

초음속 마이크로 터보젯 엔진을 위한 애프터버너 디퓨저 설계 및 성능해석연구

이동은* · 강영석** · 이동호**†

Study on the Design and Performance Analysis of an Afterburner Diffuser for a Supersonic Micro Turbojet Engine

Dong Eun Lee*, Young Seok Kang**, Dong-Ho Rhee**†

Key Words : Micro Gas Turbine Engine(마이크로 가스터빈 엔진), Turbojet Engine(터보젯 엔진), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Afterburner(후기 연소기), Diffuser(디퓨저), Tail cone(테일 콘), Strut(스트럿)

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicles (UAVs) are increasingly utilized in modern warfare, requiring propulsion systems with wide range operating capability and higher speeds to improve multifunctionality and counter threats. Therefore, the demand for a supersonic micro gas turbine engine as a propulsion system for small, high-speed UAVs is increasing, and the requirement for the development of an afterburner for the micro gas turbine engine is growing. So in this study aims to design and evaluate the performance of a diffuser for a micro gas turbine engine-based afterburner. The afterburner was developed based on a commercial turbojet engine. Simulations were conducted using ANSYS CFX, incorporating the $k-\omega$ SST turbulence model and the Eddy Dissipation Model for combustion. Fuel behavior was modeled using the Liquid Evaporation Model with Light Oil Modification and Reitz and Diwaker model. Boundary conditions were defined using turbine outlet profiles at a core engine speed of 104,000 RPM. Six diffuser configurations were evaluated by varying tail cone designs and strut geometries (strut angles of 0°, 2.5°, and 5°, with strut thicknesses of 2 mm and 4 mm). The baseline tail cone design has led to recirculation zones within the diffuser, which caused the backflow of combustion gases. To address this issue, the tail cone was redesigned, and the struts were introduced to reduce recirculation zones and decrease swirl components in the flow. The simulation results showed that a strut angle of 2.5° demonstrates the most effective swirl reduction, while maintaining pressure losses below 5% in all the cases. Furthermore, the analysis revealed that strut thickness has a greater impact on diffuser performance than the strut angle.

1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 고속 소형무인기의 추진시스템으로서 초음속 마이크로 가스터빈 엔진 개발을 목표로 연구개발을 수행 중이며, 이를 위해 마이크로 가스터빈 엔진에 애프터버너를 적용하고자 하였다. 따라서 본 논문에서는 마이크로 가스터빈 엔진용 애프터버너를 설계하고, 구성품 중 디퓨저에 대한 설계 및 성능 평가에 관하여 서술하였다.

소형무인기에 주로 사용되는 항공용 마이크로 가스터빈 엔진의 경우 일반적으로 추력이 1,000 N 이하인 소형 가스터빈 엔진들을 의미하며, 크기가 작고 구조가 단순하여 도입 비용 및 유지 보수 비용이 낮고, 비추력이 높다는 장점을 갖고 있다. 다만 엔진 개발 초창기에는 취미용 RC 비행기 등 민수 분야에 활용되었으나, 최근 세계 여러 지역에서 분쟁과 전쟁이 발생하면서 현대 전장에서 저비용 다목적 무인기의 중요성이 부각되었고, 이로 인해 무인기 추진시스템으로서 마이크로 가

* 과학기술연합대학원대학교 항공우주시스템공학(Aerospace System Engineering, University of Science and Technology)

** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

† 교신저자, E-mail : rhee@kari.re.kr

스터빈 엔진의 군사적 활용성이 증가하였다. 이처럼 마이크로 가스터빈의 군사적 활용성이 증가함에 따라 다양한 연구가 이루어지고 있다. 미국의 미 공군 연구소(AFRL, Air Force Research Laboratory)에서는 마이크로 가스터빈 엔진을 주제로 하는 미국 대학 간의 경진대회인 APOP(Aerospace Propulsion Outreach Program) 프로그램⁽¹⁾을 2010년대부터 매년 수행하고 있으며 참가대학 또한 초기 8개 대학에서 2024년 16개 대학으로 증가하는 등 관심이 높아지고 있다. 그중 콜로라도 대학의 Apke 등⁽²⁾은 DANTE (Demonstration of an Afterburner and Nozzle in a mini-Turbojet Engine)라는 프로젝트를 통해 마이크로 가스터빈용 애프터버너 설계 연구를 진행하였다. AT-450 엔진을 바탕으로 애프터버너를 설계하였으며, 설계를 바탕으로 프로토타입을 제작하여 연소 시험을 수행하였다. 시험 결과, 애프터버너 작동 시 결과 추력 대비 중량비를 유지한 상태에서 추력이 증가함을 확인하였다. 더 나아가 DANTE 프로그램을 통해 개발한 초음속 마이크로 가스터빈 엔진을 발전시켜 Walter 등^(3,4)은 마이크로 가스터빈엔진을 적용한 최초의 초음속 무인기인 'GoJett'을 설계 및 제작하였다. GoJett은 최대 비행 마하수가 1.4, 최대이륙 중량 (MTOW, Maximum Take-Off Weight)이 50 kg으로 설계되었다.

위 연구 사례처럼 무인기가 더 다양한 작전을 수행하기 위해서, 또는 무인기의 위협에 대응하기 위해서 더 빠른 비행 속도를 갖는 무인기가 요구되고 있다. 따라서 마이크로 가스터빈에 애프터버너를 적용하고자 하는 연구가 다양하게 진행되고 있다. 먼저 해외의 경우 2000년대부터 초음속 마이크로 가스터빈엔진을 위한 애프터버너 실험적 연구가 수행되었다. 먼저 Cooper 등⁽⁵⁾의 경우, MW54 마이크로 가스터빈 엔진에 가변 노즐을 제외한 애프터버너 설계 및 연소 시험을 수행하였으며, 이를 수학적 모델링 값과 비교하였다. Haider 등^(6,7)은 single spool 터보젯 엔진에 대한 애프터버너 설계를 수행하였다. 이를 위해 압축비, 터빈 입구 온도, 애프터버너 출구 온도, 비행 조건 등의 매개변수를 활용하여 엔진 성능을 계산할 수 있는 FORTRAN 코드를 작성하였으며, 후속 연구로써 Haider 등⁽⁸⁾은 앞선 연구를 통한 FORTRAN code를 기반으로 세르비아의 Yogoimport의 TMM-40 엔진에 적용하기 위한 애프터버너 설계를 수행하였으며, 설계한 애프터버너 형상을 바탕으로 성능 평가를 수행하였고 그 결과, 애프터버너 작동 시, 추력과 비연료 소모율(SFC, Specific Fuel Consumption)이 각각 20%와 50% 증가함을 확인하였다. 앞선 연구들과 유사한 사례로 Shea 등⁽⁹⁾은 JetCat의 P300-PRO 엔진을 바탕으로 애프터버너 및 2D 가변 노즐을 설계하였으며 실험을 통해 애프터버너의 성능을 검증한 결과, 애프터버너 작동 및 가변 노즐 choking 시, 동일 엔진 회전수 조건에서 최대 2배가량 추력이 향상됨을 확인하였다. 앞서 소개한 바와 같이 해외에서는 이전부터

마이크로 가스터빈을 위한 애프터버너 연구가 수행되었으며 최근 더욱 활발히 연구가 진행되고 있다.

