◎ 논 문
◎ Original Paper

DOI: https://doi.org/10.5293/kfma.2020.23.6.025
ISSN (Print): 2287-9706

추력 1,000N 이하급 항공용 마이크로 터보젯 엔진 동향

이동호*† · 강영석* · 정희윤*

Trends of Micro Turbojet Engines within Thrust Range up to 1,000N

Dong-Ho Rhee*†, Young Seok Kang*, Heeyoon Chung*

Key Words : Micro gas turbine engine(마이크로 가스터빈엔진), Turbojet(터보젯), Unmanned Aerial Vehicle(무인비행체), Research trend(기술 동향)

ABSTRACT

Micro turbojet engines are one of the most powerful and compact propulsion systems for various unmanned aerial vehicles and become more widely used for aerial vehicles including manned ones due to its low cost and simple structure features. This paper introduces the manufacturers and the major specification, performance parameters of micro turbojet engines ranging up to 1,000N thrust level, and research trends of performance improvement of micro turbojet engines. For that, the investigation has been conducted for 104 micro turbojet engines by 24 manufacturers. The investigations showed that the weight and dimensional features, operating conditions have a clear tendency with respect to thrust level, which would be a guideline for designers and developers of micro turbojet engines. However specific thrust and fuel consumption have scattered values, which means those are strongly dependent on the performance and efficiency of the engine components. Therefore current research trends on micro turbojet engines have focused on performance evaluation and improvement of the components, such as compressor and combustor. Korea Aerospace Research Institute has conducted component design, analysis and test evaluation of the micro turbojet engines and continuing the effort to develop indigenous engine models.

1. 서 론

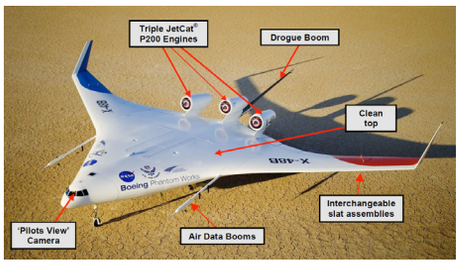
최근 들어서 민수와 군수 분야에서 다양한 형태의 무인비행체 수요가 급증하면서, 배터리 기반 전기동력 추진, 내연기관 추진과 더불어 가스터빈엔진에 대한 수요가 증가하고 있다. 특히, 가스터빈엔진은 전기동력 추진에 비하여 성능이 뛰어나며, 왕복엔진 대비 고속, 고성능(중량당 출력비) 특성으로 인하여 다양한 무인비행체계에 적용되고 있다.

마이크로 터보젯 엔진(micro turbojet engine)이 주로 무인비행체계에 적용되는 가스터빈엔진이며, 추력 기준 수백 N급의 터보젯 방식의 가스터빈엔진을 의미한다. 마이크로 터보젯 엔진은 민수 분야에서는 주로 RC 비행기 등 레저용 비행체, 유무인 비행체의 선도기술 연구를 위한 축소형 무인기 동력원으로 활용되고 있으며, 터보젯 엔진 코어를 활용하여 터보프롭, 터보샤프트, 터보팬 엔진을 개발하여 적용하거나, 하이브리드 추진시스템에서 발전용 주동력원 및 보조동력원(Range extender 등)으로도 활용 범위를 넓혀가고 있다.

Fig. 1 RC planes with micro turbojet engines[1]

* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)
† 교신저자, E-mail : rhee@kari.re.kr

2020 한국유체기계학회 하계학술대회 발표 논문, 2020년 8월 24일~8월 26일, 휘닉스 평창
The KSFM Journal of Fluid Machinery: Vol. 23, No. 6, December 2020, pp.25~33(Received 21 Aug. 2020; accepted for publication 22 Oct. 2020)
한국유체기계학회 논문집: 제23권, 제6호, pp.25~33, 2020(논문접수일자: 2020.08.21, 심사완료일자: 2020.10.22)



(a) NASA X-48B UAV with Jetcat P200 engines

(b) NASA PTERA with Jetcat P200 engines

Fig. 2 UAVs with micro turbojets for advanced technology validation[2,3]

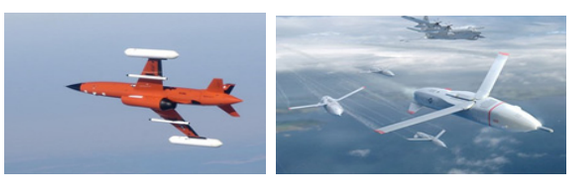


Fig. 3 Military UAV applications with turbojet engines[4,5]

(a) Flyboard (b) Jetman

(c) Jetpack Aviation

Flg. 4 Micro turbojet engines in various manned vehicles[6–8]

군수 분야에서는 소형 타겟 드론(target drone) 등 무인비행체 동력원으로 활용되어 왔다. 최근에는 고속 정찰 및 수송, 공격용 비행체 등으로 활용범위가 확장되고 있다.

Fig. 1과 Fig. 2는 마이크로 터보젯 엔진이 적용되는 다양한 민수 분야 무인비행체의 사진을 나타낸다. 이러한 민수 분야에서의 활용 외에도 2010년대 들어서 Fig. 3 및 Fig. 4에 제시된 것과 같이 군수용 무인비행체 혹은 레저용 유인비행체의 동력원으로도 적극적으로 검토되고 있다.

