

# 지상 및 고도 모사 입구 압력조건에서의 마이크로 터보젯 엔진 성능시험평가 연구

이동호\*<sup>†</sup> · 이경재\* · 강영석\* · 정희윤\*

## Performance Test and Evaluation of Micro Turbojet Engine at Sea Level and Altitude-Simulating Inlet Pressure Conditions

Dong-Ho Rhee\*<sup>†</sup>, Kyung Jae Lee\*, Young Seok Kang\*, Heeyoon Chung\*

*Key Words* : Micro turbojet engine(마이크로 터보젯 엔진), Altitude-simulating Inlet Pressure(고도 모사 입구압력), Performance Test and Evaluation(성능시험평가), Corrected Performance Parameter(보정성능인자)

### ABSTRACT

The present study investigated the performance of micro turbojet engine experimentally at various engine inlet pressure conditions, which covers the altitude up to 3.0 km. A test rig for engine performance measurements was built and installed in the altitude engine test facility located in Korea Aerospace Research Institute, and the performance tests were conducted under the altitude conditions obtained by reducing the engine inlet pressure. In this study, commercially available micro turbojet engine, Jetcat P300-RX, was used and the performance parameters, such as thrust, fuel flow rate, exhaust gas temperature, were measured for various PLA conditions at altitude simulating inlet pressure values. The results showed that as the inlet pressure becomes reduced, which means the altitude increases, the thrust and fuel flow rate of the engine decreases monotonously. For example, the thrust is 257.7N at sea level condition while it decreases to 183.7N at 3.0 km altitude condition. When the corrected performance parameters are introduced, those corrected values present single curve regardless of operating conditions. Those results will be used as the reference data not only for performance improvement of the component but also for indigenous engine development program.

### 1. 서 론

마이크로 터보젯 엔진(micro turbojet engine)은 구조가 상대적으로 단순하며, 저비용으로 구현이 가능하기 때문에 기존의 RC 비행기를 비롯한 레저용 비행체를 비롯하여, Fig. 1에 예시된 동체-날개 혼합형 기체(blended wing body) 등의 비행체 선도 기술연구에 널리 사용되는 가스터빈엔진이다. 최근에는 저비용 고성능 추진기관으로 군수 분야에서도 활용 범위가 지속적으로 확장되고 있다. 그 외에도 터보젯 엔진 코어를 활용하여 다양한 파생형 엔진(터보프롭, 터보샤프트, 터보팬 엔진 등)으로 확장 개발하거나, 하이브리드 추진 시스템에서 발전용 주동력원 및 보조동력원(range extender 등)으로도 활용하는 등 적용 범위를 넓혀가고 있다.



(a) NASA X-56 MUTT with Jetcat P400 engines



(b) Airbus MAVERIC with micro jet engines

Fig. 1 UAVs with micro turbojets for advanced technology validation<sup>(1,2)</sup>

\* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

† 교신저자, E-mail : rhee@kari.re.kr

이와 같이 다양한 목적의 비행체와 연계하여 마이크로 터보젯 엔진을 활용하고 활용범위를 넓히기 위해서는, 엔진 자체의 성능 특성을 정확히 이해하고, 이를 기반으로 한 성능 개선 연구가 병행되어야 한다.

마이크로 터보젯 엔진의 성능 관련 연구는 2000년대 이후에 발표되어 왔고, 구성품의 설계/해석 관련 연구가 주를 이루어져 왔다. 이러한 연구 동향은 Rhee 등<sup>(3)</sup>에 정리되어 있다. 이와 별개로 엔진 시스템의 성능 평가에 대한 연구는 엔진 성능지표 데이터 확보를 위한 연구, 엔진 구성품 설계 개선의 검증시험평가, 마이크로 가스터빈엔진의 활용범위 확대를 위한 연구 등이 이루어져 왔다.

Kim 등<sup>(4,5)</sup>은 네덜란드 AMT 사의 Olympus 엔진을 활용하여 터보젯 엔진의 성능평가 연구를 수행하였고, 다양한 조건에서의 성능 데이터 확보 및 설계점 및 탈설계점에서의 엔진 성능 해석 및 시험과의 비교 검증 연구를 수행하였다. Burger<sup>(6)</sup>는 마이크로 가스터빈엔진에 대하여 크로스오버(crossover) 방식의 디퓨저-디스월러가 적용된 압축기의 설계 개선을 수행하였고, 개선형상품을 엔진에 적용하여 성능 시험평가를 수행하였다. 그 결과, 기존 엔진 형상 대비 성능이 대폭 향상되는 것을 확인하였다. Benini와 Giacometti<sup>(7)</sup>는 연구 목적의 최대 추력 200N급 마이크로 터빈에 대하여 구성품의 설계, 제작, 조립 및 성능시험평가의 세부 과정 및 정보를 정리하였고, Montazeri-GH 등<sup>(8)</sup>은 마이크로 터보젯 엔진의 시동 구간에서의 엔진 거동 특성에 대하여 해석적, 실험적으로 고찰하였다.

