



Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.6.051>

초소형 가스터빈 엔진용 금속 3D 프린팅 연소기 성능 시험

김재호^{a,*} · 김형모^a · 박부민^a · 이동호^a

Performance Test of Metal 3D Printed Micro Gas Turbine Engine Combustor

Jaiho Kim^{a,*} · Hyungmo Kim^a · Poomin Park^a · Dongho Rhee^a

^a *Aeropropulsion Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea*

^{*} *Corresponding author. E-mail: kimjh27@kari.re.kr*

ABSTRACT

In this study, a set of performance tests on 3D-printed combustor components were carried out to investigate the performance of 3D-printed component and its feasibility for micro gas turbine engines. The test were conducted for four different equivalence ratios under two different engine operating conditions. The measurement results show that the tested combustor had a low total pressure loss coefficient and a uniform exit temperature distribution. However, the combustion efficiency values are less than 93.5% owing to the large amount of UHC and CO, which is considerably lower than a typical gas turbine engine combustor. The performance data obtained from the tests will be used for combustor performance improvements using 3D-printing technology.

초 록

본 연구에서는 소형 무인기에 사용되는 초소형 가스터빈 엔진의 연소기를 3D 프린팅으로 제작하고, 시험 설비와 리그를 제작하여 연소기 단품 성능시험을 수행하였다. 연소기 성능시험은 두 가지 부하조건에서 당량비를 조절하여 각 부하조건 별 4가지 시험조건에서 수행하였다. 성능시험 결과 연소기의 압력손실과 출구온도분포는 우수하였지만, 연소가스에서 다량의 UHC와 CO가 검출되어 연소 효율은 일반적인 가스터빈 연소기에 비해 아주 낮음을 확인하였다. 성능시험을 통해 획득한 정량적 성능데이터는 향후 3D 프린팅 기술로 성능이 개선된 연소기의 설계와 제작에 활용 할 예정이다.

Key Words: Micro Gas Turbine Engine(초소형 가스터빈 엔진), Gas turbine combustor(가스터빈 연소기), Metal 3D Printing(금속 3d 프린팅), Combustor performance test (연소기 성능시험)

1. 서 론

초기 소형 무인항공기(이하 무인기)는 정찰/감

시, 통신과 같은 군사적인 목적에서 제한적으로 사용되었다. 하지만, 최근 무인기는 항공기술과 관련 산업의 발달로 농업, 수송, 소방, 교통감시와 같은 민간영역으로 활용범위가 확대되고 관련 연구개발이 활발히 수행되고 있다. 무인기는 운용목적, 임무, 비행고도, 이륙중량, 크기, 체공시간, 기능과 같은 항목에 따라 분류되고 다양한 형태로 존재 한다. 무인기의 추진시스템은 운용

Received 11 June 2019 / Revised 18 August 2019 / Accepted 20 August 2019
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2019년도 춘계학술대회(2019. 5. 29-31, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

목적에 따라 선정되며, 추진시스템의 성능이 무인기의 성공적인 운용에 큰 역할을 한다. 무인기의 추진시스템은 가스터빈 엔진, 왕복동 내연기관, 전기추진시스템 등과 같이 다양하다. 이 중 가스터빈 엔진은 단위중량당 가장 많은 추진력(동력)을 발생하는 추진시스템으로 유/무인기에 가장 많이 사용되는 시스템이다. 가스터빈은 항공기의 엔진으로는 매력적인 시스템이지만, 다른 추진시스템에 비해 상대적으로 구조가 크고 복잡하기 때문에 주로 중/대형 무인기에 적용되고 소형무인기에는 널리 사용되고 있지 않다. 하지만, 최근 소형 무인기의 활용과 수요가 높아짐에 따라 소형 무인기에 적용 가능한 초소형 가스터빈 엔진 개발을 위한 연구가 진행 중에 있다.[1]

