



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.5.001>

바이패스비에 따른 배기가스의 적외선 신호측정 실험연구

주미리^a · 조성필^a · 최성만^{a,*} · 조하나^b

An Experimental Study of the Infrared Signal for Exhaust Plume with Bypass Ratio

Milee Joo^a · Sunpil Jo^a · Seongman Choi^{a,*} · Hana Jo^b

^aAerospace Engineering Department, Jeonbuk National University, Korea

^bAerospace Technology Research Institute - Agency for Defense Development, Korea

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

ABSTRACT

Infrared signal and exhaust gas temperature distribution with bypass ratio were measured using a micro turbojet engine. Micro turbojet engine was modified to simulate the turbofan engine behaviour. Core flow was simulated using the jet flow of the micro turbojet engine, and high-pressure air was supplied to its external duct to simulate bypass flow. The effects of bypass ratios (0.5, 1.0, and 1.4) were examined. The experimental results indicate that the infrared signal decreases as the bypass ratio increases. And also gas temperature decreases with bypass ratios. Additionally, Schlieren visualization of the exhaust gas plume was conducted. From the exhaust gas temperature distribution and Schlieren images, the structure of jet plume with various bypass ratios was understood.

초 록

마이크로 터보제트 엔진을 사용하여 바이패스비에 따른 배기가스의 적외선 신호와 온도분포 측정 연구를 수행하였다. 본 연구에서는 마이크로 터보제트 엔진을 바이패스 공기를 공급하여 터보팬 엔진의 유동을 모사할 수 있도록 개조하였다. 마이크로 터보제트 엔진으로 코어 유동을 모사하고 고압의 압축 공기를 마이크로 터보제트 엔진의 외부덕트에 공급하여 바이패스 유동을 모사하였다. 바이패스비 0.5, 1.0, 1.4 의 3가지 조건에서 실험을 수행하였다. 그 결과 적외선 신호는 바이패스비가 증가할수록 점차 감소함을 보여주었다. 그리고 배기가스 온도는 바이패스비가 증가할수록 감소됨을 알 수 있었다. 또한 배기가스에 대한 쉐리렌 가시화 측정을 수행하였다. 배기가스의 온도분포와 쉐리렌 유동 가시화로부터 바이패스비에 따른 배기가스의 제트유동구조를 이해할 수 있다.

Key Words: Micro Turbojet Engine(마이크로 터보제트엔진), Bypass Ratio(바이패스비), Exhaust Gas Temperature(배기가스 온도), Infrared Signal(적외선 신호), Schlieren Visualization(쉐리렌 가시화)

1. 서 론

최근 군용항공기 임무 성공률을 높이기 위해 군용항공기의 생존성이 중요한 요인으로 부각되고 있으며 이에 따라 군용항공기 생존성을 향상

시키기 위한 스텔스 기술이 요구되고 있다. 군용 항공기의 생존성을 위협하는 요소로는 적외선 신호, 레이더파, 음파 그리고 가시광선 등이 있으며, 특히 군용항공기에서 방사되는 적외선 신호는 열 추적 탐지기에 좋은 표적이 되기 때문에 이를 저감하는 기술은 스텔스의 핵심기술로 간주된다. 항공기에서 적외선 신호를 발생시키는 요소들로는 항공기 엔진 및 노즐, 배기가스에 의한 가열, 공력에 의한 표면 가열 그리고 배기 노즐 표면 방사 등이 있다[1,2]. 특히 항공기 적외선 신호는 후방의 180° 부근에서 가장 강한 신호로 방사되며, 이는 추진기관의 고온의 엔진 및 배기가스에 의해 방사된다. 따라서 항공기 추진기관에서 방사되는 높은 수준의 적외선 신호를 효과적으로 저감시킬 수 있다면 보다 높은 항공기 생존성을 확보할 수 있을 것이다. 최근 무인기의 임무가 다양해짐에 따라 개발되고 있는 무인기의 이륙중량은 점차 증가하고 있으며, 항공기의 추진기관은 높은 추력과 함께 높은 연료경제성을 동시에 요구하고 있다. 따라서 무인기에 고 바이패스 터보팬 엔진을 장착하고자 하는 연구개발이 활발하게 진행되고 있다[3]. 따라서 무인기의 스텔스 성능을 연구하기 위해서는 다양한 바이패스비에 대한 적외선 신호 연구가 필수적인 실정이다.