본 연구에서는 최대 출력 300N급의 상용 마이크로 터보젯 엔진에 대하여 지상조건을 포함한 다양한 고도 조건을 모사하는 입구 압력조건에 대하여 성능시험을 수행하였다. 해당 성능시험 결과는 엔진 및 엔진 구성품 성능해석 및 개선 설계 결과의 검증, 국내 개발 엔진의 성능과의 비교검증자료로 활용될 예정이다.

## 2. 마이크로 터보젯 엔진 및 구성품 형상

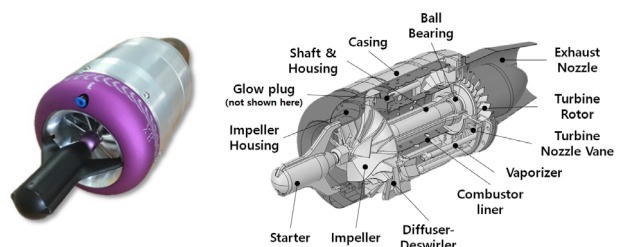
본 연구에서는 독일 Jetcat 사의 P300-RX 마이크로 터보젯 엔진에 대하여 성능시험을 수행하였다. Jetcat P300-RX 엔진의 내부 구성은 Rhee 등<sup>(3)</sup>에 제시된 일반적인 마이크로 터보젯 엔진과 동일한 형상 및 구조를 갖는다. Jetcat P300-RX 엔진의 주요 성능사양은 Table 1에 정리되어 있으며, 엔진의 외형 및 내부 구성품은 Fig. 2에 제시되어 있다.

## 3. 마이크로 터보젯 엔진 성능시험리그 및 설비

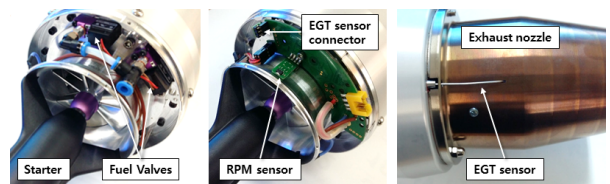
마이크로 터보젯 엔진의 성능시험평가를 위하여 추력을 포함한 엔진 성능지표 측정이 가능한 시험리그를 설계, 제작하였다. 엔진 성능시험리그의 개략도가 Fig. 3에 제시되어 있

Table 1 Specifications of Jetcat P300-RX<sup>(9)</sup>

Specifications	Dimension	Value	Remarks
idle RPM	-	33,000	
Max. RPM	-	106,000	
Max. thrust	N	300	
EGT	℃	750	
Pressure Ratio	-	3.55	
Mass flow rate	kg/s	0.5	
Exhaust gas velocity	km/h	2,160	
Fuel consumption	ml/min	980	max thrust condition
Specific fuel consumption	kg/N-hr	0.16	max RPM condition
Weight	g	2,630	
Diameter	mm	132	
Length	mm	365	including starter



(a) Photograph and cutaway of engine



(b) Sensors and sub-components of the engine



(c) fuel pump and engine control unit

Fig. 2 Jetcat P300-RX engine and sub-components

다. 성능시험리그는 엔진 장착부, 연료계통, 측정계통, 전원 공급계통 등으로 이루어지며, 최대 추력 500N 급의 엔진 성능시험이 가능하도록 추력 측정을 위한 로드셀, 연료유량 측정 터빈유량계, 연료제어밸브 등을 포함하여 온도 및 압력 측정을 위한 다수의 센서가 시험리그에 장착되어 있다. 마이크로 터보젯 엔진의 성능시험평가리그 및 부속 장비 구성품, 작동방식 등에 대한 상세한 내용은 Back 등<sup>(10)</sup>에 기술되어 있다. 참고로, 본 연구에서는 고도 모사조건 시험 수행 중 엔

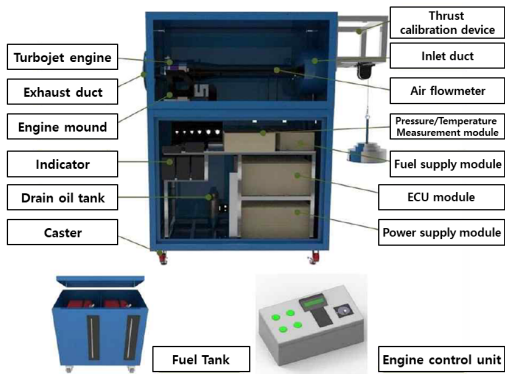


Fig. 3 Micro turbojet engine performance test rig

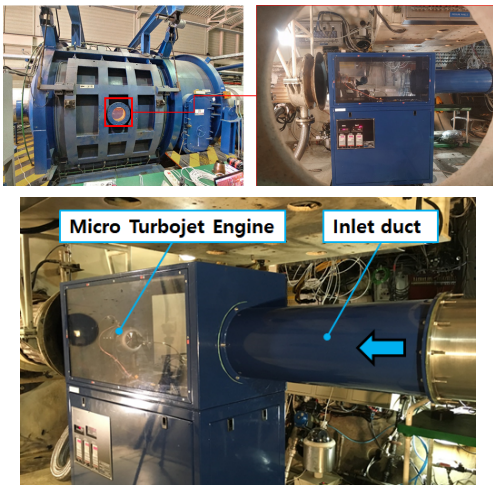


Fig. 4 Photographs of altitude engine test facility(AETF) and micro turbojet performance test rig in the test cell

