



실험데이터 기반 마이크로 가스터빈엔진 탈 설계점 성능해석

김승재^a · 최성만^{a,*} · 이동호^b

Off-design Performance Analysis based on Experimental Data of a Micro Gas Turbine Engine

Seungjae Kim^a · Seongman Choi^{a,*} · Dongho Rhee^b

^aAerospace Engineering Department, Chonbuk National University, Korea

^bAeropropulsion Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: csman@jbnu.ac.kr

ABSTRACT

It is essential to understand the characteristics of gas turbine components in order to carry out an off-design analysis of a gas turbine engine. In this study, a micro gas turbine engine test system was constructed to understand the performance characteristics of gas turbines. The temperature and pressure in the flow path of the micro gas turbine was collected by measuring the engine spool speed, and a compressor map was constructed by using the experimental data. The exhaust gas was collected at the turbine outlet and the combustion efficiency was calculated. An off-design performance analysis at ground static was performed using GasTurb software by applying the compressor map and combustion efficiency obtained from the experimental data. Furthermore, we compared and evaluated the analysis results with engine operating data.

초 록

가스터빈엔진의 탈설계점 운전 성능해석을 수행하기 위해서는 구성품의 성능 특성을 파악하는 것이 필수적이다. 본 연구에서는 가스터빈의 성능특성을 이해하기 위하여 마이크로 가스터빈엔진 성능시험 장치를 구축하였다. 구축된 마이크로 가스터빈 시험 장치를 이용하여 엔진의 회전수에 따른 유동장내의 온도와 압력 데이터를 수집하였으며, 수집된 실험 데이터를 이용하여 압축기 성능선도를 구성하였다. 터빈 출구부에서 배기가스를 포집하여 연소효율을 계산하였다. 구성된 압축기 성능선도와 연소효율을 GasTurb 성능해석 소프트웨어에 적용하여 지상 정지시의 탈설계점 성능해석을 수행하였고, 측정된 엔진성능데이터와 비교분석을 수행하였다.

Key Words: Micro Gas Turbine Engine(초소형 가스터빈 엔진), Performance Characteristics(성능특성), Compressor Map(압축기 성능선도), Off Design Point Analysis(탈설계점 성능해석)

Received 6 August 2018 / Revised 5 October 2018 / Accepted 13 October 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

SFC	: specific fuel consumption
EGT	: exhaust gas temperature
T_t	: total temperature
P_s	: static pressure
P_t	: total pressure
P_0	: ambient atmospheric pressure
ρ	: gas density
η	: efficiency
γ	: specific heat ratio
\dot{m}	: mass flow rate
LHV	: low heating value
ppm	: parts per million

1. 서 론

일반적으로 항공기 추진기관의 경우 이륙시의 성능정보는 제시되는 경우가 있으나, 부분부하에서의 작동성능에 대한 데이터는 확인하기 어렵다. 그러나 항공기는 다양한 운용조건에서 작동하므로 부분부하에서의 추진기관의 성능데이터를 획득하는 것은 항공기 작동특성을 해석하기 위해 필수적으로 요구된다. 항공기 엔진이 부분부하에서 작동되는 엔진의 탈 설계점 성능해석을 수행하기 위해서는 엔진 주요 구성품의 성능선도가 필수적이나, 엔진 구성품의 성능 특성 맵은 엔진 제작사의 고유 정보이므로 거의 공개되고 있지는 않다.

가스터빈 엔진 주요부품의 성능선도는 다양한 조건에서 성능시험을 통해 도출해야 하지만 많은 시간과 비용이 소모되기 때문에 비슷한 성능을 갖는 엔진의 성능선도를 축적하여 사용하고 있다[1]. 김상조 등[2]은 유사 성능선도 축적법, 단 성능곡선을 이용한 단 축적법, 3차원 전산해석 결과를 사용한 단 축적법을 이용하여 3단 천음속 축류압축기 성능맵을 도출하는 연구를 수행하였으며, 그 결과 단 축적법을 이용하여 압축기 성능맵을 구성하였을 때 성능시험결과와 가