한편, 항공기 추진기관에서 방사되는 적외선 신호를 감소시키는 방법으로는 배기가스의 온도를 저감하거나, 엔진 배기노즐 형상을 변화시키는 방법 등이 있다. 현재 국내·외에서 항공기 추진기관의 적외선 신호 연구가 활발히 수행되어지고 있다. Decher[4]는 터보팬 엔진의 노즐에 따른 적외선 신호를 해석적 방법으로 연구하였다. 국내의 경우 주로 수치 해석적 방법에 의하여 연구가 수행되어져 왔다[5]. 수치해석은 Fluent 등을 이용하여 배기플룸의 열 유동장 해석을 수행하여 유동 및 온도의 분포를 예측할 수 있으나, 대기효과 등을 고려한 적외선 신호의 정량적 수치화에는 한계가 있을 수 있다. 실험연구의 경우 마이크로 터보제트 엔진을 사용한 적외선 신호 연구가 대부분 수행되어져 왔다[6-8]. 따라서 터보팬 엔진의 배기가스 적외선 신호에 대한 특성 연구는 해석적 연구에 국한되어 왔으며, 실험

연구 또한 미비한 실정이다. 따라서 바이패스비에 따른 엔진 배기가스 적외선 신호 특성에 대한 면밀한 실험적 연구가 필요한 실정이다.

본 연구에서는 실물 항공기 엔진과 유사한 케로신 연료를 사용하면서도 실험실에서 운용이 가능한 50 lbf 급 마이크로 터보제트 엔진을 이용하여 바이패스 유동을 모사할 수 있도록 개조하여 실험연구를 진행하고자 한다.

2. 본 론

2.1 실험장치

본 연구에 사용된 마이크로 터보제트 엔진은 네덜란드 AMT 사의 Olympus HP Engine으로 사진과 제원은 Fig. 1과 Table 1에 각각 제시되어 있다. 마이크로 터보제트 엔진은 원심 압축기, 직류형 연소기, 축류 터빈으로 구성되어 있으며, 최대 추력은 230 N, 압축비는 3.8, 최대 회전수는 108,500 rpm, 그리고 최대 EGT (Exhaust Gas Temperature)는 750°C 이다. 연료는 실물 엔진과 유사한 케로신을 사용하였으며, 연료에는 윤활유 (Aeroshell 500)을 4.5% 혼합하여 사용하였다.

Table 1. Micro Turbojet engine specification.

Engine parameter	Maximum value
Thrust	230 N
Pressure ratio	3.8
Specific fuel consumption	46.4 g/kN sec
RPM	108,500
Air Mass Flow	0.45 kg/sec
Exhaust gas temperature	750°C

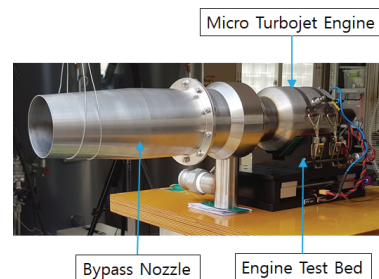


Fig. 1 Micro Turbojet engine.



Fig. 2 Bypass nozzle.

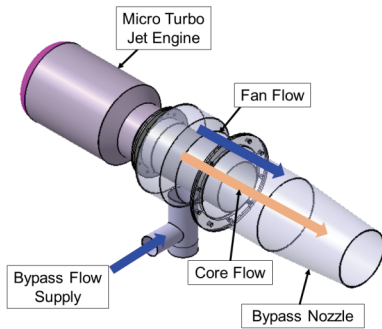


Fig. 3 Engine and bypass nozzle layout.

마이크로 터보제트 엔진에 바이패스 공기를 공급하여 터보팬 엔진의 유동을 모사하기 위해 바이패스 노즐을 제작하였다. 바이패스 노즐의 경우 출구 면적에 따라 엔진의 성능이 달라지기 때문에 바이패스비에 따라 각각 다른 노즐 출구 직경을 갖는 형상의 노즐이 필요하지만 본 연구에서는 100% RPM에서 바이패스 1을 갖는 노즐 출구 직경을 기준으로 바이패스 노즐을 제작하였다. 노즐 출구 면적은 기존 Olympus HP Engine 과 동일한 3137.07 mm² 이다. 바이패스 노즐 형상은 Fig. 2에 제시되어 있으며, 마이크로 터보제트 엔진에 부착된 바이패스 노즐 개념도는 Fig. 3에 제시되어 있다.

엔진과 바이패스 노즐은 플랜지부의 볼트로 체결되며, 고압공기는 바이패스밸브 하단부를 통해 마이크로제트엔진 노즐 외부덕트로 이동하여 코어유동과 혼합된 후 대기로 배출하게 된다.