Table 2 Test conditions for micro turbojet engines

Test No.	Inlet pressure (kPa)	Inlet temperature (K)	Simulating Altitude	Standard Atmosphere Condition <sup>(11)</sup>
1	100.4	301.1	Sea level	101.3 kPa 288.2K
2	94.3	300.7	0.6 km	94.2 kPa 284.2K
3	84.0	298.9	1.5 km	84.3 kPa 278.4
4	69.7	298.2	3.0 km	70.1kPa 268.7K

Table 3 Power lever angle(PLA, %) and corresponding RPM of the micro turbojet engine

PLA(%)	RPM	PLA(%)	RPM
0	33,000	60	75,600
10	40,100	70	82,700
20	47,200	80	89,800
30	54,300	90	96,900
40	61,400	100	104,000
50	68,500	-	-

진 상태 확인을 위하여 공기유량계를 탈거한 상태에서 시험을 수행하였다.

마이크로 터보젯 엔진을 지상 조건 및 고도 모사 조건에서 운용하여 각각의 조건에서 엔진조립체의 성능(추력) 평가를 위하여 한국항공우주연구원에 구축되어 있는 고도 조건 시험평가 설비(Altitude Engine Test Facility)를 활용하였다. 본 시험 설비는 최대 고도 12 km 조건, 최저 온도  $-75^{\circ}\text{C}$ , 최저 압력 31 kPa까지 구현이 가능하며, 최대 유량 40 kg/s, 최대 추력 3,000 lbf(약 13,000N)의 엔진 성능 평가가 가능한 설비이다.

Fig. 4에 제시된 바와 같이, 해당 시험설비에 엔진성능시험리그를 설치하였고, 엔진 시험리그에 공급되는 유동의 압력을 조절하여 지상 조건에서 고도 3.0 km에 해당하는 압력 조건까지 다양한 조건에 대하여 터보젯 엔진의 성능을 평가하였다. 상세 조건 및 절차는 4장에 기술되어 있다.

#### 4. 마이크로 터보젯 엔진 성능시험조건 및 절차

전술한 바와 같이, 마이크로 터보젯 엔진의 성능평가를 위하여 고도조건시험설비 및 성능시험평가리그를 활용하여 시험을 수행하였다.

지상 상온 조건에서 마이크로 터보젯 엔진 성능을 평가하였고, 이후 고도 모사조건인 감압 조건에서 성능을 평가하였다. 시험설비의 운용 특성을 반영하여, 고도 모사조건에서의 엔진 성능평가를 위하여 성능시험설비 내부의 압력을 고도 0.6 km 수준으로 낮춘 후 설비에서 구현 가능한 최저 마하수 수준(마하수 0.05)으로 감압 공기를 시험리그에 공급하면서 엔진을 시동하였고, 이후 서로 다른 고도 모사조건으로 압력 조건을 변경하면서 엔진 성능시험을 수행하였다.

본 연구에서는 지상 조건을 포함하여 서로 다른 4가지 고도 모사조건에서 시험을 수행하였고, 이때 각각의 시험조건인 엔진 입구 압력과 온도는 Table 2에 정리되어 있다.

고도 모사조건은 엔진 입구 공급 공기의 압력을 고도조건에서의 대기압과 동일한 압력으로 설정하여 감압시켜서 구현하였으며, 이때 유입되는 감압 공기의 온도는 별도의 제어를 하지 않고 상온의 공기를 그대로 활용하였다. 이러한 조건은 고도 조건 시험평가 설비 용량과 마이크로 터보젯 성능 시험리그의 운용 조건 차이에 따른 제한사항(고도 모사조건 공기공급 형상, 시험조건 구현 소요시간, 연료탱크 용량, 시험리그 장착 구성품의 작동 허용온도 등)을 고려한 결과이다. 이 경우, 아래 Table 2에 기재된 것과 같이 해당 고도 별 표준대기 온도는 268~278K이나, 본 시험조건에서의 온도는 이에 비하여 20~30K 온도가 높은 고온 조건(hot day condition)에 해당하며, 본 논문에서는 실측된 엔진 성능인자 값과 온도 및 압력 보정 성능인자 값을 모두 제시하여 마이크로 터보젯 엔진 성능을 분석하였다.