초소형 가스터빈 엔진은 주로 소형 무인기에 사용되기 때문에 크기와 무게가 가벼워야 할 뿐만 아니라 제작도 용이해야 한다. 따라서 대부분의 초소형 가스터빈 엔진은 연소기가 작고, 연료분무 방식도 구조적으로 간단한 기화기방식을 사용한다. 이러한 방식의 연소기는 연소기내의 연소가능 영역과 길이가 짧아 연소가스의 체류시간이 상대적으로 짧고, 연료기화기의 분무 효율도 스웰 인젝터보다 낮기 때문에 상대적으로 연소효율이 낮게 나타난다. 따라서 이러한 연소기와 기화기의 단점을 연소기와 기화기의 형상변경을 통해 성능을 개선하기 위한 연구가 시도되고 있다[2-4]. 현재까지 개발된 초소형 가스터빈 엔진은 전통적인 기계가공방식으로 제작되기 때문에 성능은 우수하지만 구조적으로 가볍고 복잡한 형상의 부품 제작에 한계가 있다. 하지만 최근 금속분말 소재를 적층하여 형상을 제작하는 3D 프린팅 기술이 발전하고 관련 산업이 발달함에 따라 기존 가공방식으로는 제작이 어려운 복잡한 형상의 부품도 쉽고, 빠르게 설계, 제작할 수 있어 다양한 분야에 사용되고 있으며, 가스터빈 엔진의 제작 및 연구개발에 이 기술을 활용하려는 시도가 활발히 진행 중이다.

현재 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서도 3D 프린팅 기술을 활용한 초소형 가스터빈 부품의 설계와 3차원 성능해석을 수행하고 있으며, 이를 제작하여 시제품에 대한 성능시험을 통해

3D 프린팅을 활용한 가스터빈 엔진 개발 기술과 성능 검증을 수행중이다[5].

본 논문에서는 상기 언급된 초소형 가스터빈 엔진 구성품 중 하나인 연소기의 성능 평가를 위한 시험 설비 구축 및 연소기 시험리그 제작과 3D 프린팅으로 제작된 연소기 대한 성능시험을 수행하고 그 결과를 기술하였다.

2. 가스터빈 엔진 및 연소기

2.1 가스터빈 엔진 선정

본 연구에서는 엔진의 구성품을 3D 프린팅으로 설계/제작해야하기 때문에 제작 가능한 크기, 개발초기 발생할 수 있는 설계/제작과정의 시행착오를 신속하게 대응할 수 있는 엔진형상, 분해조립시간이 짧고 구성품의 제작시간이 적게 소요되는 엔진을 선정하였다. 이러한 사항을 고려하여 Fig. 1인 독일 Jetcat 사 소형 가스터빈 엔진 P300-RX Turbo-Jet을 선정하였다. 이 엔진은 가로 380 mm, 지름 134 mm으로 초소형이며, 최대 추력 300 N 급으로 연료는 Jet A-1을 사용하며, 주로 취미용 RC와 유도무기 표적용 단수명 소형 무인기에 사용한다[6]. 엔진의 선정 후 엔진의 구성품에 대한 3차원 형상설계, 해석을 수행하고 성능개선을 위한 연구를 위해 상세 분해검사를 수행하였다.

2.2 소형가스터빈 연소기

Fig. 2는 연소기의 단면 형상과 공기/연료의 유동 흐름도이다. 연소기는 Fig. 3과 같이 직류



Fig. 1 Benchmarked Micro gas turbine engine (Jetcat P300-RX).

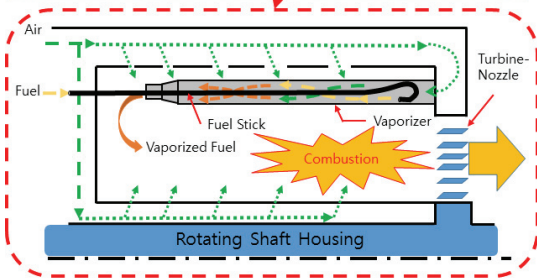
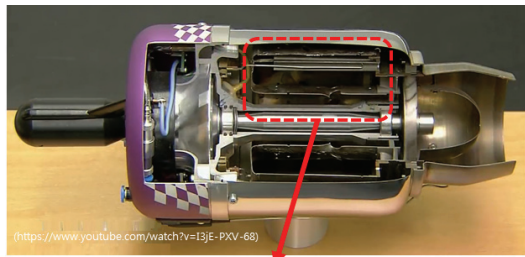


Fig. 2 Cross-sectional view of micro gas turbine engine and air and fuel low diagram combustor[7].