장 근접한 것을 확인하였다. Ronald[3]는 3단 축류 압축기의 각 단에서 성능을 계산하여 축방향으로 축적하는 단 축적법을 이용하여 압축기 성능선도를 구성하였으며 탈 설계점에서의 압축기 성능을 예측하였다. 박태진 등[4]은 단 축적법을 이용하여 설계점과 탈 설계점에서의 단 성능선도의 영향을 비교하였다. 하지만 선행연구와 같은 해석적 방법을 사용하여 대상 엔진 구성품의 특성과 일치되는 성능선도를 구성하는 것은 매우 어려운 일이다. 따라서 본 연구에서는 실험적 방법을 통해 엔진 구성품의 성능선도를 도출하고 이를 통해 엔진의 성능해석 연구를 수행하고자 한다.

가스터빈 엔진 주요 구성품의 성능선도를 구성하기 위하여 실험데이터를 비교적 쉽게 획득할 수 있는 마이크로 가스터빈엔진을 본 연구의 대상엔진으로 선정하였다. 성능시험을 수행하기 위하여 엔진 테스트 베드 및 엔진을 제어하기 위한 제어장치를 구축하였다. 엔진의 성능측정을 위하여 엔진 주요 구성품의 입구와 출구에서의 작동유체의 온도와 압력측정을 수행하였으며, 측정된 온도와 압력데이터를 기반으로 엔진의 성능특성을 분석하였다. 이러한 실험 데이터를 적절하게 스케일링하여 엔진 회전수에 따른 압축기 성능맵을 구성하였다. 도출된 압축기 맵을 탈설계점 성능해석 소프트웨어인 GasTurb 12[5-7]에 적용하여 엔진의 설계점 및 지상 정지 조건에서의 탈 설계점 성능해석을 수행하였으며, 실험을 통해 측정된 엔진의 성능데이터와 비교 분석하였다.

2. 본 문

2.1 마이크로 가스터빈엔진

본 연구에서 사용된 AMT사의 Olympus HP Engine은 추력 50 lbf급의 마이크로 가스터빈엔진이다. 엔진은 1단 원심 압축기, 직류형 연소기, 1단 축류터빈으로 구성되어있다. 연료는 윤활유 (Aeroshell 500)를 4.5% 혼합한 케로신을 이용하며, 점화는 글로우 플러그를 통해 이루어진다.

Table 1에 엔진의 주요 제원을 제시하였다. 엔진의 원활한 초기시동을 위하여 엔진 축과 연결되어 있는 전기모터를 이용하며 초기시동 후 일정 회전수에 도달하면 엔진 축과 분리된다. 엔진은 테스트 스탠드와 연결되어 있으며 테스트 스탠드에는 연료 공급을 위한 연료펌프, 연료 유량 측정을 위한 소형 터빈유량계(OC X00-10-X, Orbit Control사), 엔진 추력 측정용 로드셀(MLP-200, Transducer Techniques사), 회전수 측정을 위한 RPM 센서가 장착되어 있으며 Fig. 1에 엔진 성능시험 리그가 구축된 사진을 제시하였다.

2.2 시험장치 구성

마이크로 가스터빈엔진의 성능측정을 수행하기 위하여 엔진이 작동하는 동안 엔진 입구(T_{t1}, P_{s1}), 압축기 출구(T_{t3}, P_{s3}, P_{t3}), 연소기 출구(T_{t4}, P_{t4}), 터빈 출구(T_{t5}, P_{t5}), 노즐 출구(T_{t6})에서 작동유체의 온도와 압력 측정을 수행하였으며 측정 위치는 Fig. 2에 제시하였다. 온도 측정은 빠른 응답성과 높은 온도측정 범위를 갖는 K형 열전대를 이용하였으며 압력측정은 정압센서(PSHH0100PCPG, Sensys 사)와 차압센서(APT-3100D, Autrol사)를 이용하였다. 센서를 통해 측정된 데이터는 데이터 수집 장치(NI-9203, cRIO-9075, National Instruments사)를 이용하여 기록하였다.