한국항공우주연구원에서는 2016년도부터 무인비행체 추진시스템 중 하나인 마이크로 터보젯 엔진에 대한 연구개발을 수행 중이며, 최근에는 중소기업 상용화 지원 및 마이크로 터보젯 엔진 설계 데이터베이스 구축을 위한 연구개발을 수행 중에 있다. 그 일환으로 본 논문에서 다양한 무인비행체 및 레저용 비행체에 적용되고 있는 마이크로 터보젯 엔진 중에서 추력 1,000N 이하의 터보젯 엔진에 대한 제조사 및 제품군, 엔진의 주요 구성 및 성능, 성능개선 연구개발 동향에 대하여 정리하였다.

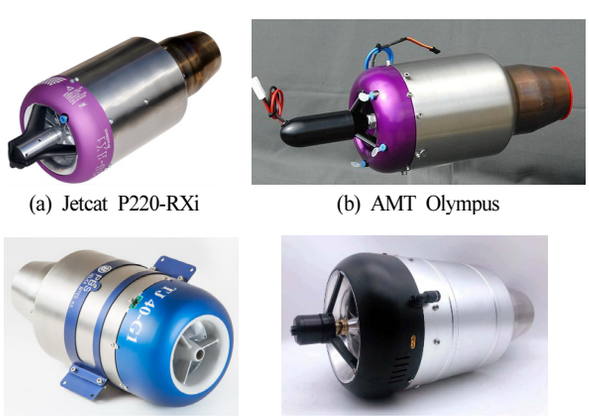
2. 마이크로 터보젯 엔진 제조사 및 제품

마이크로 터보젯 엔진 동향 분석을 위하여 추력 1,000N 이하의 터보젯 엔진을 대상으로 하였으며, 이에 해당하는 총 24개 회사 104개의 터보젯 엔진에 대한 사양을 조사하였다.

Table 1은 주요 제조사 및 해당 국가를 정리한 표이다. 마이크로 터보젯 엔진은 독일 Jetcat 사와 네덜란드 AMT 사의 제품군 비중이 제일 높은 것으로 나타났으며, 그 외 체코 PBS, 대만 ATJ, 중국 Swiwin 사 등 유럽과 중국, 대만 제품들이 활용되는 것으로 나타났다.

Table 1 List of major micro gas turbine engine manufacturers

No.	Manufacturer	Country
1	Jetcat	German
2	AMT	Netherland
3	PBS	Czech Republic
4	Swiwin	China
5	ATJ	Taiwan
6	TEI	Turkey
7	Jetpol	Poland
8	Lambert	German
9	KingTEch	Taiwan
10	TDI	USA



(a) Jetcat P220-RXi (b) AMT Olympus

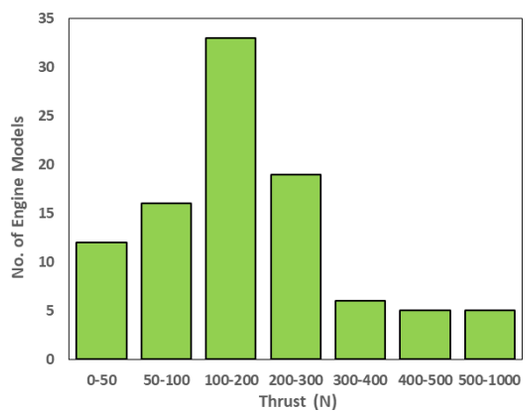
(c) PBS TJ-40 (d) Swiwin SW400B

Fig. 5 Micro turbojet engines[9–12]

Fig. 6은 조사 대상 터보젯 엔진에 대하여 추력 별로 제품 수를 정리한 그림이다. 주로 RC 비행기 수요가 많은 추력 50~300N 대의 제품 수가 대다수를 차지하는 것으로 나타났다. 300N 이상의 터보젯 엔진은 주로 대형 기체인 선도기술 연구용 비행체계, 무기 체계 등 특수용도에 활용되고 있으며, 최근에는 Fig. 4에 예시된 Jetpack 등 유인 레저용 비행체에 적용되는 사례가 늘어나고 있다.

Fig. 7은 마이크로 터보젯 엔진의 추력 급에 따른 가격을 나타낸 그림이다. 평균적으로 추력 100N 수준에서 가장 가격대가 낮으며, 추력이 50N 보다 작은 경우에는 오히려 가격이 높은 것으로 나타났다. 소형이면서 200,000 RPM을 상회하는 고회전 운용 특성으로 인하여 회전 구성품 관련 비용이 높기 때문인 것으로 판단된다.

이후 추력이 증가함에 따라 가격이 급격히 상승하는 것을 알 수 있는데, 구성품의 크기 및 성능 증가 요인 외에도 연료계통, 시동계통 등 서브시스템 구성품의 수급 비용이 증가하는 것도 주요한 요인인 것으로 판단된다.