환형 연소기 라이너와 기화기와 터빈노즐이 일체형인 기화기 몸체로 구성되어 있다. 연소에 사용되는 공기는 연소기 라이너 안쪽과 바깥쪽에 있는 공기 흡을 통해 연소기내로 공급되고, 연료는 Fig. 2와 같이 연료배관(Fuel Stick)을 통해 액체 상태로 기화기(Vaporizer) 후단에서 전단방향으로 분사되며, 분사된 액체상태의 연료가 가열된 기화기 내부 표면과 접촉 후 기화되어 기화기 후단에서 공급되는 공기와 혼합되어 연소기 전단으로 분사 되는 방식이다. 연소기내로 공급된 공기와 기화된 연료가 연소기내에서 연소반응 후 생성된 연소가스는 터빈노즐을 통과하여 터빈으로 공급된다.

본 연구에서는 3D 프린팅 기술로 제작된 연소기의 성능시험을 위해 Fig. 3의 Jetcat 사의 엔진 연소기 형상을 3D 프린팅 기술로 제작하였다. 3D 프린팅은 독일 Concept Laser 사의 소결 적층방식의 Mlab 프린터를 사용했으며, Fig. 4와 같은 과정을 통해 제작되었다. 연소기 제작에 사용된 금속 분말의 소재는 내열성능이 뛰어난 인코넬계열의 IN718을 사용하였다. 연소기 구성품은 Fig. 4(C)와 같이 3D 프린팅 후 표면 연마 및 치수 검사, 시험리그 장착을 위한 후 가공을 수행하였으며, 최종 Fig. 5와 같이 제작되었다.

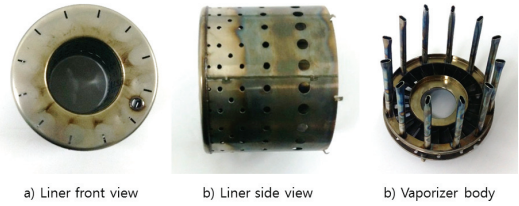


Fig. 3 Jetcat engine combustors.

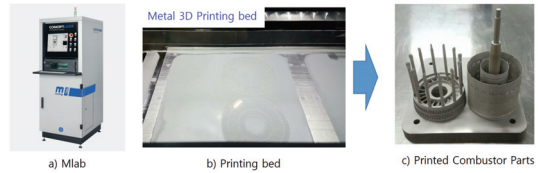


Fig. 4 Metal 3D printing manufacturing process.

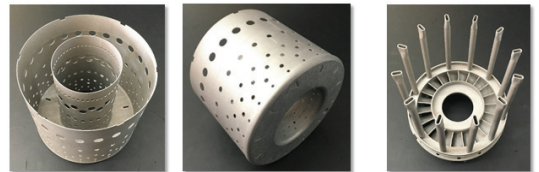


Fig. 5 3D Printed combustor parts.

2.3 엔진 성능 해석

연소기 단품 성능시험을 위해 연소시험 시 실제엔진의 운용 상태와 동일한 조건의 공기 유량과 연료 유량을 연소기에 공급하는 것이 중요하다. 정확한 성능시험 조건을 도출을 위해 엔진해석 상용 소프트웨어를 사용하여 사이클 해석을 수행하였다. 사이클 해석은 지상조건과 고도 3 km, 마하 0.2의 비행속도, 최대추력 조건에서의 엔진 운용 조건을 기준으로 하였다. 엔진 사이클 해석에는 제작사에서 제공하는 사양서(Data Sheet)상의 엔진 공기 유량, 압축비, 배기가스 온도를 반영하고, 압축기/연소기/터빈구성품의 성능효율은 기존 항우연에서 수행된 엔진의 구성품 성능 시험을 통해 축적된 정보를 기반으로 가정하여 사용하였다. 엔진 사이클 해석결과 중 연소기 입구조건으로 사용되는 압축기 입·출구 조건은 Table 1과 같으며 엔진 제작사에서 제공하는 사양서상의 성능과 비교하여 해석결과 값의 신뢰도를 확인하였다.