2.3 엔진 제어실 구성

엔진 성능시험이 진행되는 동안 엔진 제어실 내부에 DAS(Data Acquisition System)를 구축하여 센서로부터 측정되는 엔진 성능 데이터를 수집하고 모니터링 할 수 있도록 구성하였다. LabVIEW를 이용하여 엔진내부에서 측정되는 작동유체의 온도와 압력의 변화를 실시간으로 확인할 수 있도록 구성하였다. LabVIEW를 활용한 온도 측정 모니터링 시스템은 Fig. 3에 제시하였다. 또한 캠코더 카메라를 이용하여 제어실 내부에서 엔진의 작동상황을 실시간으로 모니터링 할 수 있도록 구성하였다.

Table 1. Olympus HP engine specification.

Parameter	Property
Diameter	130 mm
Length	515 mm
Max. rpm	108,500
Thrust (@max. rpm)	230 N
Pressure ratio (@max. rpm)	3.8:1
Specific Fuel Consumption (@max. rpm)	46.4 g/kN/s
Exhaust Gas Temperature (@max. rpm)	750 °C
Fuel	Kerosene
Oil	4.5% Aeroshell 500 mixed with fuel

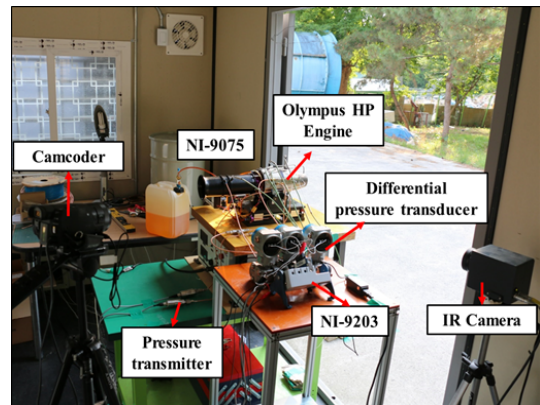


Fig. 1 Micro engine test rig.

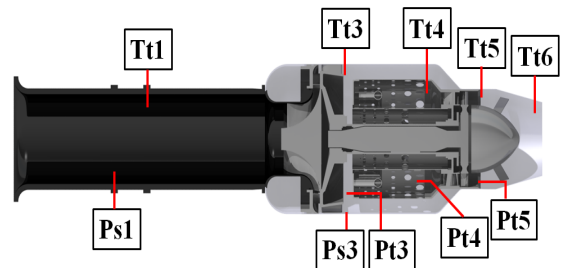


Fig. 2 Temperature and pressure measuring points.

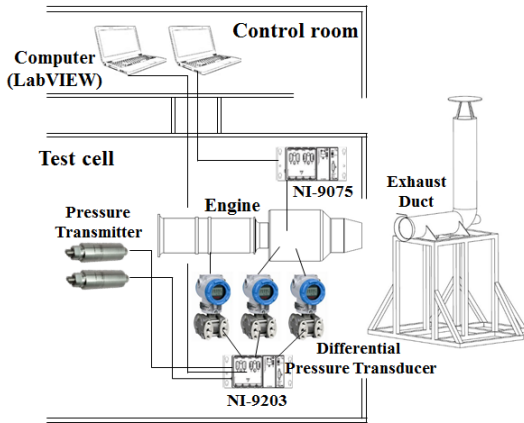


Fig. 3 Schematic of the temperature and pressure monitoring system.

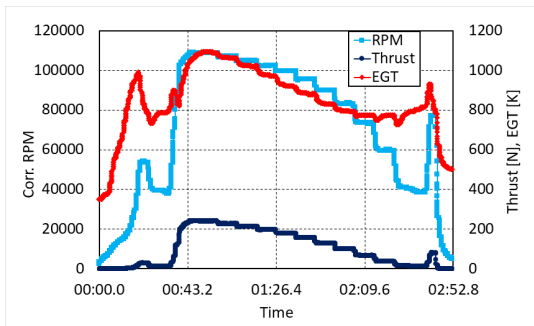


Fig. 4 Engine operation with time.