국내에서도 2000년대 이후 한국항공우주연구원을 중심으로 마이크로 가스터빈과 관련된 다양한 연구가 수행되었다.

Rhee 등⁽¹⁰⁾은 유통되고 있는 세계 각국의 마이크로 가스터빈 엔진을 조사하여 엔진의 성능 및 개발 동향에 대하여 정리하였으며, Kang 등⁽¹¹⁾은 마이크로 가스터빈의 원심 압축기의 공력 성능 평가를 통해 높은 엔진 회전수에서의 압축기 손실 원인을 파악하였으며 손실을 줄이기 위한 단 매칭 개선 방법을 제시하였다. 또한 Kim 등⁽¹²⁾은 마이크로 가스터빈 엔진의 연소 효율을 높이기 위한 연소기 개조 연구를 수행하였으며 연소 시험을 통해 향상된 연소 효율을 입증하였다. 또한 Chung 등⁽¹³⁾은 마이크로 가스터빈 엔진의 주요 구성품을 통합한 3D 해석 모델을 구현하였으며, Rhee 등⁽¹⁴⁾은 지상 조건 및 고도 모사 조건에 대한 엔진 시험을 통해 고도에 따른 엔진의 성능을 분석하였다. 또한 제어기와 관련하여 Lee 등^(15,16)은 시험을 통해 엔진의 제어 로직을 분석하였고, 고장 모사를 통해 고장에 따른 제어 로직을 확인하는 연구를 수행하였다. 이 외에도 본 논문의 선행 연구인 Lee 등⁽¹⁷⁾이 마이크로 가스터빈 엔진용 애프터버너 설계 및 연소 시험 연구를 수행하였다.

본 연구에서는 앞서 설명한 바와 같이 소형무인기의 운용 영역을 넓히고 무인기의 위협에 대응하기 위하여 소형 고속 무인기용 추진 시스템 개발을 목표로 하였으며, 해당 연구의 일환으로 마이크로 가스터빈용 애프터버너 개발을 목적으로 애프터버너 구성품 중 디퓨저(Diffuser)에 대한 설계 및 성능 평가를 수행하였다.

2. 디퓨저 기본형상 설계 및 성능해석평가

2.1 대상 엔진

본 논문은 마이크로 가스터빈 엔진을 위한 애프터버너 디퓨저 설계에 관해 서술하였다. 디퓨저 설계에는 코어 엔진의 성능 값들이 필요하므로, 애프터버너가 적용될 대상 코어 엔진을 선정하여야 한다. 따라서 본 연구에서는 최대 추력이 300 N인 JetCat의 P300-RX 엔진을 대상으로 애프터버너를 설계하였다. P300-RX 엔진의 제원 및 형상은 제시된 Fig. 1 및 Table. 1과 같다.



Fig. 1 P300-RX micro gas turbine engine⁽¹⁸⁾

Table 1 P300-RX specification⁽¹⁸⁾

Parameters	Values	Unit
Idle RPM	35,000	RPM
Max RPM	106,000	RPM
Thrust @ Idle. RPM	14	N
Thrust @ max. RPM	300	N
Maximum EGT	750	°C
Pressure ratio	3.55	
Mass flow	0.5	kg/s
Fuel Consumption @ max. RPM	980	ml/min
Fuel Consumption @ Idle. RPM	179	ml/min
Weight	2,630	g
Diameter	132	mm
Length (incl. starter motor)	365	mm

2.2 애프터버너 구성 및 디퓨저 기본형상 설계

애프터버너는 엔진의 배기가스에 추가 연료를 주입하여 재연소시키는 장치로, 아래에 제시된 Fig. 2 및 Fig. 3(a)과 같이 디퓨저, 연료 매니폴드, 보염기, 연소 덕트 등으로 구성 되어 있다. 앞서 설명한 바와 같이 본 논문에서는 애프터버너 구성품 중 디퓨저에 대한 설계 및 해석을 통한 성능 평가를 수행하였다.

애프터버너 디퓨저는 코어 엔진 터빈 출구의 높은 유속을 감소시키는 역할을 하며, 안정적인 연소를 위해 디퓨저 출구에서의 마하수가 0.3 이하가 되도록 설계하였다. 터빈 출구 속도는 Lee 등⁽¹⁹⁾의 선행 연구를 통해 획득하였으며 이를 바탕으로 디퓨저 출구의 면적을 계산하였다. 계산 결과, 디퓨저 출구 면적은 터빈 출구 면적의 4배로 설계되었고, 출구 직경은 아래의 Fig. 3과 같이 입구 직경 대비 2.2배로 계산 되었다. 또한, 유동 박리를 방지하기 위하여 디퓨저의 확장 각을 7°로 선정하였으며, 기존 엔진과 동일한 형태의 테일 콘을 적용하였다.

2.3 해석 형상 및 격자 구성

해석 도메인은 아래의 Fig. 4(a)와 같으며, 가변 노즐을 제외한 디퓨저, 연료 매니폴드, 보염기, 연소 덕트, 오리피스, 후류 영역으로 구성하였다. 일반적인 엔진의 경우 최대 성능을 위하여 출구에 수축 또는 수축 확장 노즐이 적용되나 본 논문에서는 연구 범위를 애프터버너 영역에 한정하였기 때문에 별도의 노즐을 적용하지 않았으며, 노즐 대신 애프터버너 내부 압력을 맞추주기 위한 오리피스를 적용하였다. 오리피스의 경우 단공 플레이트 형식을 채택하였으며 오리피스 면적은 엔진의 운용 온도와 압력을 고려하여 설정하였다. 디퓨저를 제외한 나머지 영역의 경우 Lee 등⁽¹⁹⁾의 선행 연구에서 설계한

애프터버너 구성품 형상을 적용하였으며 해석 시간의 단축을 위하여 1/6 영역에 대하여 해석을 수행하였다.