Table 1. Estimated compressor performance to use inlet condition of combustor.

Station	Description	Temp. [K]	Pressure [kPa]
Ground Condition	Comp. Inlet	288.2	101.3
	Comp. Outlet	451.7	359.7
3km Altitude Condition	Comp. Inlet	268.7	70.1
	Comp. Outlet	449.4	248.9

3. 연소기 성능 시험

3.1 연소기 시험 설비 구성

항공기용 가스터빈 연소기는 일정한 발전출력을 위해 일정한 운용조건에서만 운전하는 발전용 가스터빈과 달리 비행 입무에 따라 운용조건이 다양하다. 따라서 항공기용 가스터빈 연소기는 항공기의 안정적인 운용과 비행을 위해 개발 초기 단계부터 지상에서 실제 항공기 다양한 운용조건을 모사하여 성능시험을 수행하여 연소기의 성능과 안정성을 반드시 검증하여야 한다.

컴팩트한 가스터빈 엔진의 시험 장치와 달리 연소기 단품 성능 시험을 위한 설비는 가스터빈 압축기 출구의 고온고압 공기유동을 구현하기 위한 공기공급장치와 공기가열장치, 연소기의 안정적인 연소시험을 위한 독립적인 점화장치, 연료 공급장치, 연소기의 압력을 모사하기 위한 배압장치, 시험설비를 보호하기 위한 냉각수 공급장치와 이를 안정적으로 운용하기 위한 제어/계측장비로 구성되어 있다. 본 연구에 사용된 항우연이 기 보유하여 운용하는 500 마력 모터를 이용한 다단터보 원심공기압축기와 700 kW급 전열히터를 사용하여 연소기 입구 조건을 모사하고, 추가적으로 가압식 액체연료공급 장치와 점화장치를 설계 제작하여 연소기 성능시험을 수행하였다. Table 2는 항우연에서 보유하고 있는 초소형 가스터빈 연소기 시험설비의 성능이다.

3.2 연소기 시험리그

연소기 시험리그는 연소기 단품의 고유 특성을 확인하기 위해 압축기와 터빈을 제거하고, 연

Table 2. Specification of test facility.

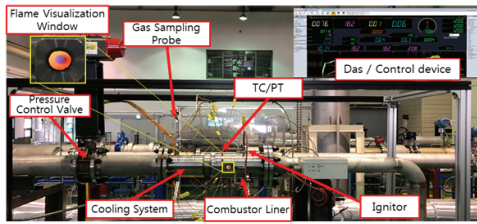
Parameter	Specification	Unit
Max air mass flow rate	2.0	kg/s
Max pressure	4.5	bar. A
Max inlet temperature	800	K
Max fuel mass flow rate	30	g/s

소기만 독립적으로 시험하기 위한 설계와 제작이 필요하다. 이러한 제약조건을 고려하여 본 시험리그에서는 초소형 가스터빈 엔진의 압축기 형상 모사 공기흡입구, 연소기 라이너 및 기화기, 배기부로 총 3가지 부분으로 구성하였다.

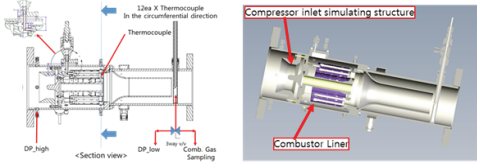
압축기 형상 모사공기 흡입부는 실제 엔진의 압축기 출구와 연소기입구 사이에 있는 구조물과 유사하게 설계 제작하여 엔진에서의 실제 공기 유로를 모사하였다. 또한 구조물은 내부엔 연료매니폴드와 연료배관을 배치하고, 라이너와 기화기의 리그 고정을 위한 실제 엔진의 회전축하우징을 모사한 형태로 제작되었다.