2.2 바이패스 유량 조절

바이패스는 고압의 압축공기를 사용하여 모사하였으며, 바이패스비에 따라 고압의 압축 공기

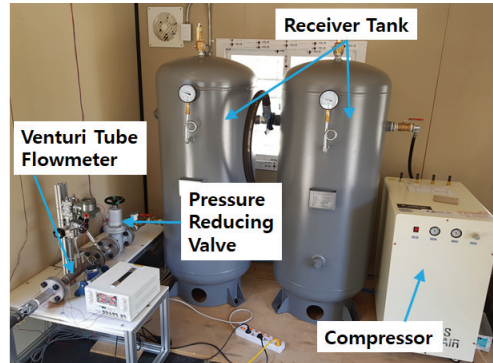


Fig. 4 Bypass air supply system.

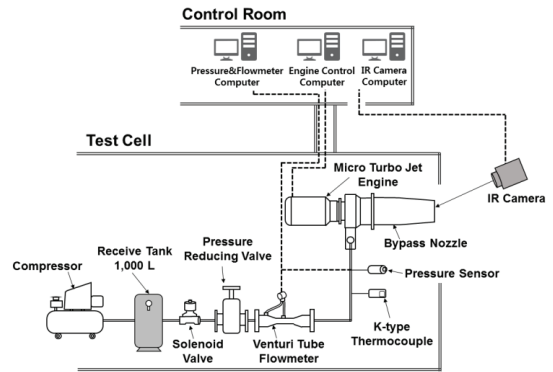


Fig. 5 Engine and bypass control system layout.

의 유량을 조절하고 유량 측정 데이터를 수집할 수 있도록 장치를 구성하였다. 바이패스 시험장치는 Fig. 4에 제시되어 있으며, 장치 구성 개략도는 Fig. 5에 제시되어 있다. 압축 공기는 리시버 탱크에 저장되어진 후 엔진 회전수 43,000 RPM에 도달하면, 엔진 제어실에서 솔레노이드 밸브 작동을 통해 감압밸브와 벤투리 튜브 유량계를 거쳐 바이패스 노즐로 공급되도록 고안하였다. 유량 조절은 감압밸브(DRE-F, YNV 사)를 사용하였으며, 유량 측정은 벤투리 튜브 유량계(CSAV-4000-S, 한국유량계공업 사)를 사용하여 측정을 수행하였다. 또한 노즐로 공급되는 바이패스 공기의 온도는 K-type 열전대(TJC120-CAXL-062G-2.25, Omega 사)를 사용하여 측정하였으며, 공급압력은 정압센서(PSPHH0500PCPG, Sensys 사)를 사용하여 측정하였다.

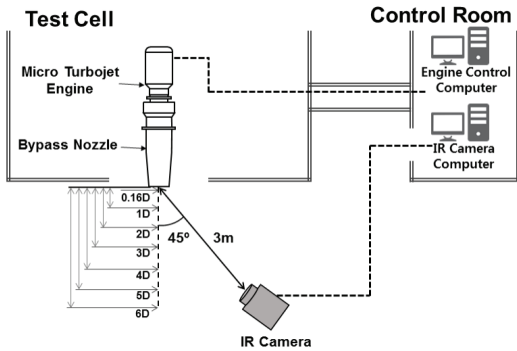


Fig. 6 Layout of IR Measurement.

2.3 적외선 신호 측정

엔진 배기가스에서 방사되는 적외선 신호는 적외선 열화상 카메라(Variocam hr head, JEN-OPTIK 사)를 사용하여 측정하였다. 장치의 온도 범위는 $-40 \sim 1,200^{\circ}\text{C}$ 이고 측정 파장범위는 $7.5 \sim 14 \mu\text{m}$ 이다. 적외선 열화상 카메라는 컴퓨터와 연결되어지며, 데이터는 전용 소프트웨어인 IRBIS 3 plus를 사용하여 실시간으로 제어 및 분석이 가능하다. 적외선 열화상 카메라의 측정 위치는 엔진 배기출구로부터 중심축 연장선으로 45° 각도 위치에 3 m 떨어진 거리에서 측정하였다. 엔진 배기가스 적외선 신호측정 거리는 배기 출구로부터 길이방향으로 0.16D(15 mm), 1D(92 mm), 2D(184 mm), 3D(276 mm), 4D(368 mm), 5D(460 mm), 6D(552 mm) 떨어진 위치에서 측정하였으며, 측정 개략도는 Fig. 6에 제시되어있다.