격자의 경우, 상용 소프트웨어인 ANSYS의 자체 메쉬 기능을 통해 사면체 형식의 비정렬 격자로 구성하였으며 구성 결과, 총 3백만 개의 노드와 1천6백만 개의 엘리먼트로 구성 되었다. 도메인별 격자 형상은 Fig. 4(b)에 제시하였다.

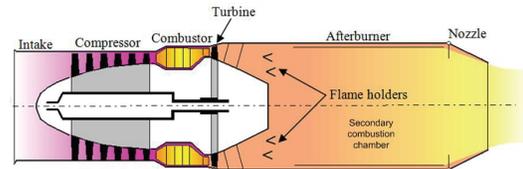
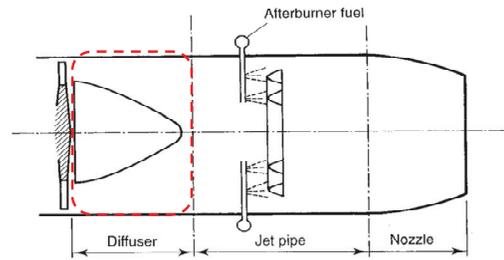
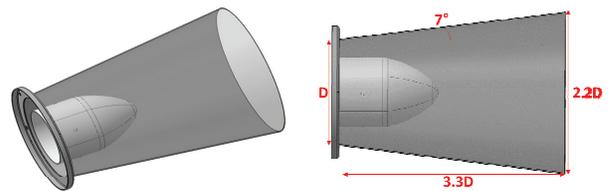


Fig. 2 Schematic of gas turbine and afterburner⁽²⁰⁾

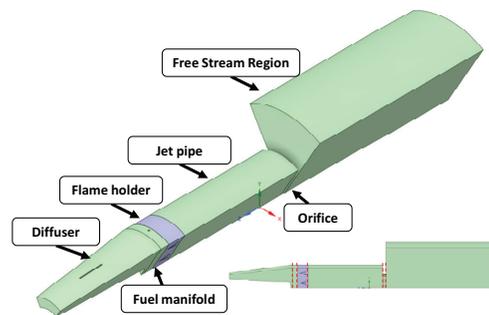


(a) Schematic of afterburner⁽²¹⁾

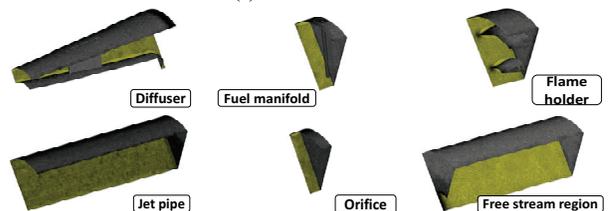


(b) Dimensions of diffuser

Fig. 3 Schematic and dimensions of afterburner diffuser



(a) Fluid domain



(b) Grid shape

Fig. 4 Fluid domain and grid shape of afterburner

2.4 해석 모델 및 경계 조건

해석에는 터보 기계 해석에 주로 사용되며 선행 연구에서도 사용되었던 솔버인 ANSYS의 CFX 2023 R1을 사용하였으며 정상 상태 해석을 수행하였다.

연소 모델의 경우, 본 연구는 연소 현상을 상세히 분석하는 것이 목적이 아니므로 선행 연구⁽⁴³⁾를 바탕으로 가장 단순한 모델을 선정하였으며 그중 기체 간의 연소 모델 중 마이크로 가스터빈 엔진의 연료인 JetA와 공기가 반응하여 H₂O와 CO₂를 생성하는 single step 모델인 JetA Air WD1 모델⁽²²⁾을 적용하였다. 그러나 애프터버너에서의 연료는 액체 상태의 JetA이기 때문에, 이를 기화시키기 위한 상변화 모델인 Liquid Evaporation Model with Light Oil Modification 적용하였으며, 액체가 작은 액적으로 분리되는 모델은 Reitz and Diwaker Model을 적용하였다.

난류 모델로는 RANS(Reynolds Averaged Navier–Stokes) 모델 중, 역 압력구배 해석에 적합한 $k-\omega$ SST model을 선정하였으며 과도한 재순환 영역 예측을 방지하기 위해 기존 난류 모델에 Reattach Modification(RM) 옵션을 추가하였다.

디퓨저 입구 영역에는 inlet 경계 조건을 설정하였으며 Lee 등⁽¹⁹⁾의 연구를 통해 얻은 104,000 RPM 조건에서 터빈 출구의 압력, 온도, 유속 유동 방향을 추출하여 입구조건으로 부여하였다. 출구에는 opening 조건을 적용하였으며 표준대기 조건을 적용하였다. 마지막으로 애프터버너 연료의 경우 inlet 경계 조건 중 질량 유량 조건을 적용하였으며 총 10g/s의 연료가 Fig. 5와 같이 구역별 4곳, 총 24곳으로 나누어 적용되었다.

2.5 디퓨저 기본설계 형상 해석 결과

앞 절의 해석 모델 및 경계 조건을 바탕으로 해석을 수행

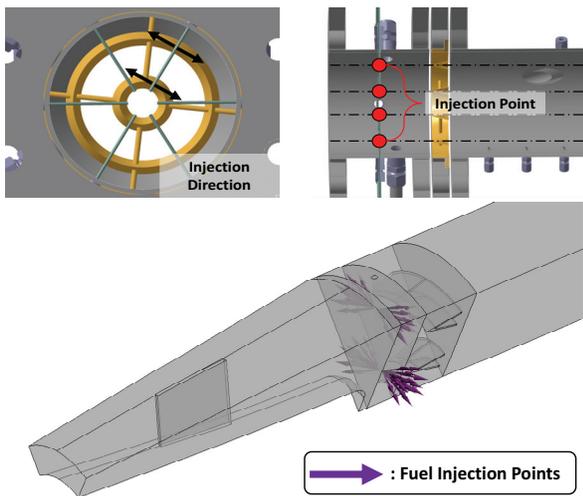


Fig. 5 Fuel injection points

한 결과는 해석 결과, Fig. 6(a)과 같이 디퓨저 영역에서 재순환 영역이 발생하였다. 이에 따라 Fig. 6(b)에서 확인할 수 있듯, 유속이 느린 재순환 영역에서 연소반응이 발생하여 디퓨저 영역에서 높은 온도가 관측되었다. 이 경우 높은 온도로 인한 테일 콘이 과열될 가능성이 발생한다. 일반적인 애프터버너의 경우 연소반응이 보임기 영역부터 이루어지며 연소반응이 디퓨저 영역에서 발생할 경우, 높은 온도로 인해 코어 엔진에 손상을 줄 수 있으므로 이를 해결하기 위해 디퓨저 영역의 재설계를 수행하였다.