연소기 라이너와 기화기 장착부에는 점화장치와 화염 가시화창이 설치되었다. 실제엔진의 점화기는 연료를 이용한 Glow plug 방식의 점화장치를 이용한다. 이 방식의 점화장치는 연료를 사용하기 때문에 초기 연료온도가 낮으면 점화안 되는 문제점이 있다. 따라서 안정적인 연소시험을 위해 시험리그에서는 점화성능이 우수한 GO_2/CH_4 토치점화장치를 적용하였다. 또한 연소기 라이너 및 기화기부에는 쿼츠창을 장착하여 시험 중 화염을 관찰할 수 있도록 하여 시험 중 연소기 내부의 화염상태를 수시로 확인할 수 있도록 하였다. 이 때 또한 고온에 노출되는 가시화창의 보호를 고려한 냉각공기 공급 장치도 설치하였다. 연소기 출구가 위치한 기화기 몸체 후단에는 열전대를 설치하여 연소기 출구온도를 계측할 수 있도록 하였다.

배기부는 연소가스 포집장치, 배압 조절 밸브, 설비 보호용 냉각수 공급장치로 구성되어 있다. 연소가스를 분석하기 위한 가스포집장치는 고온



(a) Photograph of Combustor liner performance test rig



(b) Cross-sectional view and 3D modeling of test rig

Fig. 6 Combustor liner performance test rig for micro gas turbine engine.

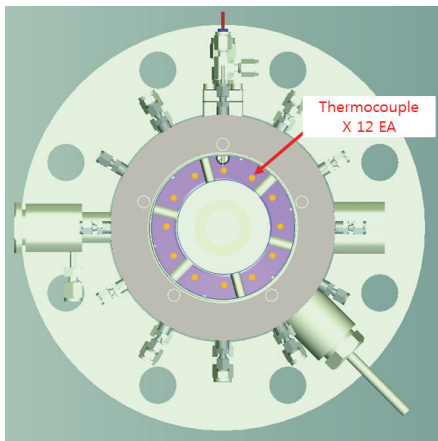


Fig. 7 Schematic of thermocouple position at the combustor exit.

의 연소가스에 직접 노출되기 때문에 냉각수로 냉각하는 이중 배관 구조로 제작되었다. 연소기 배압 조절 밸브는 연소기 내의 배압을 조절하기 위해 리그 가장 하류에 설치하였다. 냉각수 분사 장치는 고온의 연소가스로부터 배관, 배압조절밸브, 연소가스 포집장치와 같은 시험장비와 설비를 보호하기 위해 설치되었다.

연소기 시험리그는 향후 3D 프린팅 기술로 설계, 제작될 다양한 형상의 연소기 성능시험을 수행하기 위해 리그의 조립, 분해 및 수정이 용이하게 설계, 제작 되었다.

Table 3. Combustion test condition.

No.	Operation Condition	Air Mass Flow rate [kg/s]	Air Temp. [K]	Comb. Pres. [kPa.A]	Equiv. * [Φ]
1	Ground DP** (GDP)	0.52	480.4	359.7	0.24
2					0.20
3					0.15
4					0.10
5	Altitude DP (ADP)	0.37	449.4	268.7	0.24
6					0.20
7					0.15
8					0.10

* Equiv : Equivalence Ratio ** DP: Design Point

3.3 연소기 성능 시험

가스터빈의 연소기는 연소 화학반응의 복잡성과 비선형적 특성 때문에 수치해석과 같은 계산적 방식으로는 예측하기가 아주 어렵다[8]. 따라서 연소기의 성능은 반드시 실험적 방법을 통해 확인 하여야한다. 본 연구에 사용된 가스터빈 엔진 연소기의 성능시험을 위한 연소기 입구/압축기 출구의 유동조건은 엔진 사이클 해석으로도 출된 정보인 Table 3을 연소기 시험 조건으로 하여 성능 시험을 수행하였다. 연소성능시험의 성능 분석 항목으로는 연소기 전압력 손실, 연소기 출구 온도분포, 배기가스농도 등이 있으며 연소시험 중에 실시간으로 측정 하였다. 연소기 전압력 손실을 측정하기 위해서 연소기 입구와 출구에 전압력을 계측하였고, 연소기 출구 온도분포와 균일도를 확인하기 위해 연소기 출구에 원주방향으로 총 12 개의 K-type 열전대를 Fig. 7 과 같이 설치하였다. 연소효율계산과 배기가스 농도를 측정하기 위해 연소가스포집은 연소기 출구에서 이루어졌다. 포집된 연소가스의 UHC 농도는 수소불꽃 속의 탄화수소의 이온화 원리를 이용한 FID방식으로, CO의 농도는 적외선 흡수스펙트럼을 이용한 비분산적외선가스분석법 (NDIR)으로 측정하였다. 계측장비는 HORIBA사의 배기가스분석기[9, 10]를 사용하였다.