마이크로 터보젯 엔진의 성능은 아이들 RPM(idle RPM) 부터 최대 추력조건 RPM까지 회전수를 변화시켜가며 평가하였고, 엔진 회전수는 엔진 PLA(Power lever angle, %)에 따라 조정되도록 구축되었으며, 본 연구에서는 PLA 10% 단위로 변경하며 성능을 평가하였다. 각각의 PLA에 따른 엔진 제어기에서 설정되는 회전수는 Table 3에 제시되어 있다. 엔진 성능시험 중에는 설정 회전수 대비 실제 회전수의 편차는  $\pm 300$  RPM 수준인 것으로 나타났다. 참고로, 100% PLA 조건과 관련해서 엔진 제조사의 사양 기준으로 최대 RPM은 106,000 RPM이지만, 본 연구에서는 운용 중의 안전을 고려하여 최대 RPM은 그보다 낮은 104,000 rpm이 되도록 설정하였다.

성능시험을 위하여 지상 조건 및 고도 0.6 km 조건에서는 회전수 전 영역에 대하여 PLA 기준 10% 간격으로 측정하였고, 고도 1.5 km 이상의 감압 조건에서의 성능데이터는 고도 0.6 km 조건에서 엔진 시동 후 PLA 50% 조건이 되도록 한 후 고도모사 압력조건을 설정하여 성능을 측정하였다.

엔진 성능평가를 위하여 측정되는 주요 지표로는 엔진 흡입구 온도( $T_{inlet}$ ) 및 압력( $P_{inlet}$ ), 엔진 회전수(RPM), 추력, 연료유량(fuel flow rate,  $W_f$ ), 배기가스 온도(exhaust gas temperature, EGT) 등이 있으며, 이외에도 엔진 케이싱 온도 측정 열전대, 엔진 진동 측정 센서 등이 추가로 설치되어 있다. 성능시험 결과분석에서는 엔진 회전수와 배기가스 온도는 엔진에 장착되어 있는 센서로부터의 값을 활용하였으며(ECU 출력값), 흡입구 온도, 압력 및 추력, 연료유량은 별도의 계측센서를 장착하여 측정하였다. 추력 측정을 위한 로드셀의 교정 결과 오차는  $\pm 0.1\%$  미만이며, 연료유량 교정 결과  $\pm 0.4\%$ 로 나타났다. 온도는 K-타입 열전대로 측정하였으며, 이때의 오차는  $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 이다.

## 5. 마이크로 터보젯 엔진 성능시험결과

### 5.1 지상 조건 성능시험

Fig. 5는 지상 조건에서의 터보젯 엔진 시동 및 성능시험 결과 중 시간에 따른 엔진 회전수 및 배기가스온도, 추력 분포를 나타낸 그림이다. 엔진 시동 후, 일정 시간 아이들 RPM을 유지하였다가 PLA 20%에서 100%까지 변화시켜가며 성능인자를 측정하였다. 시험 중 각각 PLA 조건은 Fig. 5의 RPM 곡선에 표기하였다.

Fig. 6은 엔진의 시동 구간의 데이터를 나타낸 그림이다. Jetcat P300-RX 엔진의 시동은 시동 신호 인가 후 아이들 RPM 도달까지를 의미하여, 약 90초 정도가 소요되었다. 시동 구간은 크게 시동기 구동-점화-가속-아이들 RPM 도달로 구분되며, 가속 중 아이들 RPM의 50% 수준에서 시동기가 엔진 회전축으로부터 분리된다.