2.4 배기가스 온도 측정

엔진 배기가스 온도는 X-Y Traverse를 사용하여 측정하였다. X-Y Traverse의 열전대는 20 mm 간격으로 총 16개 장착하여 x축 방향으로 좌우 각각 160 mm, 총 320 mm 영역을 20 mm 단위로 측정하도록 하였다. 엔진 작동 중 열전대가 이동하면서 온도를 측정할 수 있도록 노출형 타입의 K-type 열전대를 사용하였다. 온도 측정 기록 장치 NI-Crio를 사용하여 기록하였으며, 측정된 위치 정보 및 온도데이터를 이용하여 배기가스 온도 분포를 작성하였다. 배기가스 온도 측정은 엔진 회전수 43,000 RPM에서 열전대를 노

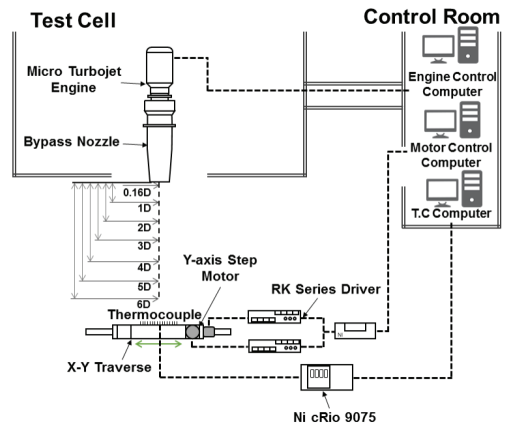


Fig. 7 Plume temperature measurement system.

출 출구 정 후방에 위치시켰으며, 바이패스 공기를 공급하기 전·후의 배기가스 온도를 측정하였다. 엔진 배기가스 온도 측정 거리는 배기 노즐 출구로부터 길이방향으로 0.16D, 1D, 2D, 3D, 4D, 5D, 6D 떨어진 위치에서 측정하였으며, 측정 개략도는 Fig. 7에 제시되어있다.

2.5 쉘리렌 가시화

엔진 배기가스 유동 가시화는 쉘리렌 시스템(Schlieren System, Komi사)을 사용하여 측정하였다. 쉘리렌 장치는 투명한 매질 속에 굴절률의 변화가 있을 때 그 변화를 밝기의 차이로 바꾸어 관찰하는 광학적 측정 장치이다. 쉘리렌 시스템은 광원과 편광, 2개의 평면거울과 쉘리렌 거울, Knife Edge 그리고 카메라로 구성되어 있다. 광원은 10 W의 LED 램프를 사용하였으며 쉘리렌 거울의 직경은 200 mm, 쉘리렌 거울의 초점 거리는 2,000 mm 그리고 쉘리렌 거울 사이의 거리는 6,000 mm이다. 광원에서 평면거울에 반사된 빛은 쉘리렌 거울로 평행광으로 만들어 주며, 이 빛은 측정영역을 지나면서 유동 정보를 담게 된다. 이 유동 정보는 다시 쉘리렌 거울에 반사된 후 평면거울에 비추게 되며 캠코더를 사용하여 이미지화하여 유동장을 확인하였으며, 측정 개략도는 Fig. 8에 제시되어있다.

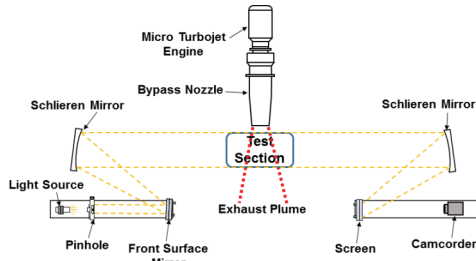


Fig. 8 Schlieren visualization system.

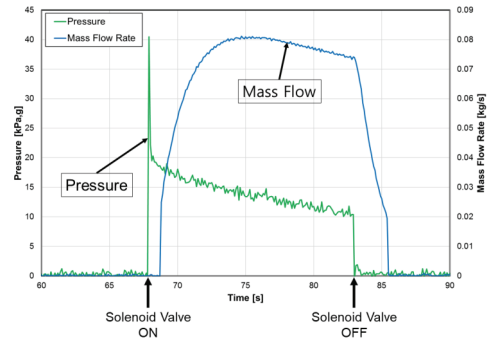


Fig. 9 Bypass flow with time.

3. 결과 및 분석

3.1 바이패스 유동 측정

마이크로 터보제트 엔진으로 공급되는 바이패스 공기 측정 결과는 Fig. 9와 Fig. 10에 제시되어 있다. 시간에 따른 바이패스 공기의 압력과 유량은 Fig. 9에 제시되어 있으며, 시간에 따른 바이패스 공기의 온도 및 배기가스온도(EGT)는 Fig. 10에 제시되어 있다. 엔진은 0초에 점화절차를 시작하여 약 40초 후 엔진배기가스온도(EGT)가 일정한 값으로 안정화 되며, 시동 후 약 80초 후인 엔진 회전수 43,000 RPM에서 바이패스 공기를 공급한다. 고압의 리시버 탱크에서 솔레노이드 밸브를 작동시키면 리시버 탱크에 저장된 고압의 압축공기가 바이패스 노즐로 공급되며, 이에 따른 바이패스 공기의 유량 변화를 측정하였다. Fig. 10에서 바이패스 공기가 공급되면 바이패스 공기의 정 온도는 약 31°C에서 27°C 정도 하강하게 되며, 이것은 리시버 탱크내의 고압의 공기가 바이패스 노즐내로 팽창하면서 나타나는 현상이다. 측정 데이터 수집은 유동이 안정된 상태에 도달한 후 일정시간 동안의 평균 데이터를 사용하였다.