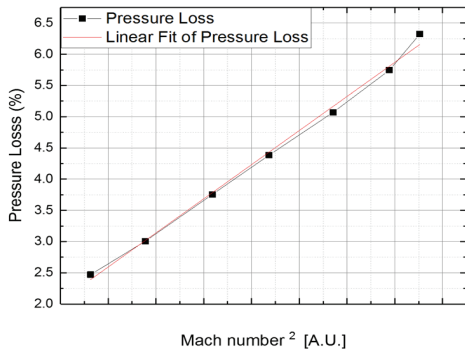


Fig. 8 Pressure drop through the combustor under the cold flow condition.

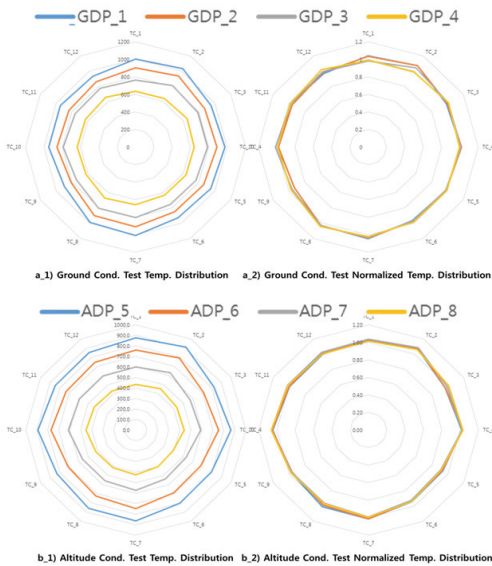


Fig. 9 Circumferential temp. distribution at combustion liner exit.

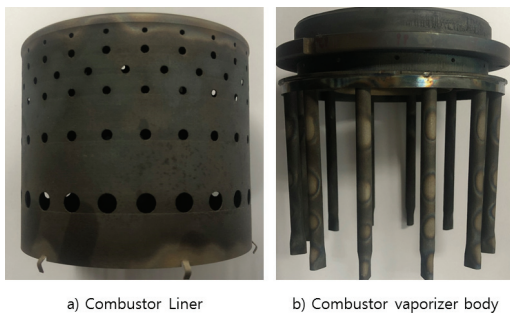


Fig. 10 Photographs of combustor parts after combustion test.

3.4 연소기 성능 시험 결과 및 분석

연소기 성능 시험은 지상운용과 3 km 고도운용 2가지(GDP, ADP) 부하조건에서 연료 당량비를 4 단계로 조절하여 총 8 case에서 수행하였다.

연소기의 전압력 손실은 연소기의 입구와 출구의 압력차이로, 손실이 클수록 터빈입구 압력 강하로 이어지고, 가스터빈의 출력에 큰 영향을 미치는 성능인자로 연소기 설계 시 항상 그 값이 최소가 되도록 설계하여야 한다. 연소기 전압력 손실 측정은 냉간시험(cold flow)과 연소시험(hot Flow)상태에서 측정하였다. 냉간시험 조건에서의 압력손실은 Eq. 1과 같이 유동마하수의 제곱과 선형적 관계로 연소시험 전 Fig. 8과 같이 거의 선형적이었다[8]. 이를 통해 연소시험 전 연소기가 정상 장착되었음을 간접적으로 확인하였다. 연소상태에서의 전 압력손실은 운용 부하에 따라 Table 4와 같이 4.0~5.3%로 일반 초소형 가스터빈 연소기에 비해 낮음을 확인하였다.

Table 4. Combustion Test Result.