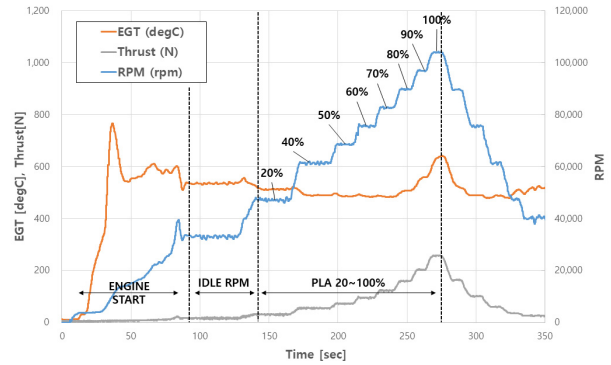


Fig. 5 Performance measurement of Jetcat P300-RX engine

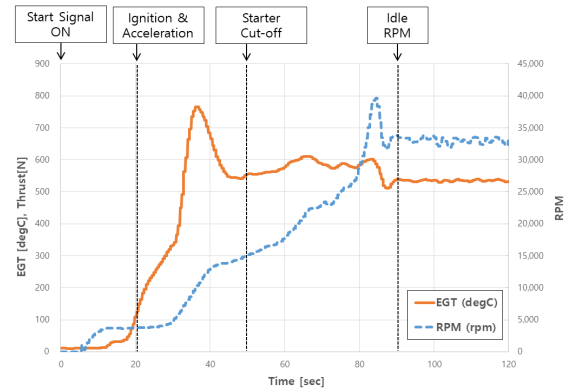


Fig. 6 EGT and RPM behaviors in starting region

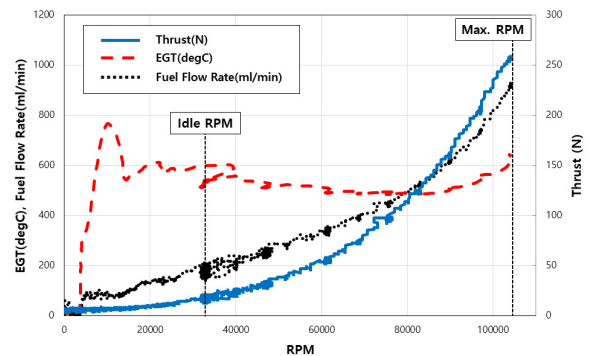


Fig. 7 Performance parameters along the engine RPM at sea level condition

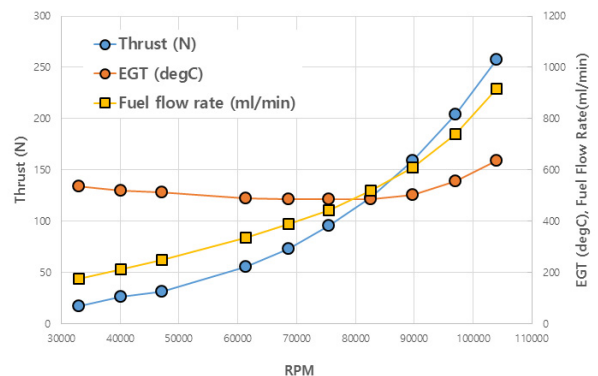


Fig. 8 Performance Parameters at sea level condition

시동 초기 구간에는 점화기에 연료를 다량으로 공급하는 반면 엔진 회전수가 낮아서 터빈에서 팽창이 제대로 이루어지지 않기 때문에 배기가스 온도가 급격히 상승하게 되며, 점화 시점에 따라 상이하지만 보통 700~850℃ 수준의 최대 값을 갖는다. 이후 엔진 회전수 상승에 따라 배기가스 온도가 안정화되는 것을 알 수 있다. 엔진 회전수의 경우도, 점화 이후 급격한 가속이 이루어지며 이후 엔진 회전수에 따라 엔진 제어기에서 연료량을 제어하며 아이들 RPM까지 도달하도록 한다.

Fig. 7은 시동에서 엔진 최고 회전수까지 회전수를 기준으로 엔진 추력, 배기가스 온도 및 연료유량 변화추이를 나타낸 그림이며, Fig. 8은 각각의 PLA 조건에 해당하는 엔진 회전수에서의 성능지표를 나타낸 그림이다.

배기가스 온도는 앞서 언급한 바와 같이 시동 구간에서 최고 온도를 보이고 이후 엔진 회전수 증가에 따라 안정화되는 것으로 나타났고, 이후 회전수 및 추력 증가에 따라 서서히 감소하다가 최대 회전수 조건에 가까워지면서 다시 상승하는 분포를 보인다. 추력과 연료유량은 회전수 증가에 따라 단조 증가하는 분포를 보이며, 고 회전수 영역으로 갈수록 증가폭이 커지는 것으로 나타났다.

본 연구에서는 최고 회전수인 104,000RPM에서 추력은 257.7N, 연료유량은 약 920 ml/min으로 측정되었다. 해당 성능지표는 Table 1의 엔진 제조사 사양보다 낮은 값으로, 이는 시험에서의 엔진 최고 회전수가 엔진 제조사 사양보다 낮고 표준대기 조건 대비 낮은 압력과 높은 온도로 인하여 엔진의 성능의 저하가 나타났기 때문이다.

**5.2 고도 모사조건을 위한 입구압력 변화 영향성**

고도 3.0 km까지 고도 모사조건 구현을 위하여 입구 압력을 감압하며 엔진 성능시험을 수행하였고, Fig. 9에 엔진 성능시험 이력이 제시되어 있다. 고도 0.6 km 조건에서 엔진 시동 후 PLA 100%까지 성능 측정을 수행하였고, 이후 PLA 50% 조건에서 입구 압력을 조정(감압)하고, 각각의 고도 모사조건에서 PLA 100%까지의 성능을 평가하였다. 이때 각각의 운용조건은 Table 2에 정리되어 있다.

Fig. 10은 서로 다른 고도 모사조건에서의 엔진 성능지표를 나타낸 그림이다. 회전수에 따른 성능지표의 변화 경향은 지상조건(Fig. 8)과 유사한 것으로 나타났다. 하지만 입구 압력 감소에 따라 추력과 연료유량이 전반적으로 감소하는 것을 확인하였다.