3. 디퓨저 개선 설계 및 성능해석평가

3.1 테일 콘(Tail cone) 재설계

초기 디퓨저 외경의 경우 확장각이 7°로 재순환을 방지하도록 설계하였으나, 내경인 테일 콘의 경우 기존 엔진의 수축 노즐용 테일 콘을 그대로 적용하였기 때문에 내·외경의 확장각 차이로 인해 재순환 영역이 발생하였다고 판단하였다. 따라서 이를 해결하기 위하여 Zukoski⁽²³⁾ 및 미국의 AIAA에서 발간한 가스터빈 설계 절차⁽²⁴⁾를 바탕으로 테일 콘을 비롯한 디퓨저 재설계를 수행하였다. 상세한 설계 방법은 아래와 같으며, AIAA 설계 절차⁽²⁴⁾에 제시된 식(1)~식(4)를 활용하여 설계하였다. 다만, 위 설계 방식은 입구에서의 유동에 선회(Swirl)성분이 없고 입구 면에 균일하다고 가정할 때 성립한다.

디퓨저의 개략도는 다음의 Fig. 7과 같으며 외경(r_0)의 경우 디퓨저의 확장각(θ)을 따라 선형으로 증가하며 축 방향 위치별 외경 값은 다음의 식(1)을 통해 계산할 수 있다.

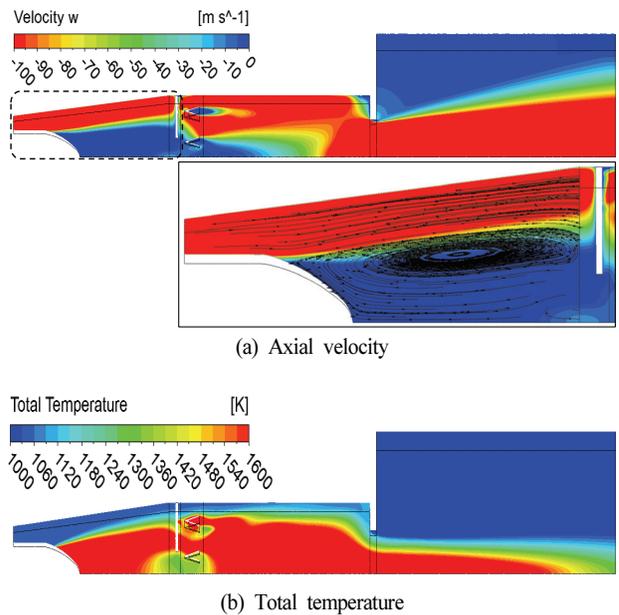


Fig. 6 Temperature and velocity fields in the baseline diffuser

$$r_o(x) = r_{o1} + \left(\frac{r_2 - r_{o1}}{L_m}\right)(x - x_1) \quad (1)$$

내경(r_i)의 경우 내부의 유로 면적이 선형으로 증가하도록 설계하였으며, 축 방향 위치별 내경 값은 아래의 식(2)을 통해 계산할 수 있다.

$$r_i(x) = \sqrt{r_0^2(x) - \frac{A_1}{\pi} \left(1 + \frac{r_{mm}}{r_{m1}} \frac{(x - x_1)}{H_1} 2 \tan \theta\right)} \quad (2)$$

식에서 하첨자 1은 디퓨저 입구를 의미하며, 하첨자 m은 테일 콘 끝 지점, 하첨자 2는 디퓨저 출구 위치를 의미한다. 또한 식의 H와 r_m 은 각각 식(3)과 (4)를 통해 계산할 수 있다.

$$H = r_o - r_i \quad (3)$$

$$r_m = \frac{r_o + r_i}{2} \quad (4)$$

위 식을 바탕으로 확장각 7° 에 대한 축 방향 위치별 외경과 내경을 계산하여 아래의 Fig. 8과 같은 곡선을 획득하였다. 이를 바탕으로 Fig. 9와 같이 디퓨저 및 테일 콘을 재설계하였다.

3.1.1 테일 콘 재설계 형상 해석 결과

재설계된 디퓨저를 바탕으로 해석을 수행하였으며 설계 조건에 맞추어 입구에서의 유동이 균일한 조건에서 해석을 수행한 결과 Fig. 10(a)와 같이 재순환 영역이 사라지며 역류 현상이 발생하지 않음을 확인하여 설계 절차에 문제가 없음을 확인하였다. 다만 균일한 입구조건으로 인하여, 연소 덕트 후류 영역에서도 화염이 혼합되지 않음을 확인하였다. 그러나 실제 엔진의 경우 터빈을 거치면서 선회 성분이 발생한다. 따라서 2.4절에서 언급한 바와 같이 입구 경계 조건으로 터빈 출구의 속도 성분을 적용하여 엔진의 선회 성분을 반영하여 해석하였을 때 Fig. 10(b)와 같이 재순환 영역이 사라지지 않고 유지되었으며 선회 성분으로 인하여 상류 지점에서 화염이 혼합됨을

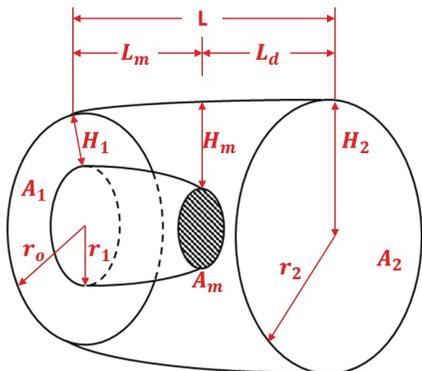


Fig. 7 Schematic diagram of the diffuser

확인하였다. 따라서 문제를 해결하기 위해서는 테일 콘의 재설계뿐만 아니라, 선회 성분의 영향성을 줄이기 위한 디스윙러(Deswirl) 또한 필요함을 확인하였다.