Flg. 6 Distribution of micro turbojet engines within thrust range up to 1,000N

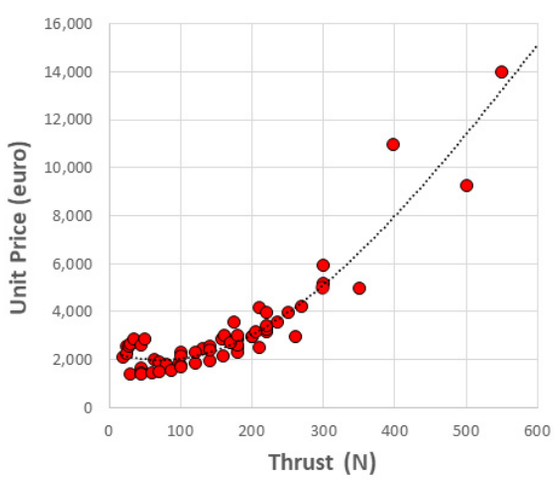


Fig. 7 Unit prices of micro turbojet engines

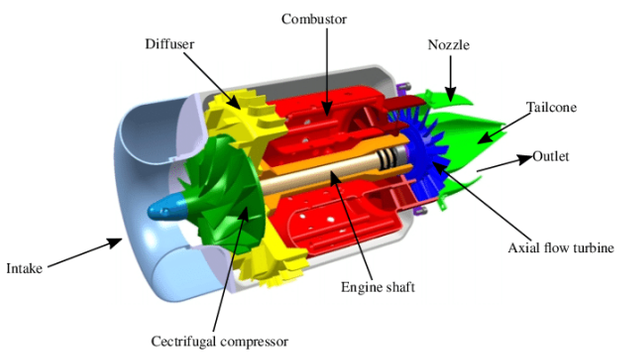
3. 마이크로 터보젯 엔진 구성

Fig. 8에는 마이크로 터보젯 엔진의 구성도가 제시되어 있다. 상용으로 시판되는 마이크로 터보젯은 대부분 1단 원심형 압축기, 환형 연소기, 1단 축류형 터빈, 배기노즐로 구성된다. 또한 시동모터, 연료펌프 및 밸브, 2점 지지 구조의 볼베어링 등이 적용된다. 각 구성요소 별 상세 형상 및 구성 특성은 다음과 같다.

3.1 압축기

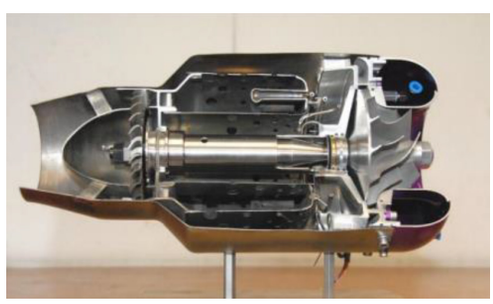
압축기 구성품은 1단 원심형 임펠러, 디퓨져, 디스월러로 구성된다. 임펠러는 스플리터(splitter)가 적용된 형상이며, 디퓨져와 디스월러는 엔진 제조사에 따라 일체형 혹은 분리형 형상이 적용된다(Fig. 9).

일반적으로 임펠러 상류에는 시동모터가 장착되며, 임펠러 케이싱에는 회전수 측정센서, 연료공급용 밸브 등 계측 및 제어부품이 장착된다.



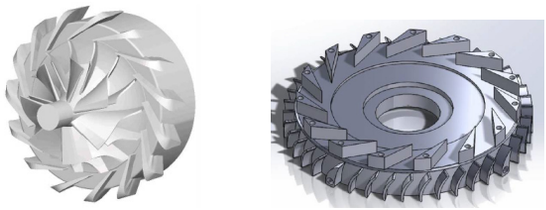
(a) 3D modeling of a typical micro turbojet engine

(b) Jetcat engine



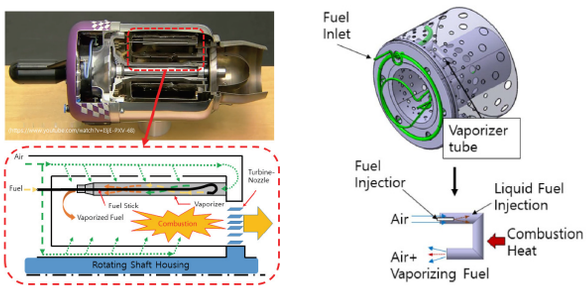
(c) AMT engine

Fig. 8 Cutaway of micro turbojet engines[13–15]



(a) combined type (b) separated type

Fig. 9 Diffuser–Deswirler configuration[16,17]



(a) straight pipe type (b) U-bend type

Fig. 10 Combustor vaporizer configurations[18,19]

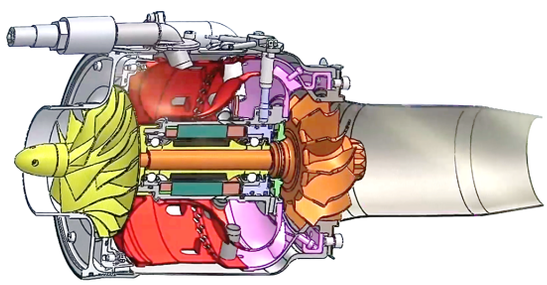


Fig. 11 Cutaway of turbojet engine manufactured by TDI inc.[20]

3.2 연소기

연소기 구성품은 연소기 라이너, 연료 기화기(vaporizer), 연료공급배관, 점화기 등으로 구성된다.

마이크로 터보젯 엔진에서 연료분사 방식이 아닌 기화 방식으로 연료를 공급하는 이유는 연료분사 인젝터 적용, 연료분사압력 구현, 부가적인 구성품 등에 따른 제작비용 증가를 고려하였기 때문인 것으로 판단된다. 기화기 형상은 Fig. 10에 제시된 바와 같이 Jetcat 사의 엔진과 같은 직관 형태, AMT 사 엔진과 같은 U자 형태 등 엔진 제조사에 따라 다양한 방식이 적용된다.