No.	Operation Condition	Equiv. Ratio [Φ]	Pres. Drop [%]	PF* [%]	Comb. Effi. [%]	UHC** [ppm]	CO [ppm]
1	Ground DP (GDP)	0.24	5.3	8.0	93.3	1,900	1,010
2		0.20	4.6	10.2	92.2	1,570	544
3		0.15	4.4	10.8	92.0	1,520	555
4		0.10	4.4	9.8	91.9	1,040	380
5	Altitude DP (ADP)	0.24	4.6	9.0	93.0	1,943	1,237
6		0.20	4.5	10.3	93.4	1,594	805
7		0.15	4.2	12.6	91.8	1,563	629
8		0.10	4.0	10.2	90.7	1,227	452

* PF: Pattern Factor ** UHC: unburned Hydrocarbon

$$\frac{\Delta P_{in-out}}{P_{in}} = \frac{\Delta P_{in-out}}{q_{ref}} \frac{R}{2} \left(\frac{\dot{m}_{in} T_{in}^{0.5}}{A_{h,eff} P_{in}} \right)^2 \tag{1}$$

$$\dot{m}_{in} = \rho_{in} A_{h,eff} V_{in} \quad , \quad M_{in} = \frac{V_{in}}{\sqrt{\gamma R T_{in}}}$$

h,eff : total effective hole area in liner

연소기 출구 온도분포는 터빈입구의 온도로 터빈과 엔진 전체의 성능과 수명에 관련된 항목이다. 성능시험을 통해 연소기 출구에서의 원주방향 온도분포와 PF(Pattern Factor)를 측정하였다. 온도 측정결과 연소기 출구에서의 원주방향 온도분포는 Fig. 9와 같이 균일함을 확인하였다. PF값은 Table 4와 같이 부하별로 8.0%~12.6%로 우수하였다. 또한, Fig. 10과 같이 연소시험 후 분해한 연소기와 기화기품체의 열상 상태도 고르게 분포된 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 11은 연료량에 따른 연소효율이다. 연소효율은 연소기에 공급연료량 대비 연소기에서 발생한 열량을 비교하는 성능지표이다. 당량비의 증가에 따라 투입되는 연료량이 증가되고 Table 4와 같이 미연가스의 양도 증가하지만, 연료투입량 대비 미연가스 검출량의 비는 감소하여 연소효율은 증가한다. 연소효율이 높을수록 연료의 사용량이 적고 항공기의 무게를 줄일 수 있기 때문에 중요한 설계 지표이다. 본 연소기의 연소효율은 부하조건에 따라 90.7~93.4%로 일반적인 가스터빈의 연소효율인 99%보다 아주 낮게 나왔다. 연소효율은 연소가스에서 포집한 UHC(Unburned Hydrocarbon)와 CO의 배기지표(Emission Index)당 발열량 제외하여 Eq. 2의 수식을 활용하여 계산하였다[8].

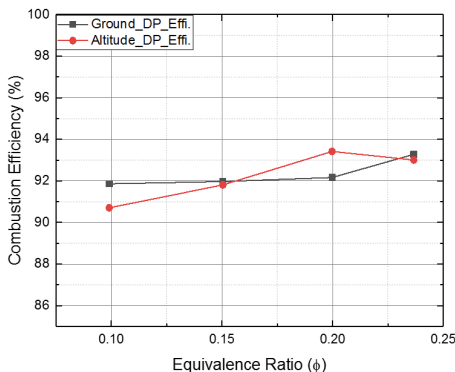


Fig. 11 Combustion efficiency.

$$\eta_{comb.} = 1 - (UHC_{EI} + K \cdot CO_{EI})/10^3 \quad (2)$$

K : ratio of heat released value of UHC and CO

검출된 UHC와 CO의 농도는 1,943 ppm과 1,237 ppm로 일반 가스터빈 엔진에서는 거의 검출되지 않는 것에 비해 아주 높았다. 이는 연소기 내에서 연료가 완전연소 되지 않아 많은 양의 미연가스가 발생하였음을 의미한다. 본 연소기의 미연가스 생성원인으로는 짧은 연소기의 길이로 인한 짧은 연소 가능길이와 분무 효율이 낮은 기화기 방식의 연료공급으로 인해 미립화되지 않은 큰 액적의 연료가 짧은 시간에 연소되지 않고 연소기를 통과하여 배출되는 것으로 판단된다. 이러한 특성은 초소형 가스터빈에서 주로 발생되며, 이를 개선하기 위해 3D프린팅을 이용하여 다양한 형상의 연소기 구성품을 설계/제작하는 연구가 진행 중이다.