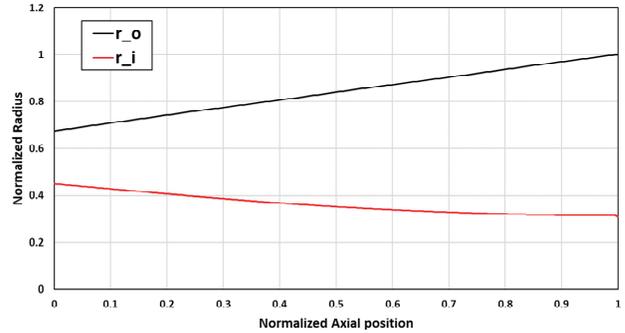


Fig. 8 Inner and outer diameter curves of the diffuser flow paths

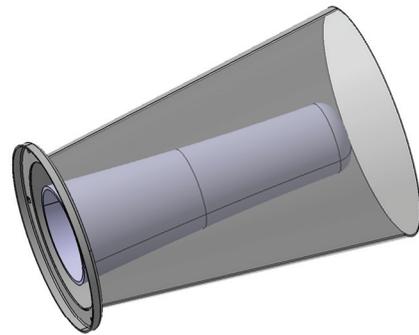


Fig. 9 Geometry of diffuser with revised tail cone

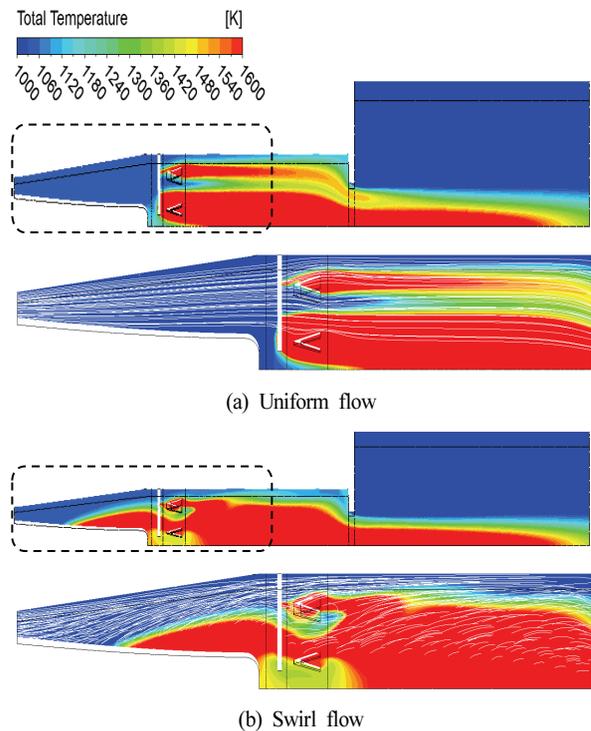


Fig. 10 Temperature contours based on inlet flow conditions

3.2 스트럿(Strut) 적용

앞선 해석을 통해 디스월러가 필요함을 확인하였으며, 테일 콘을 설치하기 위한 스트럿이 디스월러의 역할을 겸할 수 있도록 설계하였다. 스트럿의 경우 가장 단순한 직육면체 형상을 적용하였으며 디퓨저에서의 위치는 아래의 Fig. 11과 같으며 도메인 내에서의 스트럿 영향성을 평가하기 위하여 도메인 당 한 개, 총 6개의 스트럿을 적용하였다.

또한 스트럿의 영향성을 비교하기 위하여 스트럿의 두께 및 각도를 달리하여 해석을 수행하였다. 스트럿의 위치는 모든 해석 케이스에서 동일하며, 스트럿의 각도는 0°, 2.5°, 5° 조건에서, 두께는 2 mm와 4 mm인 스트럿에 대하여 해석을 수행하였다. 해석 형상은 Table. 2에 정리한 것과 같이 총 6 케이스에 대해 수행하였다.

3.2.1 스트럿에 따른 해석 결과

각 케이스별 스트럿 형상 및 케이스에 따른 디퓨저에서 유선을 확인한 결과 Fig. 12와 같으며, 스트럿 전후의 선회 성분이 감소함을 볼 수 있다. 또한 Fig. 13에서 확인할 수 있듯이, 모든 케이스에서 디퓨저 내 재순환 영역이 사라졌으며 연소반응이 디퓨저에서 발생하지 않음을 확인하였다. 실제로 스트럿으로 인한 선회 성분의 감소 여부를 검증하기 위하여 Fig. 14와 같이 입구부터 축 방향에 따른 여러 위치에서의 평균 선회유동 각(Swirl angle)을 계산하여 비교하였다.