3.3 터빈 및 배기노즐

터빈은 1단 축류형으로 구성되며, 압축기 임펠러와 단일 축으로 연결된다. 터빈 로터 하류에는 추력 발생을 위한 배기노즐이 설치된다. 배기노즐은 내부와 외부 콘(cone) 형상의 구조물로 구성되며, 엔진제조사 및 모델에 따라 용접, 볼트 체결 등의 방식으로 내-외부 구조물이 조립된다. 또한 배기노즐에는 배기스가 온도 측정을 위한 열전대가 장착된다.

3.4 연료, 윤활 및 시동 계통

마이크로 터보젯의 연료는 케로신(kerosene)이 사용되며, 윤활유를 5% 혼합하여 연료를 사용한 윤활 방식을 적용한다. 연료는 주로 외장형 펌프를 사용하여 엔진 내부로 공급하며, 엔진 내부의 연료공급 배관은 연소기 기화기 내로 연료를 공급하는 연료공급 튜브, 엔진 시동을 위하여 점화기와 연결된 배관, 베어링 윤활을 위한 윤활배관으로 구성된다.

연료공급펌프는 주로 외부 장착형태이며 기어 방식의 펌프로 구성된다. 최근의 고추력 터보젯 엔진의 경우 연료펌프 내장형 방식으로 제작되는 경우가 있다. 연료공급을 위하여 점화용 연료공급밸브, 엔진 운용 및 윤활을 위한 주연료 밸브 등 2개의 솔레노이드 밸브가 장착된다.

엔진 점화는 글로우 플러그(glow plug) 방식의 점화기를 사용하며, 시동 구간에서 외부전원을 이용하여 점화기를 가열하고 점화기에 연료를 공급하여 점화하는 방식으로 이루어진다.

시동모터는 임펠러 상류에 축과 연결되는 방식이며, 시동 구간에서 일정 속도 이후 회전축과의 연결이 해제되는 형태로 구동된다. 일부 군용 엔진(TDI사 엔진, Fig. 11)은 시동 발전기 내장형으로 엔진 시동 후 체계에서 필요로 하는 전력을 공급하는 형태로 제작되기도 한다.

3.5 이차유로 계통, 센서 및 엔진 제어

압축기와 터빈 사이에 연소기 라이너의 내부에 축 하우징 및 회전축, 회전축의 양쪽에 설치된 볼 베어링으로 구성된다.

압축기 임펠러 출구와 디퓨져 사이의 간극을 통하여 압축된 공기의 일부가 추기(bleed)되어 축 하우징을 통해 터빈 로터 상류로 유입된다. 이때 윤활을 위한 연료가 추기된 압축공기와 함께 공급되어 베어링에 연료가 공급되도록 한다.

마이크로 터보젯 엔진에는 일반적으로 엔진 상태 모니터링을 위하여 회전수 측정센서 및 배기가스 온도 측정센서(열전대)가 장착된다.

엔진 제어기는 엔진 내장 혹은 외장형으로 장착되며, 연료량 제어를 통하여 엔진 회전수 및 요구 추력을 구현하도록 설계된다. 또한 전원 및 신호 연결, 회전수 및 배기가스 온도 측정값에 따라 엔진 제어 및 고장진단, 차단 로직이 제어기 프로그램에 반영되어 있다.

4. 마이크로 터보젯 엔진 성능지표

24개 제조사의 104개 터보젯 엔진에 대한 성능지표 조사 결과를 Fig. 12~15에 정리하였다. 참고로, 일부 성능지표(압축비, 흡입공기유량 등)은 제조사에 따라 공개되지 않은 경우가 있으므로, 본 결과에서는 공개된 자료에 한하여 정리하였다.

Fig. 12는 마이크로 터보젯 엔진의 중량 및 치수 분포를 나타낸 그림이다. 엔진 중량의 경우 구성품 장착 형상에 따라 약간의 산포가 보이나, 전반적으로 선형적인 증가 경향을 나타낸다. 엔진의 외경은 추력 증가에 따라 흡입유량과 연계되어 단조증가하는 것으로 나타났고, 엔진의 길이는 배기노즐, 시동모터 등의 구성품 설계형상에 따라 산포가 나타나지만 전반적으로 추력 증가에 따라 단조 증가하는 분포를 보이고 있다. 엔진의 외경은 추력 증가에 따라 선형적으로 증가하지만, 길이는 추력 증가에 따라 증가세가 점차 둔화하는 경향을 갖는다.