Table 4는 최대 추력 조건인 PLA 100% 조건에서의 추력, 연료유량 및 엔진 회전수를 비교한 표이다. 엔진 회전수는 엔진 운용조건에 관계없이 104,000 RPM 수준이 잘 구현되는 것을 알 수 있고, 추력 및 연료유량은 입구압력이 가장 낮은 경우 지상 조건 대비 약 70% 수준인 것으로 나타났다.

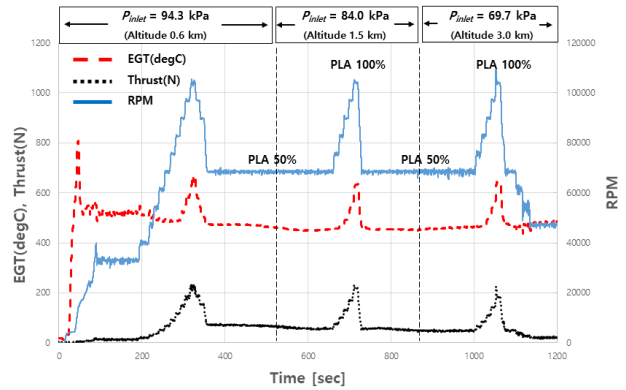
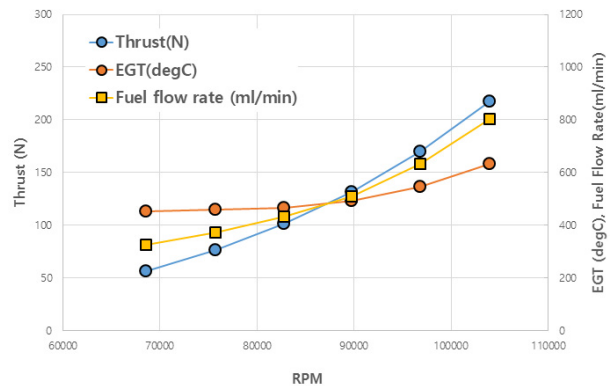
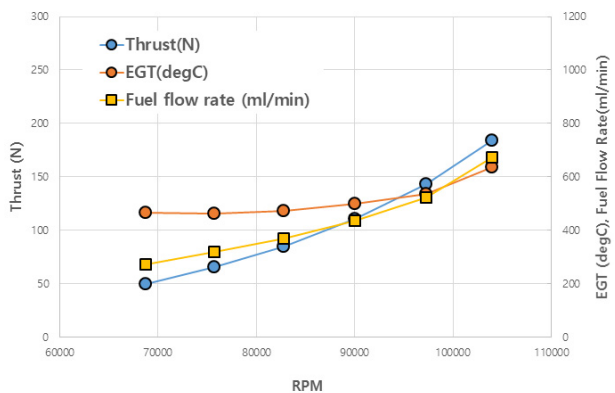


Fig. 9 Performance parameters of micro turbojet engine during altitude-simulating test conditions



(a)  $P_{inlet} = 84.0$  kPa (altitude 1.5 km)



(b)  $P_{inlet} = 69.7$  kPa (altitude 3 km)

Fig. 10 Thrust and EGT distributions for difference altitude-simulating inlet pressure conditions

Table 4 Engine Performance at PLA 100% condition

$P_{inlet}$	Thrust	Fuel flow rate	RPM
100.4 kPa	257.7N	918.1 ml/min	104,068 RPM
84.0 kPa	217.7 N	802.0 ml/min	104,000 RPM
69.7 kPa	183.7 N	673.3 ml/min	104,012 RPM

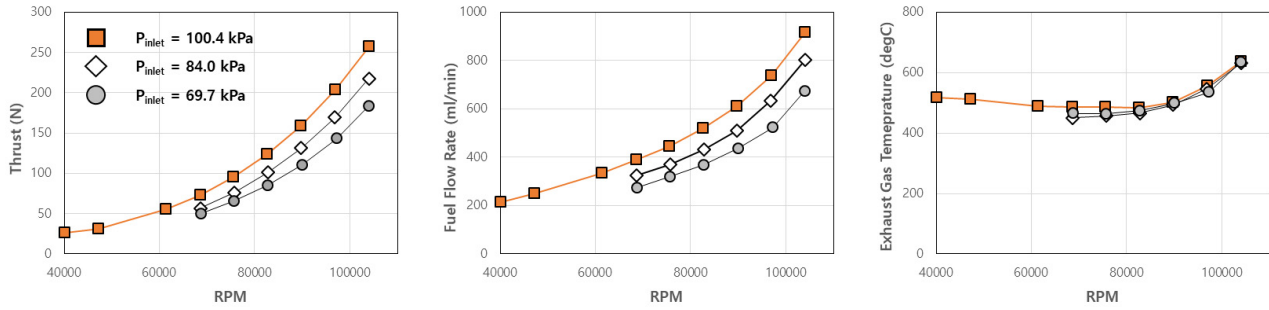


Fig. 11 Comparison of performance parameters for various altitude-simulating inlet pressure conditions