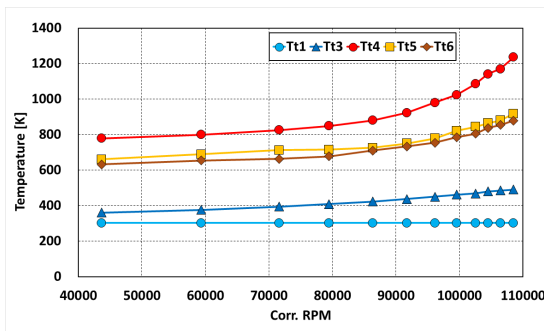


Fig. 5 Temperature with corrected rpm.

2.4 엔진 성능측정

엔진의 작동은 AMT TC V202 소프트웨어를 통하여 자동 또는 수동모드로 제어된다. 본 연구에서 엔진의 작동 스케줄은 초기시동 이후 스로

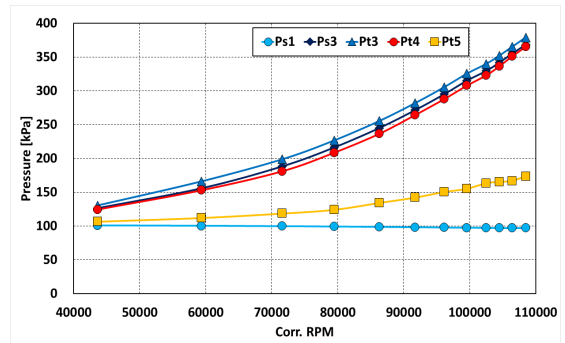


Fig. 6 Pressure with correct rpm.

틀 100% 부터 아이들 상태인 0% 까지 스로틀을 10%씩 감소시키며 운용하였으며, 각 스로틀에서 10초간 유지하며 데이터를 수집하였다. 성능측정 결과 엔진 최대보정회전수에서 보정 추력은 240.37 N으로 측정되었으며 SFC(Specific Fuel Consumption)는 52.003 g/kN/s로 측정되었고 EGT(Exhaust Gas Temperature)는 1092.34 K로 측정되었다. 엔진 회전수에 따른 배기가스와 추력의 변화는 Fig. 4에 제시되어 있다.

Fig. 5와 Fig. 6는 엔진보정회전수에 따른 온도와 압력측정 결과는 나타난 것이다. 이때 온도와 압력은 엔진시험이 5 분 이내 완료되며, 시험전후 대기온도의 최대 편차는 0.5 °C 이내로 큰 변화가 없어 실험데이터를 보정하지 않고 도시하였다. 엔진 최대 보정회전수인 108,500 rpm에서 압축기 출구에서의 온도는 491.36 K, 연소기 출구에서의 온도는 1236 K로 측정되었다. 압축기 출구에서의 전압력은 379.18 kPa로 측정되었으며 이때 압축비는 3.743으로 계산되었다.

Fig. 7은 엔진보정회전수에 따른 엔진흡입공기 유량을 나타낸 것이다. 측정된 온도와 압력데이터를 토대로 보정 엔진흡입공기유량을 계산하였으며 계산 결과 엔진 최대보정회전수에서 0.4920 kg/s로 계산되었다. Fig. 8은 엔진보정회전수에 따른 압축기 효율을 나타낸 것이다.

압축기 isentropic 효율 계산은 Eq. 1을 이용하여 계산하였다. 이때 엔진이 지상정지 조건에서 작동되므로 압축기의 압력비 계산 시 대기압력을 측정하여 이를 압력비 계산에 이용하였다. 압

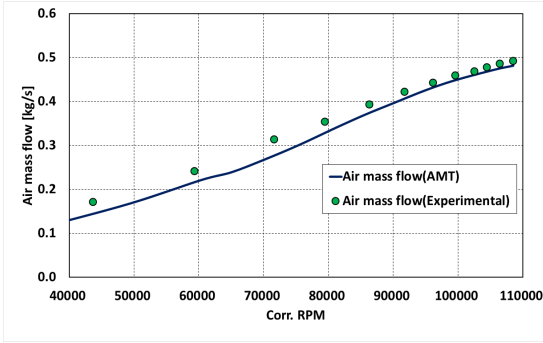


Fig. 7 Engine intake air mass flow with corrected rpm.