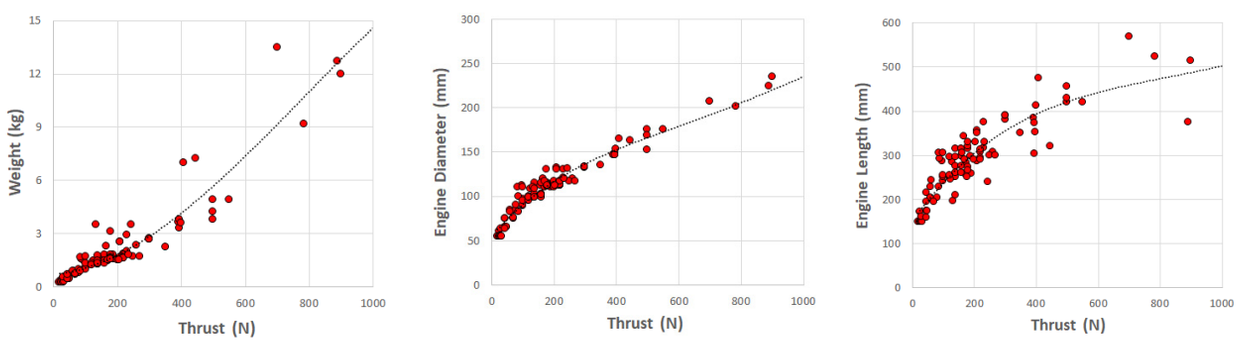
Fig. 13은 최대 추력 조건에서의 마이크로 터보젯 엔진의 질량유량, 압력비, 최저 및 최고 RPM을 나타낸 그림이다. 참고로, 터보젯 엔진의 질량유량과 압력비는 일부 제조사에서만 정보를 공개하고 있기 때문에 다른 엔진 성능 데이터에 비해 데이터가 적게 제시되었다(Fig. 13(a), (b)).

질량유량은 추력이 증가함에 따라 단조증가하고 있으며, 압력비도 추력이 증가함에 따라 증가하나, 최대 4 수준으로 수렴하는 것으로 확인되었다. 최근에는 상용 터보젯 엔진의 고성능화에 따라 200N 대의 추력 급의 엔진에서도 압력비 4 수준이 구현되는 것으로 나타났다. Fig. 13(c)의 회전수 분포를 보면, 추력 24N 엔진에서의 최고 회전수는 245,000RPM, 추력 900N 엔진에서의 최고 회전수는 58,000RPM이며, 회전수의 약 0.35승에 반비례하여 감소하는 분포를 보이고 있다. 최저 회전수, 즉, 아이들 회전수는 회전수의 약 0.39승에 반비례하는 것으로 나타났다.

Fig. 12와 Fig. 13의 결과로부터 마이크로 터보젯 엔진의 형상 및 작동조건은 추력의 변화에 따른 변화 추이가 잘 나타나는 것을 확인하였고, 해당 자료들은 마이크로 터보젯 엔진의 설계, 개발에 일종의 가이드라인으로 활용할 수 있을 것이다.

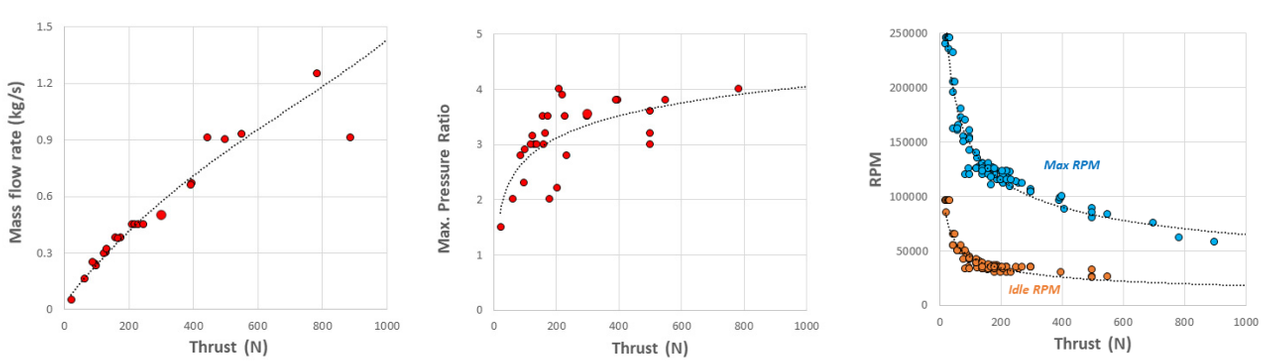
Fig. 14는 터보젯 엔진의 단위 중량당 추력비를 나타낸 그림이다. 단위 중량당 추력비는 각 제조사 별 엔진 구성품의 성능, 서브시스템 구성품의 형상 특성 등에 따라 달라진다. 참고로, Fig. 14에서 흰색 표시는 시동발전기가 내장된 형태의 엔진으로, 전반적으로 타 터보젯 엔진에 비해 낮은 단위 중량당 추력비를 갖는 것을 알 수 있다.

조사 대상 터보젯 엔진의 평균값은 98.5 N/kg 이며, 최소 40 N/kg, 최대 160 N/kg의 값을 갖는 것으로 나타났다. 이때 앞에서의 형상 및 운전조건 경향과는 다르게 단위 중량당 추력비는 추력 변화에 따라 산포가 굉장히 큰 것으로 나타났으며, 이는 유사한 추력 급의 엔진에 대해서도 제조사 및 엔진