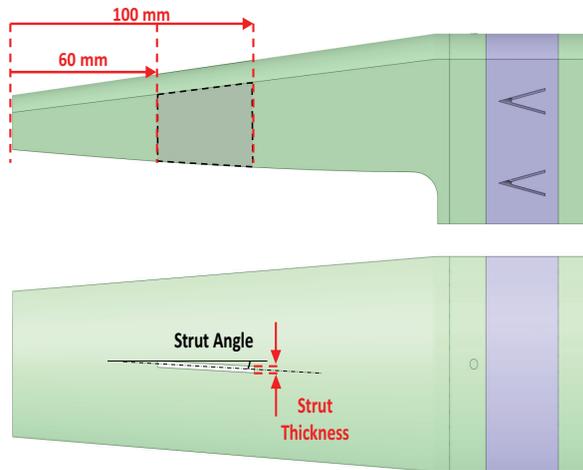


Fig. 11 Dimension information on the position of the struts

Table 2 Analysis cases based on strut geometry

Angle \ Thickness	2 mm	4 mm
0°	Case 1	Case 2
2.5°	Case 3	Case 4
5°	Case 5	Case 6

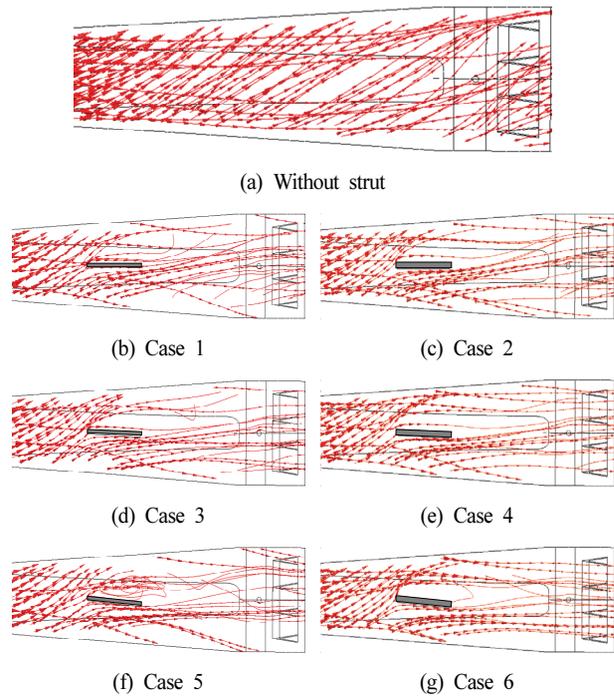


Fig. 12 Streamlines based on strut geometries in swirl flow

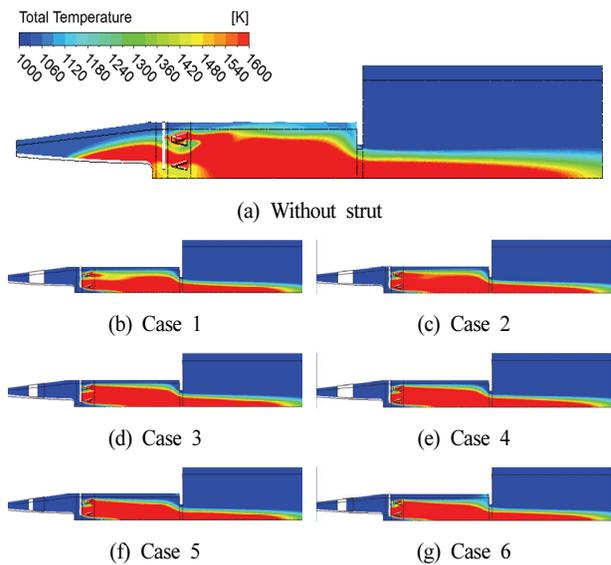


Fig. 13 Internal temperature field based on strut conditions

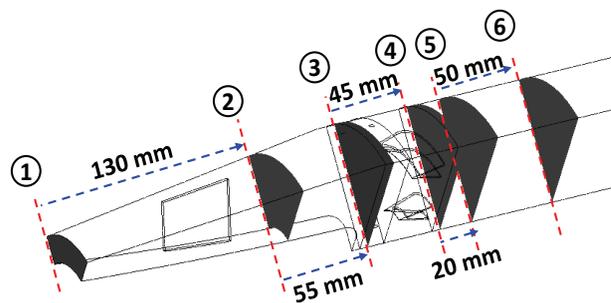


Fig. 14 Swirl angle measurement axial locations

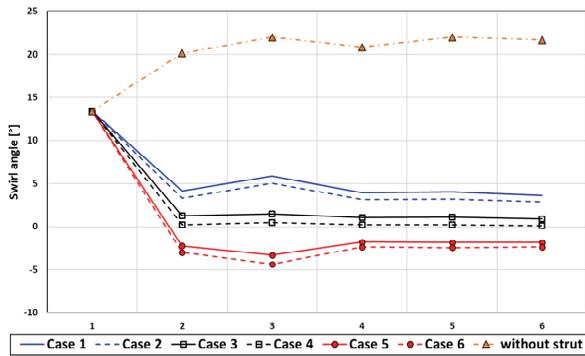


Fig. 15 Comparison of average swirl angle at different axial positions

Fig. 15와 같이 축 방향 위치에 따른 선회유동 각을 비교한 결과, 디퓨저 입구(터빈 출구)에서의 선회유동 각은 13.4°로 확인되었으며, 스트럿이 없는 경우 선회 성분은 감소하지 않고 축 방향 속도 성분이 감소하여 오히려 선회유동 각이 증가하였으며, 스트럿이 적용된 경우, 선회유동 각은 큰 폭으로 감소하였으며 스트럿 영역 이후에는 큰 변동을 보이지 않았다.

또한 스트럿 각도가 선회 성분 감소에 큰 영향성을 미치는 것으로 확인되었으며 각도가 2.5°인 경우 선회유동 각이 0.08°로 최소값을 기록하였으며 스트럿 각도가 0°일 때 2.9°로 선회유동 각 감소 폭이 가장 낮음을 확인하였다. 반대로 각도가 5°인 경우 선회유동 각이 음수로, 반대 방향으로의 선회가 형성되었다. 동일 스트럿 각도에서 두께에 따른 선회유동 각은 평균적으로 1° 차이를 보였으며 더 두꺼운 4 mm 해석 결과에서 더 낮은 선회유동 각 값을 나타냈다.

그러나 디스윌러로써의 성능 뿐만 아니라 압력 손실 또한 디퓨저에서 중요한 요소이기 때문에 각 케이스별 압력 손실을 계산하여 Table 3에 제시하였다. 계산 결과, 모든 case에서 4% 이내의 압력 손실을 기록하였으며 스트럿의 각도로 인한 압력 손실 변화율은 0.1~0.3퍼센트 포인트(%p)로 확인되었다. 스트럿 두께로 인한 압력 손실 변화율은 0.4~0.5 퍼센트 포인트로 스트럿의 두께가 각도보다 압력 손실에 더 큰 영향을 미치는 것으로 확인되었다. 따라서 선회유동 각과 압력 손실을 고려해 보았을 때 스트럿 각도가 2.5°, 두께가 2mm인 case 3가 최적의 디퓨저 형상이라 판단하였다.

Table 3 Total pressure and pressure loss at the diffuser

Diffuser	Inlet Pt [kPa]	Outlet Pt [kPa]	Pressure loss [%]
Case 1	161.98	156.92	3.12
Case 2	161.98	156.16	3.59
Case 3	161.98	156.66	3.28
Case 4	161.98	155.87	3.77
Case 5	161.98	156.42	3.43
Case 6	161.98	155.55	3.97

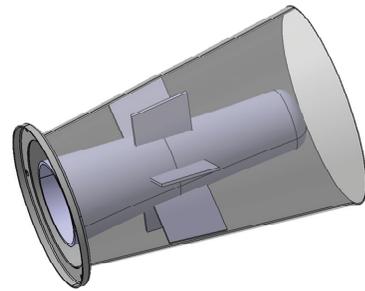


Fig. 16 Geometry of revised diffuser with tail cone and strut

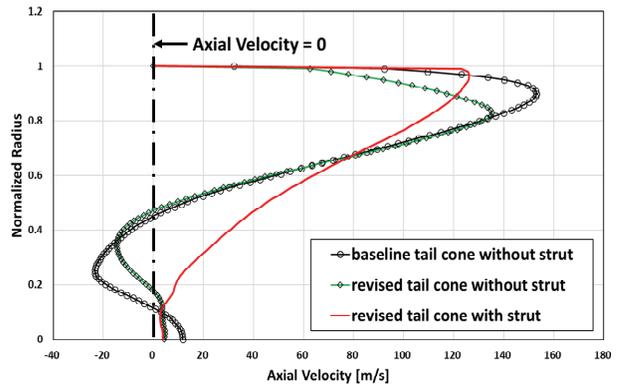


Fig. 17 Graph of axial velocity distribution dependence on radius at the diffuser outlet

3.3 디퓨저 형상에 따른 성능 비교

앞선 스트럿에 따른 성능 평가 결과, 압력 손실과 성능 측면에서 고려할 때, 스트럿 각도가 2.5°, 두께가 2 mm일 때의 성능이 가장 우수하다고 판단하였으며, 이를 적용한 최종적인 디퓨저 형상은 Fig. 16과 같다. 마지막으로 테일 콘과 스트럿이 미치는 영향을 확인하기 위해 아래와 같은 형상 조건에 대해 해석을 수행하였다.