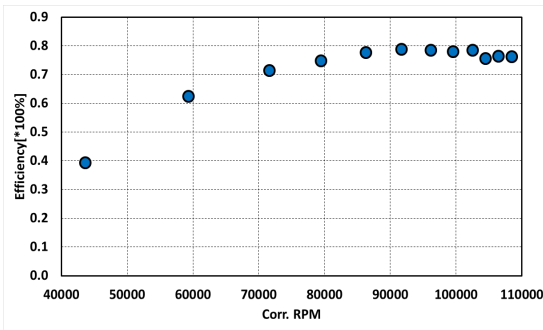


Fig. 8 Compressor efficiency with corrected rpm.

측기 isentropic 효율은 엔진 최대보정회전수에서 76.3%의 효율로 계산되었다.

$$\eta_{compressor} = \frac{\left(\frac{P_{t3}}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{t3}}{T_{t1}} - 1} \quad (1)$$

$$\eta_{comb} = 1 - \frac{\dot{m}_{HC} \times LHV_{HC} + \dot{m}_{CO} \times LHV_{CO}}{\dot{m}_{fuel} \times LHV_{fuel}} \quad (2)$$

$$\dot{m}_{HC} = ppm_{HC} \times \frac{m_{fuel} + m_{air}}{\rho_{Exhaust\ gas}} \times \rho_{HC} \quad (3)$$

$$\dot{m}_{CO} = ppm_{CO} \times \frac{m_{fuel} + m_{air}}{\rho_{Exhaust\ gas}} \times \rho_{CO} \quad (4)$$

2.5 연소 효율 측정

본 연구에서 사용된 엔진의 연소 특성을 분석하기 위하여 연소 효율 측정을 수행하였다. 연소 효율 측정은 크게 가스의 엔탈피를 이용한 계산

Table 2. Emission analyzer specification.

Species	Range[ppm]	Accuracy[ppm]
CO	0 ~ 10,000	1
C _x H _y	0 ~ 40,000	0.1
NO	0 ~ 3,000	1
NO ₂	0 ~ 500	0.1

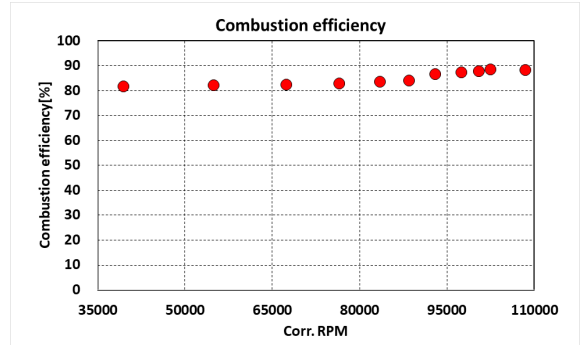


Fig. 9 Combustion efficiency with corrected rpm.

방법과 배기가스 성분 분석방법으로 나누어진다. 엔탈피 기준으로 연소효율을 계산하기 위해서는 정확한 연소기 출구온도 측정이 필수적이거나, Vaporizer 연소기의 경우 연소효율이 낮아, 국부적인 위치에 따라 온도편차가 매우 크게 나타나게 되므로 엔탈피 기반으로 연소효율 계산할 경우 오차범위가 매우 크게 나타나게 된다. 따라서 본 연구에서는 가스터빈 엔진 연소기 효율 측정 시 주로 이루어지는 방법인 배기가스 분석을 이용하여 연소효율을 계산하였다. 연소 효율을 측정하기 위하여 터빈 출구(P_{t5})에서 포집한 배기가스를 배기가스 성분분석 장치(Testo 350-XL, Testo 사)와 연결하였다. 장치의 제원은 Table 2에 제시하였다. 엔진은 배기가스 성분분석 장치의 탄화수소와 일산화탄소의 수치의 변화가 안정화 될 때까지 작동하였으며, 측정된 수치를 Eq. 2~4에 적용하여 연소 효율을 계산하였다. 이때 \dot{m} 은 질량유량, LHV는 Low Heating Value를 의미한다.