(a) Weight (b) Engine diameter (c) Engine length

Fig. 12 Geometric specifications of micro turbojet engines



(a) mass flow rate (b) pressure ratio (c) RPM

Fig. 13 Operating conditions of micro turbojet engines at maximum thrust

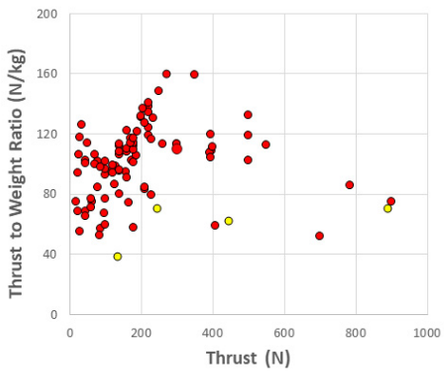


Fig. 14 Thrust-to-weight ratio for micro turbojet engines

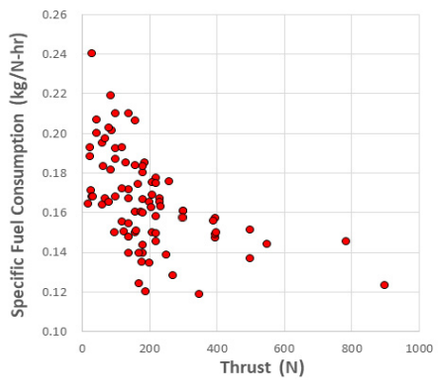


Fig. 15 Specific fuel consumption for micro turbojet engines

별로 성능의 차이가 크게 나타나기 때문이다. 따라서 엔진 구성품의 성능 개선에 의하여 단위 중량 당 추력비를 개선할 수 있으며, Jetcat 엔진의 사례를 보면 최근 상용화된 엔진일수록 단위 중량당 추력비가 증가하는 것으로 나타나, 구성품의 성능 개선이 지속적으로 이루어지고 있음을 알 수 있다.

일반적으로 가스터빈엔진은 추력(출력)이 증가할수록 연료소모율 등 시스템 효율이 증가하는 경향을 갖는다. 이에 따라 마이크로 터보젯 엔진의 비연료소모율 분포를 보면(Fig. 15), 추력이 증가함에 따라 전반적으로 연료소모율이 낮아지는 것을 알 수 있다. 하지만 조사 대상 마이크로 터보젯 엔진의 경우 추력의 증가에도 연료소모율은 0.12 kg/N-hr 이하의 값을 갖는 엔진은 없는 것으로 나타났으며, 보다 높은 시장 경쟁력을 갖기 위해서는 구성품의 성능 개선을 통한 연료소모율 개선을 위한 노력이 수반되어야 할 것이다.

5. 마이크로 터보젯 엔진 관련 연구 동향

4장에서는 추력 수백 N급의 마이크로 터보젯 엔진의 형상, 운전조건 및 성능에 대하여 검토하였다. 여기서 형상 및 운전조건은 추력급에 따른 경향이 뚜렷하게 나타나는 반면 단위 중량당 추력, 연료소모율은 제조사 및 엔진 종류 별로 그 차이가 크게 나타나는 것을 확인하였다. 이에 따라 엔진 자체의 성능 및 효율은 물론 유무인 비행체 시스템의 성능, 효율을 개선하기 위하여 마이크로 터보젯 엔진 구성품 및 조립체 단위에서의 다양한 연구개발이 이루어지고 있다.

5.1 구성품 성능 평가 및 향상 연구

마이크로 터보젯 엔진 주요 구성품 중에서는 압축기, 연소기 구성품의 성능 개선 연구가 주로 이루어지고 있다. Kang 등[21]은 임펠러 유로의 조정을 통하여 임펠러-디퓨져 매칭을 최적화하고 구성품 효율과 불안정성을 개선하는 연구를 수행하였다. Burger[22]는 압축기에 디퓨져의 형상을 개선하거나 크로스오버(crossover) 방식의 디퓨져 디스월러를 적용하여 압축기 성능 개선 연구를 수행하였다.

Huh 등[23-25]은 압축기 및 터빈의 회전체 구성품에 대하여 위상최적화 기법을 적용하여 구성품의 중량을 절감하는 연구를 수행하였다.

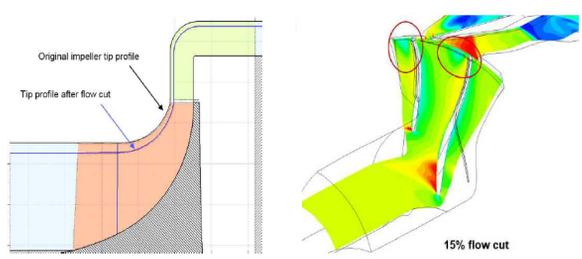


Fig. 16 Compressor performance and stability improvement by flow-cut of impeller[21]

Fig. 17 Performance improvement using crossover compressor[22]

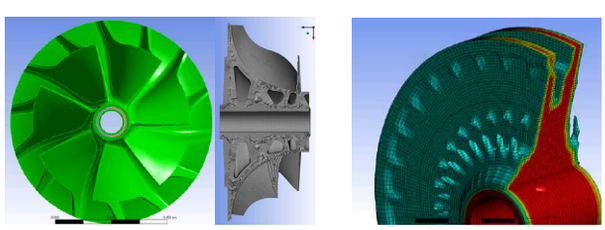


Fig. 18 Weight reduction of impeller and turbine rotor geometry using topology optimization[23-25]

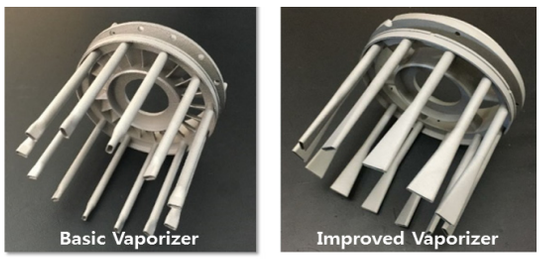


Fig. 19 Basic and improved vaporizer for micro turbojet combustor[16,26]