Fig. 11은 지상 조건과 고도 모사조건에서의 성능지표를 회전수 변화에 따라 비교한 결과이다. 전술한 바와 같이, 추력과 연료유량은 고도가 증가할수록, 즉 엔진 입구압력이 감소할수록 전반적으로 감소하는 것을 알 수 있다. 이는 엔진으로 유입되는 공기의 동일 체적유량에 대하여 압력이 감소함에 따라 밀도가 감소하고 결과적으로 유입되는 질량유량이 감소하기 때문이다. 단, 배기가스 온도의 경우, 입구 압력조건에 관계없이 유사한 값을 나타냈는데, 이는 입구 온도 조건은 모든 시험조건에서 유사하게 설정되어 있으며, 질량유량과 연료유량이 모두 감소하였기 때문인 것으로 판단된다.

실제 고도조건에서의 대기 온도가 반영되는 경우에는 온도 감소에 따라 밀도가 증가하게 되고, 이로 인하여 본 연구에서의 조건 대비 동일 엔진 회전수 조건에서 질량 유량 및 연료유량이 증가하게 되어 추력은 좀 더 증가할 것으로 예상된다. 이러한 온도 및 압력 변화에 따른 성능인자 수치의 변화를 고려하기 위하여 일반적으로 보정 성능인자 (corrected performance parameter)를 도입하여 엔진 성능을 나타내며, 보정 성능인자 관련 내용은 다음 절에 기술되어 있다.

### 5.3 보정 성능 검토

Fig. 12는 PLA 70%와 100% 조건에서의 추력과 연료유량을 입구 압력조건에 따라 나타낸 그림인데, 두 경우 모두 입구압력에 따라 선형적으로 변화하는 것을 알 수 있다. 이와 같이 가스터빈엔진의 유량, 회전수, 추력(출력) 등 가스터빈의 성능지표는 다양한 운용조건에서의 운용 온도 및 압력으로 보정하여 제시할 수 있다. 이러한 가스터빈 성능인자의 보정식과 유도 과정은 Volponi<sup>(12)</sup>에 상세히 기술되어 있다.

본 연구에서 측정된 성능지표에 대해서 아래 식 (1)~(3)과 같이 보정하였고, 이를 정리하면 Fig. 13에 제시하였다.

보정 회전수(Corrected RPM)

$$N^* = N / \sqrt{(\theta)} \quad (1)$$

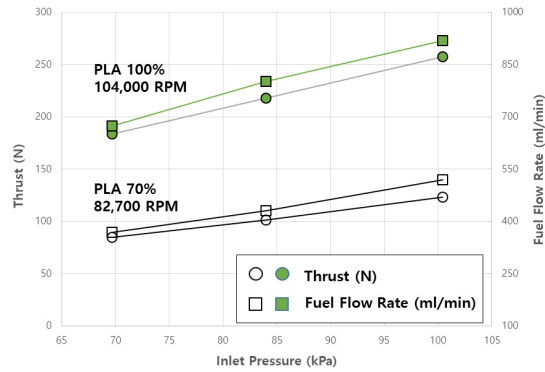
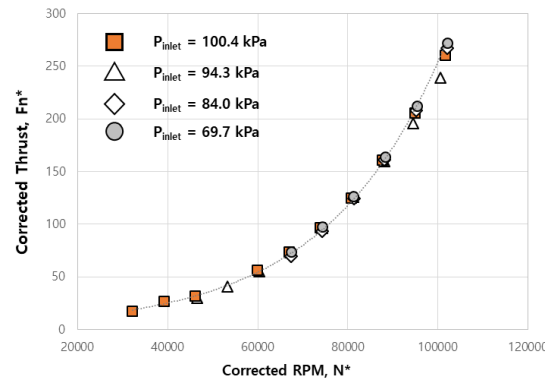
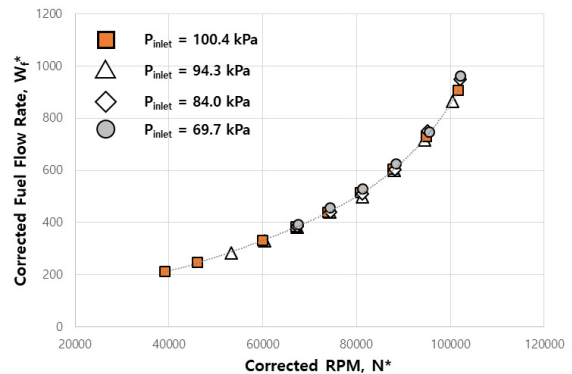


Fig. 12 Thrust and fuel flow rate distributions for various engine inlet pressure values



(a) corrected thrust



(b) corrected fuel flow rate

Fig. 13 Corrected performance parameters for various operating conditions

보정 추력(Corrected thrust)

$$Fn^* = Fn / \delta \quad (2)$$

보정 연료유량(Corrected fuel flow rate)

$$W_f^* = W_f / \sqrt{(\theta)} \delta \quad (3)$$

여기서,  $\theta = T_{inlet}/288.15$ ,  $\delta = P_{inlet}/101.3$ 을 의미한다.