3.2 적외선 신호

바이패스비에 따른 배기가스 적외선 열화상 이미지는 엔진 배기노즐 출구에서 3 m 거리, 배기노즐 중심에서 우측으로 45°에 위치한 적외선 카메라로 촬영하였으며, Fig. 11에 결과가 제시되어 있다. 바이패스비가 증가함에 따라 중심부의 고온의 엔진 코어 플룸의 길이가 짧아진 형태로

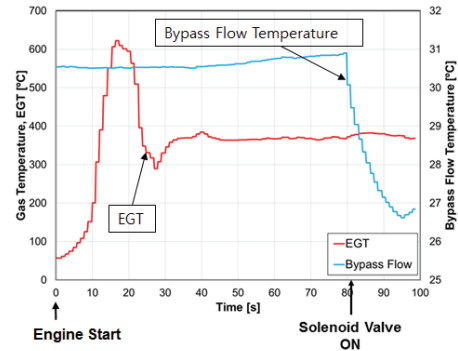


Fig. 10 Exhaust gas temperature with time.

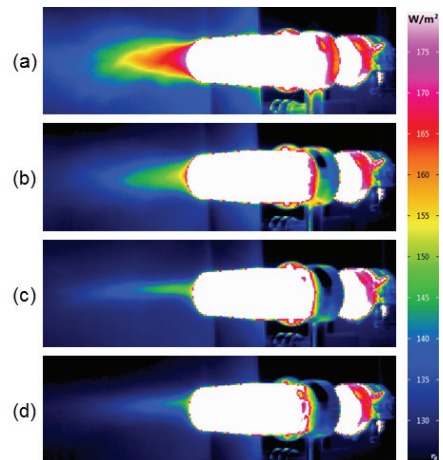


Fig. 11 IR signature with Bypass ratio : (a) Bypass 0.0, (b) Bypass 0.5, (c) Bypass 1.0, (d) Bypass 1.4.

분출되며, 거리가 멀어질수록 적외선 신호가 감소되는 것을 볼 수 있다.

3.3 배기가스 온도분포

바이패스비에 따른 거리별 2차원 온도분포는 Fig. 12에 제시되어있다. 바이패스비가 증가 할수록 배기가스의 온도가 점차 낮아지고 있음을 알 수 있으며, 배기 노즐 출구로부터 거리가 멀어 질수록 온도가 계속 감소되고 있음을 확인하였다. 바이패스비에 따른 3차원 온도분포는 Fig. 13에 제시되어있다. 바이패스비가 증가될수록 300℃ 이상의 고온 가스의 길이가 점차 감소되는 경향을 보였으며, 바이패스비 1.0 이상에서는 배기가스 온도분포의 변화가 미미한 것을 확인하였다.

배기 노즐 출구에서의 배기가스 온도 측정 결과는 Fig. 14, 15, 16, 17에 제시되어있다. 반경방향 영(0) 위치는 노즐 중심 위치를 나타낸다. 엔진 시동 후 엔진이 시험조건에서 안정적으로 운용될 때의 온도분포는 Fig. 14에 예시로 제시되어 있고, 온도분포 측정 후 바이패스 공기를 공급할 때(바이패스비 = 0.5)의 배기가스 온도분포는 Fig. 15에 제시되어있다. 노즐 출구에서 1D 떨어진 위치에서 배기가스 온도는 바이패스공기가 없을 경우에 비해 약 41℃ 감소하였으며, 노즐 출구에서 4D 떨어진 위치 이후로는 온도 차이가 미소하게 나타난다. 바이패스비 1.0의 배기가스 온도 분포는 Fig. 16에 제시되어있다.

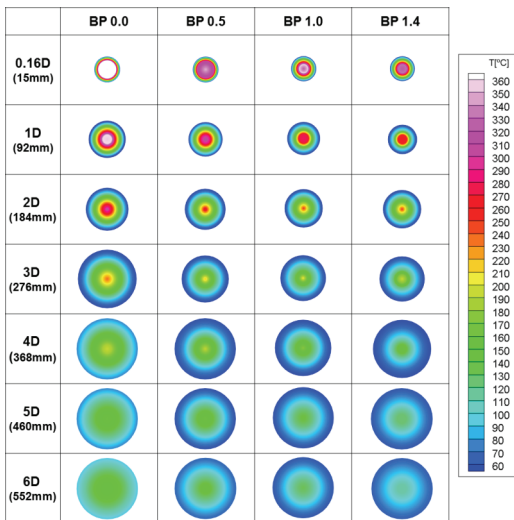


Fig. 12 2-D temperature distribution with bypass ratio.