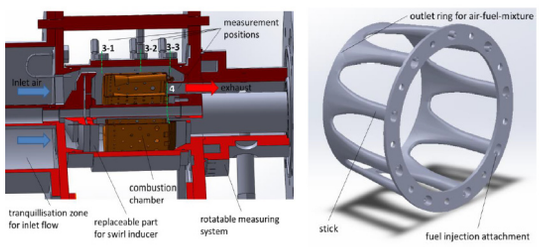


Fig. 20 Schematics of test facility and new design of injection system[27]

연소기 성능 향상 연구와 관련하여, Kim 등[16,26]은 금속 적층제조기법을 활용하여 마이크로 터보젯 엔진의 연소기 형상에 대한 성능시험연구 및 기화기 형상 변경을 통한 연소효율 개선 연구를 수행하였다. 그 결과 연소효율이 5%p 이상 개선되는 결과를 얻었다. Fuchs 등[27]은 연소기 구성품 성능시험과 전산해석을 통하여 직관형 기화기 적용 연소기의 성능을 평가하였고, 연료기화를 촉진시킬 수 있는 개선 형상을 제안하였다(Fig. 21).

5.2 엔진 통합 성능 평가 연구

Kim 등[28,29]은 네덜란드 AMT Olympus 엔진을 활용하여 터보젯 엔진 성능평가 연구, 설계점 및 탈설계점에서의 엔진 성능 해석 및 시험과의 비교 검증 연구를 수행하였으며, 마이크로 터보젯 엔진 성능시험평가 및 싸이클 해석을 위한 기반을 구축하였다.

Back 등[30]은 한국항공우주연구원에 구축된 고도시험평가 설비에서 고도조건에서의 마이크로 터보젯 엔진 성능시험을 위한 시험리그를 구축하였고, Jetcat P300-RX 엔진을 적용하여 기본 성능평가를 수행하였다. 현재 한국항공우주연구원에서는 해당 시험리그를 사용하여 마이크로 터보젯 엔진의 성능평가 및 개선 연구를 수행 중이다. 이와 더불어 Chung 등[31]이 발표한 바와 같이 마이크로 터보젯 엔진의 통합성능해석 연구를 수행 중이며(Fig. 22), 구성품 설계 개선의 검증 및 시험평가 비교 분석에 활용하고 디지털 모델로 확장 개발할 예정이다.

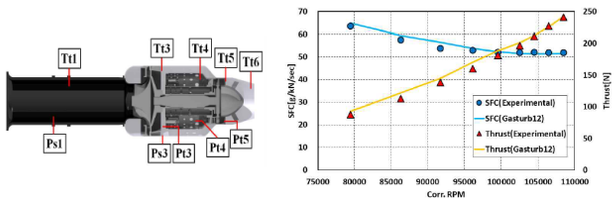


Fig. 21 Performance analysis and test evaluation of AMT Olympus micro turbojet engine[28,29]

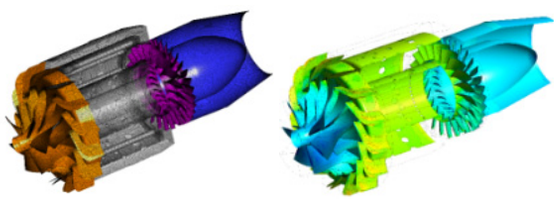


Fig. 22 Integrated thermo-fluid model analysis of micro turbojet engine[31]

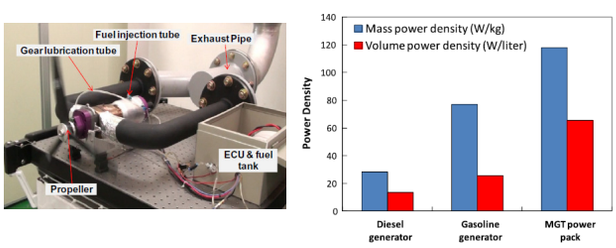


Fig. 23 Micro-powerpack development and performance measurement using micro gas turbine driven automotive alternators[32]

Sim 등[32]은 마이크로 터보젯 코어를 이용한 터보샤프트 엔진(Jetcat SPT5)에 자동차용 발전기(alternator)를 통합한 파워팩(powerpack)을 구성하여, 성능해석 및 구조-동특성 해석, 통합성능시험 평가를 수행하였고(Fig. 23), 이를 통해 마이크로 가스터빈엔진의 다양한 활용방안을 제시하였다.

6. 결 론

본 논문에서는 추력 1,000N 이하의 마이크로 터보젯 엔진과 관련된 제조사 및 엔진 제품군, 엔진의 기본 구성 및 특성, 마이크로 터보젯 엔진 관련 연구개발 동향을 소개하였다.

마이크로 터보젯 엔진은 1단 원심형 압축기, 환형 연소기, 1단 축류형 터빈 등의 형태로 구성되며, 연료를 이용한 윤활방식을 적용하기 때문에 상대적으로 저비용으로 구현이 가능한 고성능 추진동력기관이다. 이에 따라 민수 및 군수 무인기 분야는 물론 최근 유인 비행체 분야에도 적용되는 등, 적용 범위가 넓어지고 있다.

마이크로 터보젯 엔진의 추력에 따른 형상 및 유량, 압력비, 회전수 등의 성능지표를 보면, 일정한 경향성을 갖는 것

으로 나타났지만, 단위 중량 당 추력비 및 연료소모율은 제조사 및 엔진 특성에 따라 산포가 큰 것으로 나타났다. 따라서 경쟁력 있는 엔진을 구현하기 위해서는 구성품 및 엔진 통합시스템의 성능 개선이 필수적이며, 이를 위한 다양한 원천, 응용연구가 국내외 연구기관에서 수행 중이다.