Fig. 9은 엔진보정회전수에 따른 연소 효율 측정결과를 나타낸 것이다. 회전수가 증가함에 따라 연소 효율도 증가하는 것을 확인하였으며, 마

이크로 가스터빈엔진에 사용되는 Vaporizer를 갖는 직류형 연소기의 연소 효율은 대체적으로 80~90% 영역에 존재하는 것을 확인하였다. Vaporizer 분사장치를 가지는 연소기의 연료 분무성능은 연료의 가열에 의한 증발효과로 대체적으로 결정됩니다. 따라서 엔진 회전수 증가에 따라 분무압력이 증가되어 연료입자의 미립화가 향상되는 효과는 연료증발효과에 비해 상대적으로 미소하게 나타나게 되어 전 회전수 영역에서 연소효율이 유사한 수준으로 나타난다고 판단된다. 엔진 최대보정회전수에서 연소효율은 88.14%로 측정되었다.

2.6 설계점 성능해석

엔진 성능실험을 통해 획득한 온도와 압력 데이터를 이용하여 설계점 성능해석을 수행하였다. 설계점 성능해석에는 GasTurb 12를 이용하였다. 엔진 제작사에서 제시한 최대 회전수인 108,500 rpm에서 성능실험을 수행하였으며, 실험결과와 GasTurb 12로 성능해석을 수행하여 비교한 내용이 Table 3에 제시되어 있다. 엔진성능실험에서 측정된 공기유량 및 압축비, 압축기 효율 및 연소효율을 이용하여 성능해석을 수행한 결과 추력은 약 1.6% 정도의 편차가 있었으며, SFC는 0.002% 정도의 편차를 나타내어 설계점 성능해석결과가 1.6% 이내로 엔진을 모사할 수 있음을 알 수 있었다.

2.7 압축기 및 터빈 성능선도

본 연구에서 사용된 엔진의 압축기 성능선도를 도출하기 위하여 유사한 성능을 갖는 Klassen 등[8]에 의해 제시된 압력비 6을 갖는 반경압축기의 맵을 스케일링하여 압축기 성능선도를 구성하였다. 스케일링 방법은 제시된 맵의 압력비와 유량데이터를 Micro gas turbine의 100% 운용점에 맞도록 스케일 다운한 후, Micro gas turbine의 엔진 성능실험을 통해 획득한 엔진 회전수, 공기유량, 압축비, 압축기 효율 데이터를 이용하여 각 회전수의 작동점에 적합하게 매칭하는 방법을 사용하였다. 스케일링 과정은

Table 3. Design point analysis at corrected speed 108,500 rpm.

	Experimental	GasTurb 12	Deviation [%]
Air mass flow [kg/s]	0.492	0.492	0.0
Pressure ratio	3.743	3.743	0.0
Compressor isentropic efficiency [%]	76.3	76.3	0.0
Burner efficiency [%]	88.14	88.14	0.0
Thrust [N]	240.37	244.22	1.60
SFC [g/kN/s]	52.003	52.002	0.002

GasTurb 12의 부속 소프트웨어인 Smooth C를 이용하여 진행하였다. Fig. 10~11은 엔진회전수 88.6% 영역에서의 유량 대 효율 및 압축비 대 효율을 나타낸 것이다. 위 데이터를 바탕으로 구성된 압축기 성능선도에 작동선을 나타낸 결과는 Fig. 12에 제시하였다. 성능선도의 x축은 공기유량을 나타내며 y축은 압축비를 나타낸다. 압축기 효율은 등고선 형태로 나타나 있으며 설계점은 엔진최대회전수 영역이다. 압축기 성능선도를 통해 엔진 회전수에 따른 압축기의 부분부하 성능을 예측할 수 있다. 터빈의 성능선도의 경우 GasTurb 12에 내장된 터빈 성능 맵을 이용하였다.