4. 결 론

본 연구는 소형 무인기에 사용되는 초소형 가스터빈 엔진 연소기를 3D 프린팅으로 제작하고, 연소성능시험에 필요한 시험설비와 시험리틀을 구축하고 연소기 단품 성능시험을 수행하였다.

연소성능시험에 사용된 연소기는 현재 RC용 소형 무인기에 널리 사용되는 엔진의 연소기와 동일한 형상으로 3D 프린팅의 금속 소결 적층방식 기술로 제작하였다. 연소시험 조건은 벤치마킹한 가스터빈 엔진의 성능해석을 통해 도출된 두 가지의 부하조건에서 당량비를 변경하여 총 8 case에서 수행하였다.

성능시험 결과 3D 프린팅으로 제작된 연소기의 압력손실과 연소기 출구 온도분포인 PF는 각각 최대 5.3%와 12.6%으로 초소형 가스터빈 연소기에 비해 우수하였지만, 연소가스에서 검출된 다량의 UHC와 CO가 연소효율을 최대 93.3%으로 낮쳤으며, 이는 일반 가스터빈 연소효율 99%보다 비교적 아주 낮은 성능을 나타내었다. 따라서 향후 연소기의 설계 시 연료의 혼합, 화염안정화, 기화기의 열전달 향상을 위한 공력적 형상 개선이 필요함을 확인하였다.

본 연구를 통해 확보된 초소형 무인기용 가스터빈 엔진 연소기의 정량적 성능 데이터는 기존

기계가공기술의 한계로 구현하지 못하는 우수한 성능 가지는 복잡한 형상의 연소기를 3D 프린팅 기술로 설계, 제작하고, 제작된 연소기의 성능시험에 활용 예정이며, 이를 통해 향후 소형 무인기용 가스터빈 엔진 개발에 3D 프린팅 기술을 적용하여 우수한 성능의 경쟁력 있는 엔진 개발에 활용 될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단, 무인이동체 미래선도 핵심기술개발사업단의 지원을 받아 수행되었다. (No. 2016 M1B3A1A01937189)

References

1. Jun, Y.M., Kang, J.S., Kang, Y.S. and Rhee, D.H., "Below 100KW Micro Gas Turbine Engine Modeling," *The 44th Conference of the Korean Society of Propulsion Engineers, Korea, May 28-29, 2015.*
2. Fabian F., Vitus M, Nicolas N, Thorsten R, Magnus Z and Andreas H, "Challenges in designing very small jet engines - fuel distribution and atomization," *International Symposium on Teansport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, Hawaii, Honolulu, April 10-15, 2016.*
3. Andre J. O., "An Experimental and numerical investigation of vaporizer tubes associated with micro gas turbine," *Master thesis, Stellenbosch University. 2015.*
4. Bronwyn c. M "The Preliminary Design of an Annular Combustor for a Mini Gas Turbine," *The 22nd International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 2015-20032, 2015.*
5. Rhee, D.H. and Huh, J.S., "Study on 3D printing Based Technology for small Gas Turbine Engine of UAVs," *The Conference of Korea Society of Fluid Machinery, Korea, 2017.*
6. Jetcat products manual, "Jetcat-P300-RX ", World Wide Web Location <http://www.jetcat.de/en/productdetails/>, 2019.
7. Haraldhtw, "Model R/C Turbines," World Wide Web Location <https://www.youtube.com/watch?v=I3jE-PXV-68>, 2011.
8. Lefebvre A., H., "Gas Turbine Combustion," *Hemisphere publish corporation, New York, USA, 1983.*
9. Horiba Ltd., "General-Purpose Gas Analyzer unit VA-3000," *HORIBA, Ltd. 2002.*
10. Horiba Ltd., "General-Purpose Gas Analyzer unit VS-3000," *HORIBA, Ltd. 2003.*