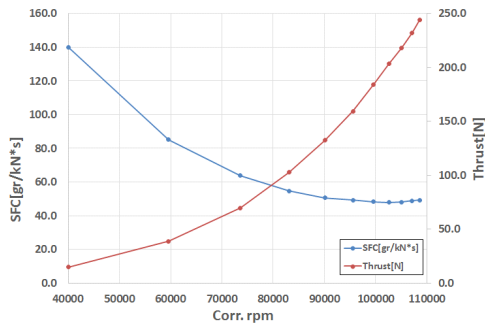


Fig. 7 SFC and thrust with corrected rpm

3. 결 론

마이크로 가스터빈 엔진을 이용한 성능실험을 수행하였다. Olympus HP Engine의 성능실험결과 각 회전수에서의 엔진흡입 공기유량, 추력, SFC, EGT 및 구성품의 온도를 알 수 있었다. 추후 진행될 성능실험에서는 압력센서를 이용하여 엔진 주요부위의 압력을 측정할 예정이며, 이를 통해 엔진의 성능특성을 보다 잘 파악할 수 있을 것으로 기대된다.

4. 후 기

본 과제는 미래창조과학부 무인이동체미래선도핵심기술개발사업단에서 지원하는 무인이동체용 3D 프린팅 기반 소형엔진 연소기 핵심기술개발 과제로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. World Wide Web location <https://www.startengine.com/startup/jetpack-aviation>
2. World Wide Web location <http://www.jetman.com/>
3. 박규상, 최성만, 김원철, "마이크로 터보제트 엔진을 이용한 적외선 측정연구," 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회 논문집, 2014, pp.486-488