2.8 지상 정지조건 탈 설계점 성능해석

지상 정지조건 탈 설계점은 엔진의 설계점 이외의 지상 정지시의 모든 조건에서의 엔진의 작동을 의미한다. 본 연구에서 구성된 압축기 성능선도를 엔진 성능해석 프로그램인 GasTurb12에 적용하여 탈 설계점 성능해석을 수행하였으며 실험을 통해 측정된 데이터와 비교분석 하였다. Fig. 13는 엔진의 성능지표인 추력과 비 연료소모율의 실험값과 탈 설계점 성능해석 수행결과를 비교한 결과이다. 추력은 대부분 엔진회전수 영역에서 5%이내의 편차를 보였지만, 80% 회

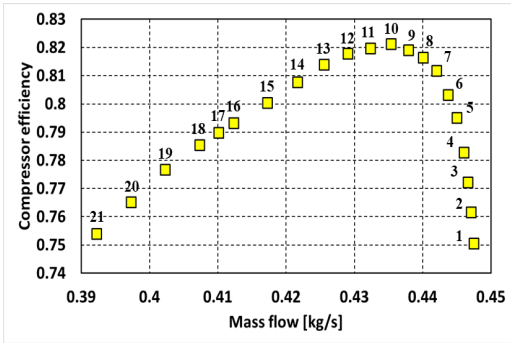


Fig. 10 Compressor isentropic efficiency with mass flow(@speed value = 0.8860).

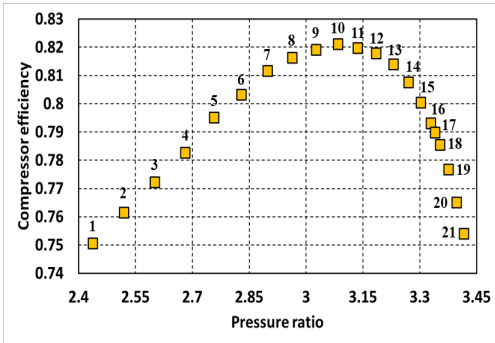


Fig. 11 Compressor isentropic efficiency with pressure ratio(@speed value = 0.8860).

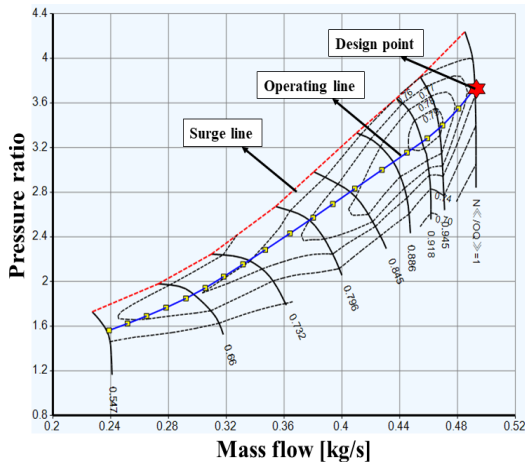


Fig. 12 Micro gas turbine compressor map.

전수 영역에서 8.05%로 나타나는 것을 확인하였다. 비 연료소모율은 모든 엔진회전수 영역에서 5% 이내의 편차로 엔진 성능측정 값과 유사한 경향을 보였다.

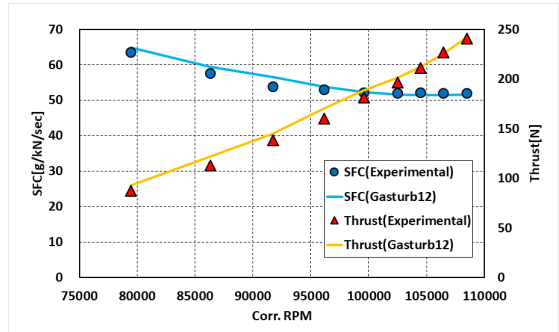


Fig. 13 Thrust and specific fuel consumption with corrected rpm.