한국항공우주연구원에서는 마이크로 터보젯 엔진의 구성품 및 엔진통합 성능 개선 및 시험평가, 해석 연구를 수행 중이며, 이러한 결과를 활용하여 마이크로 터보젯 엔진 국산화를 추진 중이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원에서 지원하는 '항공용 마이크로 가스터빈 엔진 통합설계 플랫폼 구축' 및 '마이크로 가스터빈 상용화 개발' 과제의 일환으로 수행되었습니다.

References

(1) http://skymasterjet.com
(2) Risch, T., Cosentino, G., Regan, C. D., Kisska, M., and Princen, N., 2009, “X-48B Flight-Test Progress Overview,” AIAA Paper No. 092407
(3) https://www.nasa.gov/centers/armstrong/feature/nasa-tests-new-alloy-to-fold-wings-in-flight.html
(4) https://www.kratosdefense.com/
(5) https://www.darpa.mil/program/gremlins
(6) http://www.zapata.com
(7) https://yvesrossy.com
(8) http://www.jetpackaviation.com
(9) http://www.jetcat.de/
(10) http://www.amtjets.com/
(11) https://www.pbsaerospace.com
(12) https://www.sw-jet.com
(13) Oppong, F., Spuy, S., and von Backstrom, T. W., 2017, “An Overview of Micro Gas Turbine Engine Performance Investigation,” Degruyter (https://www. researchgate.net/publication/317312410)
(14) https://www.youtube.com/watch?v=oYpG0HDcFsA
(15) https://tfaws.nasa.gov/wp-content/uploads/TFAWS2015-AE-04.pdf
(16) Kang, Y. S., Jun, S., Rhee, D. H., and Cha, B. J., 2019, “Centrifugal Compressor Performance Improvement by Adjusting Impeller-Diffuser Volumetric Flow Matching,” SASE 2019 Spring Conference, TC3-5.
(17) Holden, J. R., Caley, T. M., Heberling, B., Cantor, C., Wesseling, E., Hamed, A. A., Turner, M. G., Litke, P. J., and Grannan, N., 2016, “Novel Design and Fabrication of JetCat P90 Diffuser using Parametric Design and Optimization Tools,” 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Paper No. AIAA 2016-2128.
(18) Kim, J., Kim, H., Park, P., and Rhee, D. H., 2019, “Metal 3D Printed Micro Gas Turbine Engine Combustor,” Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 23, No. 6, pp. 51-58.
(19) Jo, S., Joo, M., Choi, S., and Rhee, D. H., 2019, “Spray Visualization of the Gas Turbine Vaporizer,” Journal of ILASS-Korea, Vol. 24, No. 3, pp. 130-136.
(20) https://www.tdi-engines.com/
(21) Kang, Y. S., Jun, S., and Rhee, D. H., 2019, “Stage Matching Improvement between Impeller and Diffuser in a Centrifugal Compressor by Applying Flow Cut to the Impeller,” The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 22, No. 6, pp. 62-69.
(22) Burger, C. J., 2016, “Design Procedure of a Compact Aerodynamic Crossover Diffuser for Micro Gas Turbine Application,” MS Thesis, Stellenbosch University, South Africa.
(23) Huh, J. S., and Rhee, D. H., 2018, “Concept Design for Light Weight of Components of a Gas Turbine Engine by Topology Optimization,” 2018 KSPE Spring Conference.
(24) Huh, J. S., and Rhee, D. H., 2018, “An Introduction of the Preliminary Design of a Turbine Wheel of a Micro Gas Turbine Engine by Topology Optimization,” 2018 KSFM Winter Conference.
(25) Huh, J. S., Kang, Y. S., and Rhee, D. H., 2019, “Topology Optimization of an Impeller of Micro Gas Turbine Engine and Shape Design Considering Additive Manufacturing Restrictions,” 2019 KSFM Summer Conference.
(26) Kim, J., Kim, H., Park, P., and Rhee, D. H., 2019, “The Effect of Vaporizer Shape on Combustion Performance for Micro Gas Turbine Engine Combustor,” Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers, Paper No. KSPE 2019-2297.
(27) Fuchs, F., Meidinger, V., Neuberger, N. Reiter, T., Zundel, M., and Hupfer, A., 2016, “Challenges in designing very small jet engines – fuel distribution and atomization,” ISROMAC 2016.
(28) Kim, S., Choi, S., and 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.

(29) Kim, S., Choi, S., and Rhee, D. H., 2017, "Experimental Study of the Micro Gas Turbine Engine Performance Test," 2017 KSPE Spring Conference.

(30) Back, K., Kim, S., Kho, S., and Lee, K., 2018, "Development of a Small Gas Turbine Engine Performance Test Rig for High Altitude Test," SASE 2018 Spring Conference.

(31) Chung, H. Y., Rhee, D. H., and Kang, Y. S., 2020, "Simulation of Aero-propulsion Micro Gas Turbine Engine Using CFD," 2020 KSFM Summer Conference.

(32) Sim, K., Koo, B., Kim, C. H., and Kim, T. H., 2013, "Development and Performance Measurement of Micro-Power Pack using Micro-gas Turbine Driven Automotive Alternators," Applied Energy, Vol. 102, pp. 309-319.