Fig. 13에서 볼 수 있듯이 고도 조건을 모사한 다양한 입구 압력조건에 대하여 보정 회전수에 대하여 보정 추력 및 보정 연료유량을 나타내면 하나의 곡선으로 표현되는 것을 확인하였으며, 향후 해당 곡선 관계식을 이용하여 이외의 다양한 조건에서의 성능 해석 및 전산해석 결과 검증 등에 활용할 수 있을 것이다.

## 6. 결 론

본 논문에서는 표준 대기 조건 기준 최대 추력 300N급 마이크로 터보젯 엔진에 대하여, 한국항공우주연구원에 구축되어 있는 엔진 고도조건시험설비 및 엔진성능시험리그를 이용하여 지상조건과 고도 0.6~3 km에 해당하는 입구 압력조건에서 수행되었고, 그 결과를 정리하면 다음과 같다.

- (1) 엔진 성능시험리그를 구축하여 지상조건에서 성능시험을 수행한 결과, 정상적인 시동 및 성능 평가가 가능한 것을 확인하였고, 측정 결과 최대 회전수 104,000RPM에서 추력 257.7N, 연료유량 918.1 ml/min으로 측정되었다.
- (2) 고도 모사 조건인 입구 감압조건에서 성능을 평가한 결과, 고도가 증가할수록 추력과 연료유량이 감소하는 것을 확인하였고, 고도 3.0 km에 해당하는 입구 압력조건에서는 지상 조건 대비 약 70% 수준의 성능을 갖는 것으로 확인되었다.
- (3) 마이크로 터보젯 엔진의 성능지표를 보정하여 비교한 결과, 모든 운용조건에서의 성능지표 측정값이 하나의 곡선으로 표현되는 것을 확인하였고, 이러한 결과로부터 대상 엔진의 성능곡선을 도출하였다.
- (4) 한국항공우주연구원에서는 현재 마이크로 터보젯 엔진의 국내 독자 개발을 추진 중인 중소기업에 대하여 상용화 지원 성능시험평가 및 구성품 성능 개선 연구를 수행 중이며, 상기 시험평가 결과는 독자 엔진 개발 및 구성품 성능 개선의 기준 데이터로 활용할 수 있을 것이다.

## 후 기

본 연구는 한국연구재단의 지원(과제번호 No. 2016M1B3 A1A01937189), 한국항공우주연구원에서 지원하는 '항공용 마이크로 가스터빈 엔진 통합설계 플랫폼 구축' 및 '마이크로 가스터빈 상용화 개발' 과제의 지원으로 수행되었습니다.

## References

- (1) [https://www.nasa.gov/centers/armstrong/features/X-56A\\_milestone.html](https://www.nasa.gov/centers/armstrong/features/X-56A_milestone.html)
- (2) <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2020/02/airbus-reveals-its-blended-wing-aircraft-demonstrator.html>
- (3) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Chung, H., 2020, "Trends of Micro Turbojet Engines within Thrust Range up to 1,000N," KFSM 2020 Summer Conference.
- (4) Kim, S., Choi, S., Rhee, D. H., 2018, "Off-design Performance Analysis based on Experimental Data of a Micro Gas Turbine Engine," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 22, No. 6, pp. 64-71.
- (5) Kim, S., Choi, S., Rhee, D. H., 2017, "Experimental Study of the Micro Gas Turbine Engine Performance Test," 2017 KSPE Spring Conference.
- (6) Burger, C. J., 2016, "Design Procedure of a Compact Aerodynamic Crossover Diffuser for Micro Gas Turbine Application," MS Thesis, Stellenbosch University, South Africa.
- (7) Benini, E., Giacometti, S., 2007, "Design, manufacturing and operation of a small turbojet-engine for research purposes," Applied Energy, Vol. 84, pp. 1102-1116.
- (8) Montazeri-GH, M., Fashandi, S. A. M., Jafari, S., 2018 "Theoretical and Experimental Study of a Micro Jet Engine Start-up Behavior," Technical Gazette, Vol. 25, No. 3, pp. 839-845.
- (9) <http://www.jetcat.de/>
- (10) Back, K., Kim, S., Kho, S., Lee, K., 2018, "Development of a Small Gas Turbine Engine Performance Test Rig for High Altitude Test," SASE 2018 Spring Conference.
- (11) <https://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>
- (12) Volponi, A. J., 1998, "Gas Turbine Parameter Corrections," ASME Paper No. 98-GT-347.