3. 결 론

실험데이터에 기반한 구성품 성능선도를 이용하여 마이크로 가스터빈엔진의 지상 정지시의 탈 설계점 성능해석 연구를 수행하였다. 마이크로 엔진 엔진 성능시험 리그와 데이터 측정 시스템을 구축하고, 성능시험을 통해 엔진 회전수에 따른 작동유체의 온도와 압력측정을 수행하였으며, 획득한 온도와 압력 데이터를 기반으로 엔진 입구흡입 공기유량, 압축비, 압축기 효율을 계산하고, 스케일링 기법을 통해 압축기 성능선도를 구성하였다.

엔진의 연소 효율을 측정하기 위하여 터빈 출구부에서 배기가스를 포집하였으며 포집된 배기가스는 성분분석 장치와 연결하였다. 배기가스 내 탄화수소와 일산화탄소의 수치를 이용하여 각 회전수에서의 연소효율을 계산하였다. Vaporizer를 갖는 직류형 연소기의 연소 효율은 엔진 전체운용영역에서 80~90% 영역에 존재하는 것을 확인하였으며, 엔진 최대보정회전수에서 88.14%의 연소효율이 나타나는 것을 확인하였다.

구성된 압축기 성능선도와 연소 효율 측정결과를 기반으로 엔진 탈 설계점 성능해석을 수행하였으며 성능시험 결과와 비교분석 하였다. 엔진의 성능지표인 추력은 엔진 전체 운용영역에서 8% 내외의 편차를 보였으며, 비 연료소모율은 5% 이내의 편차를 보였다. 이러한 연구결과로부터 실험데이터에 기반한 탈 설계점 성능해

석이 가능함을 확인할 수 있었다. 가스터빈엔진 데이터가 충분히 확보되지 않는 경우에 엔진 탈 설계점 성능해석을 할 수 있는 방법으로 활용될 수 있을 것으로 기대된다. 또한 본 연구결과는 추후 마이크로 가스터빈엔진 개발 시 기초 데이터로써 활용할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단, 무인이동체미래선도핵심기술개발사업단의 지원을 받아 수행되었음.(No. 2016M1B3 A1A01937189)

References

1. Sellers, J.F. and Daniele, C.J., "DYNGEN-A Program for calculating Steady-state and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines," NASA TN D-7901, 1975.
2. Kim, S.J., Kim, D.H., Son, C.M., Kim, J.S., Kim, Y.I., Min, S.K., "A Comparative Study on Performance Map Generation Methods for an Axial Compressor of Gas Turbine Engine," *Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Yeosu, Korea, pp. 440-445, Nov. 2012.
3. Ronald J.S., "A Computer Code for Predicting Multistage Axial-Flow Compressor Performance by a Meanline Stage-Stacking Method," NASA Technical Paper 2020, 1982.
4. Park, T.J., Yoon, S.H. and Baek, J.H., "Performance Prediction Comparison of Multi-Stage Axial-Compressor by Stage-Stacking Method," *Proceedings of the KFMA Annual Meeting*, Daejeon, Korea, pp.143-148, Nov. 2001.
5. Kurzke, J., "Model Based Gas Turbine Parameter Corrections," *ASME Turbo Expo*, Atlanta, Georgia, USA, GT2003-38234, Jun. 2003.
6. Kurzke, J., "Modeling the Thrust Management of Commercial Airliners," *International Symposium on Air Breathing Engine*, Busan, Korea, ISABE-2013-1430, Sep. 2013.
7. Kurzke, J., *GasTurb 12-Design and Off-Design Performance of Gas Turbine*, 2012.
8. Klassen, H.A., Wood, J.R. and Schuman, L. F., "Experimental performance of a 16.10-centimeter tip diameter sweptback centrifugal compressor designed for a 6:1 pressure ratio," NASA TMX-3552, 1977.