- a) baseline tail cone without strut
- b) revised tail cone without strut
- c) revised tail cone with strut

해석을 통해 디퓨저 출구에서의 반경별 축 방향 속도분포를 통해 확인한 결과, 제시된 Fig. 17과 같이 재설계한 테일 콘과 스트럿이 모두 적용된 상황에서만 유속이 모든 영역에서 양수 값을 가져 역류 현상이 발생하지 않음을 확인하였으며 Fig. 18과 Fig. 19와 같이 측면 및 디퓨저 출구에서 온도 분포를 확인한 결과, 재설계한 테일 콘과 스트럿이 모두 적용된 상황에서만 연소가스가 디퓨저로 역류하지 않아 디퓨저에서의 온도 상승이 발생하지 않음을 확인하였다.

각 케이스에 따른 추력을 Fig. 20과 같이 비교한 결과 재설계한 테일 콘 형상 적용 시, 재순환 영역의 감소로 손실이

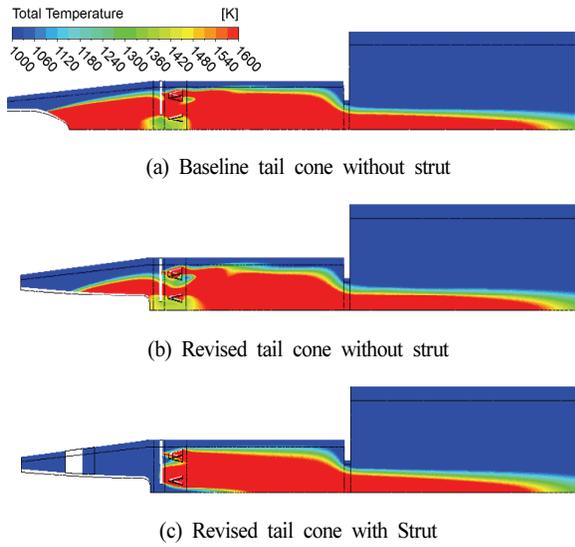


Fig. 18 Difference in temperature fields according to tail cone and strut

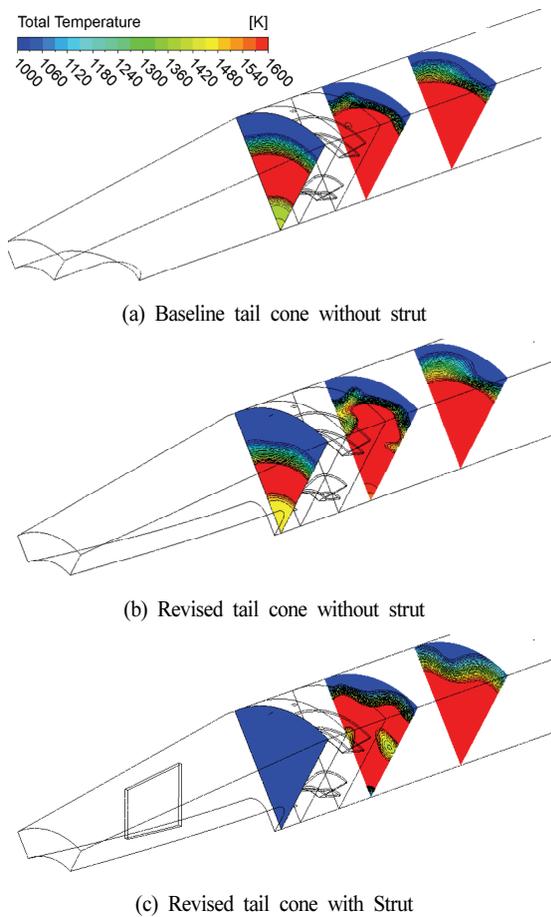


Fig. 19 Temperature contours at the diffuser outlet based on diffuser geometries

감소하여 기존 형상 대비 추력이 3.4% 증가하였으나, 재설계 테일 콘 형상에 스트럿을 적용한 경우 추가적인 압력 손실로 인하여 기존 형상 대비 추력이 1.9% 개선되는 것으로

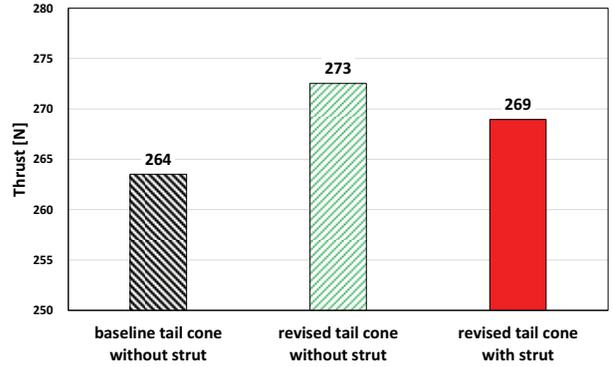


Fig. 20 Thrust variation based on diffuser configurations

나타났다. 스트럿을 적용하는 경우 추력 개선 효과는 크지 않았으나, Fig. 18 및 Fig. 19에서 볼 수 있듯이 배기가스 역류 현상을 방지하여 코어 엔진 및 테일 콘의 과열에 따른 손상을 방지할 수 있기 때문에 스트럿이 디퓨저에 필요한 구성품으로 판단된다.

4. 결론

본 논문에서는 고속 소형무인기의 추진시스템을 위한 초음속 마이크로 가스터빈 엔진 개발 중 애프터버너의 디퓨저 영역에 대한 설계 및 성능 해석평가를 수행하였다. 본 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 코어 엔진 출구의 높은 유속을 감속시키기 위해서 디퓨저는 애프터버너의 필수 구성품이다. 그러나 내부 유로 면적이 급속히 증가할 경우, 내부에서 재순환이 발생할 수 있으며, 이럴 경우, 고온의 연소가스가 디퓨저 영역으로 역류하여 애프터버너 구성품에 고온으로 인한 손상을 일으킬 수 있다.
- 2) 이를 방지하기 위해 테일 콘을 재설계하였으며, 재설계된 테일 콘에서는 재순환 영역이 발생하지 않음을 확인하였다. 그러나 실제 코어 엔진 출구 유동은 선회 성분을 갖고 있으며, 선회 성분을 반영할 경우, 재설계한 테일 콘에서도 재순환 영역이 발생하였다.
- 3) 위의 결과들을 바탕으로 디퓨저 입구에서의 선회 성분을 감소시키기 위한 디스월러의 역할을 수행할 수 있는 스트럿을 설계하였다. 스트럿의 각도 및 두께에 따른 영향을 평가한 결과, 스트럿 두께보다는 각도가 선회유동 각에 더 큰 영향을 미치며 2.5°일 때 선회 성분이 가장 많이 감소하는 것으로 확인되었다.
- 4) 애프터버너에서는 전압 손실도 중요한 성능 지표이기 때문에 디퓨저에서의 전압 손실도 평가하였다. 계산 결과, 스트럿의 각도로 인한 압력 손실 변화율은 0.1~0.3%이며, 스트럿 두께로 인한 압력 손실 변화율은 0.4~0.5%로 두께가 증가할수록 압력 손실이 증가하였다. 이를 통해 스트럿의 각도보다는 두께가 압력 손

실에 더 큰 영향을 미치는 것으로 확인되었다.