노즐 출구에서 1D 떨어진 위치에서 배기가스 온도는 바이패스 공기가 없을 경우에 비해 약 59℃ 감소하였으며, 노즐 출구에서 6D 떨어진 위치 이후로도 약 18℃의 온도차가 나타남을 알 수 있다. 바이패스비 1.4의 배기가스 온도 분포는 Fig. 17에 제시되어있다. 노즐 출구에서 1D 떨어진 위치에서 배기가스 온도는 바이패스 공기가 없을 경우에 비해 약 78℃ 감소하였으며, 노즐 출구에서 6D 떨어진 위치 이후로도 약 42℃의 온도차가 있음을 알 수 있다. 따라서 바이패스비가 증가 할수록 노즐 출구 근처에서의 배기가스 온도 감소폭은 점차 커진다. 또한 바이패스비에 따라 노즐 출구로부터 먼 거리에서도 배기가스의 온도차는 크게 나타나고 있음을 알 수 있다.

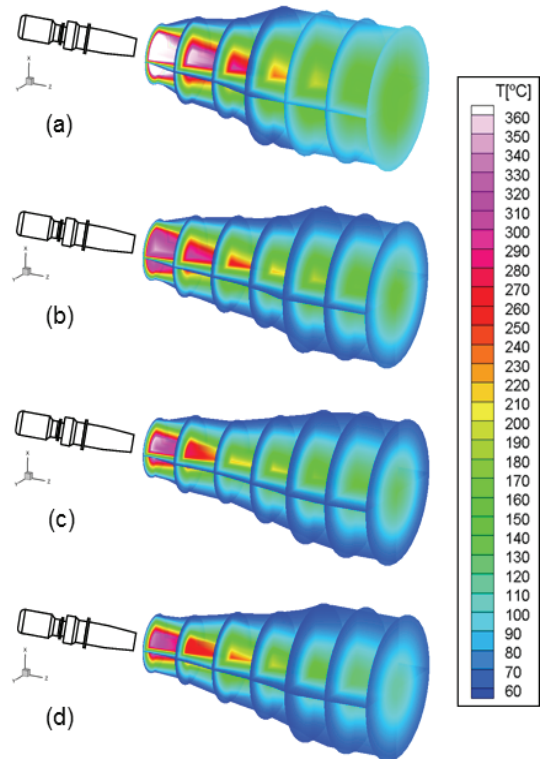


Fig. 13 3-D temperature distribution with Bypass ratio : (a) Bypass 0.0, (b) Bypass 0.5, (c) Bypass 1.0, d) Bypass 1.4.

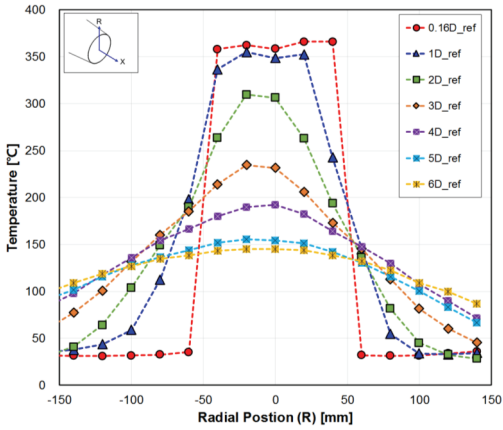


Fig. 14 Plume temperature distribution (without bypass).

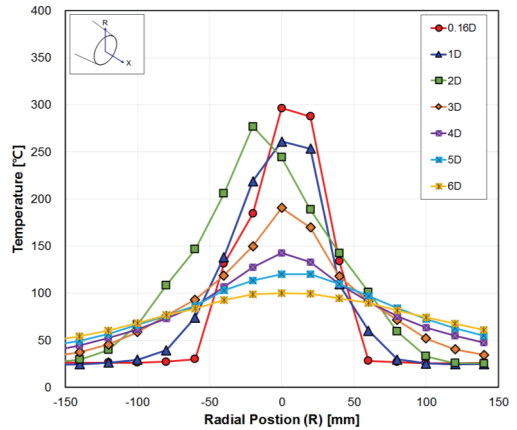


Fig. 17 Plume temperature distribution (bypass = 1.4).