- 5) 선회 성분 감소 및 압력 손실을 평가한 결과, 각도가 2.5°이고 두께가 2 mm인 스트럿을 최종적으로 선정하였으며 재설계한 테일 콘과 함께 적용하여 애프터버너 디퓨저를 설계하였다.

본 연구를 통해 애프터버너 디퓨저의 설계 및 성능 평가를 수행하였으며, 디퓨저 내부에서의 재순환 영역 방지를 위한 설계 방법을 제시하였다. 다만 본 연구에서는 스트럿 개수와 형상에 따른 성능을 평가하지 않아 스트럿 개수 및 형상에 관한 최적화 연구가 필요할 것으로 판단되며, 이 외의 후속 연구로는 본 논문에서 설계한 디퓨저를 적용한 연소 실험을 수행할 예정이며, 이를 통해 재설계된 디퓨저에서 선회 및 재순환 영역이 발생 여부를 확인할 예정이다. 또한 본 연구를 선행 연구인 Lee 등⁽¹⁹⁾의 코어 엔진 통합 해석 모델 개발 연구와 결합하여 코어 엔진과 애프터버너까지 통합한 해석 모델 개발에 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 논문은 2025년 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원(KRIT-CT-22-053)을 받아 수행되었습니다.

References

- (1) <https://ceat.okstate.edu/mae/research/aerospace-propulsion-power/site-files/documents/apop-summary.pdf>.
- (2) Apke, C., Russell, J., and Starkey, R. P., "Demonstration of an Afterburner and Nozzle in a mini-Turbojet Engine (DANTE)", presented at the 50th AIAA Aerospace Sciences Meetings, 9-12 Jan 2012, Nashville, TN.
- (3) Walter, S., and Starkey, R. P., "GOJETT: A Supersonic Unmanned Aerial Flight Test System", AIAA-2012-0022.
- (4) Walter, S., and Starkey, R. P., "GOJETT: Design and Optimization of a Lightweight Supersonic Unmanned Aerial Flight System", AIAA-2012-5531.
- (5) Cooper, J. and Dingle, L., 2005, "Engineering an afterburner for a miniature gas turbine engine," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 77 No. 2, pp. 104-108.
- (6) Haider, B. A., Davidović, N., and Durrani, N., "Parametric Analysis of Expendable type Single-Spool Turbojet Engine with a Short Afterburner," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, January 2011, AIAA 2011-574.
- (7) Haider, B. A., 2009, "Parametric Analysis and Afterburner Design of Single-Spool Expendable Turbojet Engine with Short Afterburner," Master's thesis, University of Belgrade, Serbia.
- (8) Haider, B. A., Davidović, N., and Durrani, N., "Preliminary Design of a Short Afterburner for Single-Spool Expendable Turbojet Engine," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, January 2011, AIAA 2011-575.
- (9) Shea, D., Nunes, S., Bendeck, E., Nagowski, D., Fernandes, R., and Ricklick, M., "Design of a Modular Afterburner System for the JetCat P300-PRO Microturbine," AIAA SciTech Forum, Orlando, Florida, January 2024, AIAA 2024-1373.
- (10) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Chung, H. Y., 2020, "Trends of Micro Turbojet Engines within Thrust Range up to 1,000N," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 23, No. 6, pp. 25-33.
- (11) Kang, Y. S., Jun, S., 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.
- (12) Kim, J. H., Kim, H. M., Park, P. M., and Rhee, D. H., 2019, "Performance Test of Metal 3D Printed Micro Gas Turbine Engine Combustor," The KSPE Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 23, No. 6, pp. 51-58.
- (13) Chung, H. Y., Rhee, D. H., and Kang, Y. S., 2021, "Simulation of Aero-propulsion Micro Gas Turbine Engine Using CFD," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 24, No. 1, pp. 5-12.
- (14) Rhee, D. H., Lee, K. J., Kang, Y. S., and Chung, H. Y., 2020, "Performance Test and Evaluation of Micro Turbojet Engine at Sea Level and Altitude-Simulating Inlet Pressure Conditions," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 23, No. 6, pp. 34-40.
- (15) Lee, K. J., Rhee, D. H., Kang, Y. S., and Kho, S. H., 2021, "Research of Starting and Normal Operation Control Logic for Small Gas Turbine Engine," KSPE Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 25, No. 5, pp. 1-9.
- (16) Lee, K. J., Kim, S. U., Baek, K. M., Rhee, D. H., Kang, Y. S., and Kho, S. H., 2020, "Fault Diagnostic of Small Gas Turbine Engine," KSPE Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 25, No. 2, pp. 88-97.
- (17) Lee, D. E., Kim, S. M., Hwang, Y. S., Kang, Y. S., and Rhee, D. H., 2024, "A Study of Combustion Characteristics in Afterburner for Micro Gas Turbine Engine Under Varied Fuel Supply Conditions," AIAA SciTech Forum 2024, AIAA 2024-0104.
- (18) <https://www.jetcat.de/en/products>.
- (19) Lee, D. E., Chung, H. Y., Kang, Y. S., and Rhee, D. H., 2024, "A Study of an Integrated Analysis Model with Secondary Flow for Assessing the Performance of a Micro Turbojet Engine," Applied Sciences, Vol. 14, No.17, 7606.
- (20) GasTurb, Gas Turbine Performance Program, Software Package, Ver. 11, Dr. Joachim Kurzke, Germany, 2008
- (21) Kaleab Fetahi, 2019, "A Parametric Analysis of a Turbofan

- Engine with Anauxiliary Bypass Combustion Chamber – The Turboaux Engine," Master's thesis, University of Old Dominion.
- (22) Ansys CFX-Solver Theory Guide, Release 23.1.
- (23) Zukoski, E. E., 1978, "Aerodynamics of Aircraft Engine Components," Washington DC: AIAA, pp. 45-144.
- (24) J.D. Mattingly, K. M. Boyer, B. A. Haven, W. H. Heiser, and D. T. Pratt, "Aircraft Engine Design, Second," Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2002.