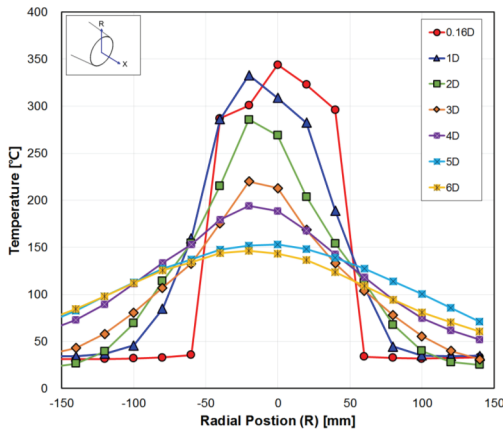


Fig. 15 Plume temperature distribution (bypass = 0.5).

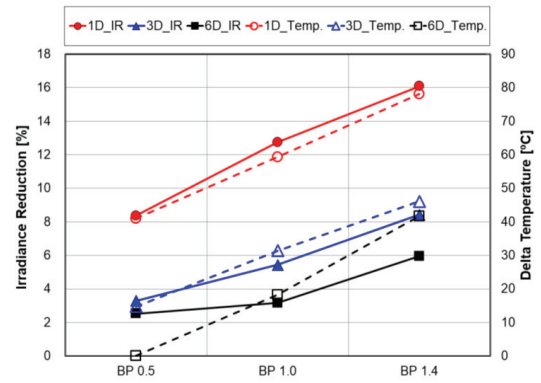


Fig. 18 IR and plume temperature change with Bypass ratio.

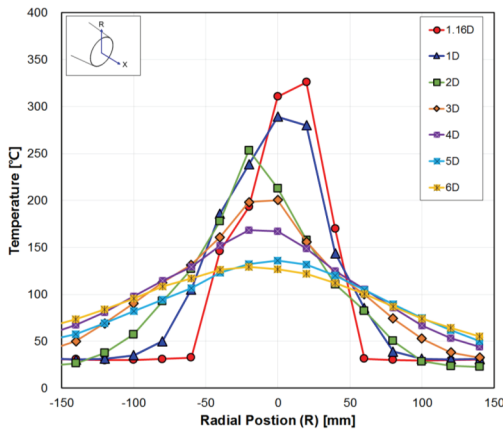


Fig. 16 Plume temperature distribution (bypass = 1.0).

Fig. 18은 노즐 출구 중심축 선상의 배기가스 온도와 적외선 신호측정결과를 동시에 나타낸 결과이다. 결과로부터 적외선 신호의 크기는 배기가스 온도 감소에 따라 선형적으로 감소하고 있음을 알 수 있으며, 노즐 출구에서 1D 떨어진 위치에서의 각 바이패스비에 따른 적외선 신호의 크기는 다음과 같다. 바이패스비 0.5의 경우 8.4%, 바이패스비 1.0의 경우 12.8%, 바이패스비 1.4의 경우 16.1% 정도 적외선 신호의 크기가 감소함을 보였다. 노즐 출구에서 3D 떨어진 위치에서 각 바이패스비에 따른 적외선 신호의 크기는 다음과 같다. 바이패스비 0.5의 경우 3.3%, 바이패스비 1.0의 경우 5.4%, 바이패스비 1.4의

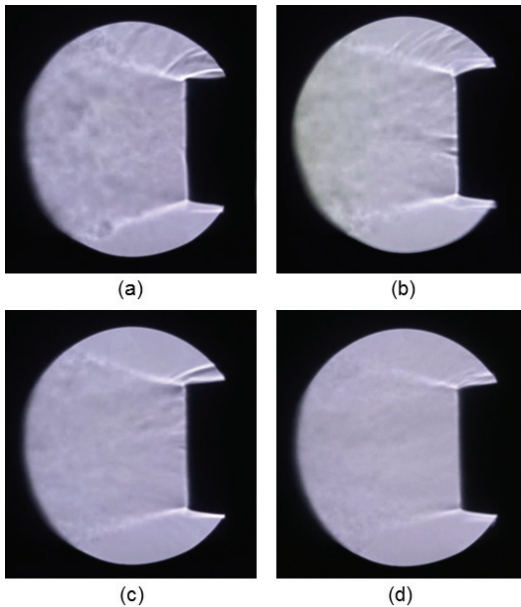


Fig. 19 Visualization of plume flow with bypass ratio:
(a) Bypass 0.0, (b) Bypass 0.5, (c) Bypass 1.0, (d) Bypass 1.4.

경우 8.4% 정도 적외선 신호의 크기가 감소함을 보였다.

3.4 쉘리렌 가시화

배기가스 유동 가시화 이미지는 Fig. 19에 제시되어있다. 바이패스공기가 없을 경우 배기가스 후류에서 외부 대기와의 혼합으로 인해 유동이 간헐적으로 불규칙하게 변하고 있음을 볼 수 있으며, 이는 고온의 엔진 코어 유동과 대기 중의 공기와의 혼합으로 인해 배기가스가 식어가면서 발생하는 현상으로 파악된다. 이러한 불규칙적인 유동 변화는 바이패스비가 증가 할수록 감소되며, 바이패스비 1.4의 경우 노즐 후류의 유동이 균일한 것을 볼 수 있다. 이는 고온의 엔진 코어 유동이 바이패스 유동과 노즐에서 충분히 혼합된 후 대기 중으로 나오기 때문이라고 이해된다. 이에 따라 고온의 엔진 코어 유동이 바이패스비가 증가됨에 노즐 내부에서 혼합되어 대기로 분출하고 있음을 알 수 있다.

4. 결 론

마이크로 터보제트 엔진에 바이패스 공기를 공급하여 터보팬 엔진의 유동을 모사하였으며, 바이패스비에 따른 배기가스 적외선 신호 및 온도 측정 연구를 수행하였다. 마이크로 터보제트 엔진으로 코어 유동을 모사하고 고압의 압축 공기를 통해 바이패스 유동을 모사하였으며, 바이패스비 0.5, 1.0, 1.4의 3가지 조건에서 실험을 수행 하였다.

배기가스 온도 및 적외선 신호 측정결과 적외선 신호의 크기는 배기가스 온도 감소에 따라 선형적으로 감소하는 경향을 나타내었다. 또한 적외선 신호는 바이패스비 0.5의 경우 8.4%, 바이패스비 1.0의 경우 12.8%, 바이패스비 1.4의 경우 16.1% 정도 적외선 신호의 크기가 점차 저감되었다. 따라서 바이패스비가 증가함에 따라 적외선 신호가 저감됨을 확인 할 수 있었다.

배기가스 온도 측정결과 바이패스비가 증가할수록 노즐 출구에서의 온도 감소폭이 점차 커지게 된다. 그리고 바이패스비의 증가에 따라 노즐 출구로부터 먼 거리에서도 배기가스 온도는 계속 감소되는 경향을 확인하였다. 이것은 바이패스비가 커질수록 코어유동과 바이패스 유동이 보다 균일하게 혼합됨을 의미한다. 쉘리렌 배기 플룸 가시화에서 바이패스비가 커질수록 코어유동과 바이패스 유동이 균일하게 혼합됨을 확인 할 수 있었다.

본 연구 결과는 추후 터보팬 엔진의 바이패스비에 따라 배기가스 적외선 신호 특성 연구에 기초 연구 자료로 활용될 수 있을 것으로 기대 된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소가 지원하는 항공기 생존성 향상을 위한 추진계통 IR 신호 감소형상설계 파라메트릭 연구 과제(UD180038JD)로 수행되었습니다.

References

1. Mahulikar, S.P., Sonawane, H.R., and Rao, G.A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 43, No. 7-8, pp. 218-248, 2007.
2. Mahulikar, S.P., Potnuru, S.K., and Kolhe, P.S., "Analytical Estimation of Solid Angle Subtended by Complex Well-resolved Surfaces for Infrared Detection Studies," *Applied Optics*, Vol. 46, No. 22, pp. 4991-4998, 2007.
3. Mark D., *Jane's Aero-Engines 2017-2018*, IHS Jane's, Coulsdon, United Kingdom, Ch. 7, 2017.
4. Decher, R., "Infrared Emission from Turbofans with High Aspect Ratio Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 3, pp. 527-532, 2004.
5. Lee, H.J., Lee, J.H., Myong, R.S., Kim, S.M., Choi, S.M., and Kim, W.C., "Computational and Experimental Investigation of Thermal Flow Field of Micro Turbojet Engine with Various Nozzle Configurations," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 46, No. 2, pp. 150-158, 2018.
6. Park, G.S., Kim, S.M., Choi, S.M., and Kim, W.C., "Experimental Study of a Micro Turbo Jet Engine Performance and IR Signal with Nozzle Configuration," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 5, pp. 1-8, 2016.
7. Kim, S.M., Lee, J.S., Choi, S.M., Myoung, R.S., and Kim, W.C., "An Experimental Study of the Infrared Signal Characteristics on the S-Nozzle Plume of the Micro Turbojet Engine," *48th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 583-586, May 2017.
8. Lee, J.S., Joo, M.L., Jo, S.P., and Choi, S.M., "A Visualization Study of Micro Gas Turbine Engine Exhaust Plume," *51th KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 724-726, December 2018.