

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2016.20.5.001>

배기노즐 형상변화에 따른 마이크로 터보제트 엔진의 성능 및 적외선신호 실험연구

박규상^a · 김선미^a · 최성만^{a,*} · 명노신^b · 김원철^c

Experimental Study of a Micro Turbo Jet Engine Performance and IR Signal with Nozzle Configuration

Gyusang Park^a · Sunmi Kim^a · Seongman Choi^{a,*} · Rho-Shin Myoung^b · Woncheol Kim^c

^aAerospace Engineering Department, Chonbuk National University, Korea

^bAerospace Engineering Department, Gyeongsang National University, Korea

^cAgency for Defense Development, Korea

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

ABSTRACT

Micro turbojet engine test and infrared signal measurement were conducted to understand the characteristics of the engine performance and infrared signal with the variants of the exhaust nozzle configuration. A cone type nozzle and five rectangle type nozzles which has aspect ratio from one to five were used for the experimental work. The results show that there are not much difference between cone and rectangle nozzles of the thrust and specific fuel consumption. However infrared signal from exhaust gas become smaller as increasing aspect ratio.

초 록

배기노즐 형상변화에 따른 엔진성능특성 변화와 그에 따른 적외선 신호특성을 이해하기 위하여 마이크로 터보제트 엔진을 이용한 성능특성 및 적외선 신호 측정 연구를 수행하였다. 엔진 배기노즐은 원형노즐과 가로세로비가 서로 다른 5개의 사각형 노즐을 제작하여 실험을 진행하였다. 엔진의 추력 및 연료소모율은 배기노즐 형상에 따라 큰 차이를 나타내지는 않았다. 그러나 배기가스에서 방출되는 적외선 신호의 경우 가로세로비가 큰 사각형 노즐에서 적외선 신호가 점차 감소하는 경향을 확인하였다.

Key Words: Micro Turbo Jet Engine(마이크로 터보제트엔진), Exhaust Nozzle(배기노즐), Aspect Ratio(가로세로비), Engine Performance(엔진성능), Infrared Signal(적외선 신호)

Nomenclature

Received 7 August 2016 / Revised 6 September 2016 / Accepted 11 September 2016

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

EGT : Exhaust Gas Temperature

ECU : Engine Control Unit

AR : Aspect Ratio

2. 본 론

1. 서 론

항공기 추진기관에서 배기노즐은 고속의 제트 가스를 유도하여 최종적인 엔진 추력을 결정하는 기능을 담당한다. 그런데 엔진 배기노즐에서 방사되는 고온 고속의 가스 유동으로 발생하는 적외선(Infrared, IR) 신호는 항공기의 임무수행과 생존성을 저하시키는 큰 요인으로 인식되고 있다[1]. Mahulikar 등[2-4]은 항공기에서 방사되는 적외선 신호를 대기효과와 각도에 따라 수치 해석을 통하여 연구하였으며, 항공기에서 발생하는 적외선 신호는 고온배기가스에 의해 발생하는 3~5 μm 파장대와 저온배기가스에 의한 8~12 μm 파장대로 이루어져 있음을 해석적으로 나타내었다. Thompson 등[5]은 배기가스에서 발생하는 적외선 신호를 감소시키기 위한 연구를 수행하였으며, Decher[6]은 노즐형상에 따른 적외선 신호의 특성을 분석한 바 있다. 또한 An 등[7]은 S형상의 노즐에 대한 적외선 신호를 해석적 방법으로 분석하였다. 그러나 대부분의 많은 연구들은 해석적 방법에 의하여 수행되었고, 적외선 신호와 엔진의 성능특성에 대한 상관관계를 명확하게 제시하고 있지는 못하다. 따라서 배기노즐 형상변화에 따른 엔진의 성능 및 적외선 신호의 특성에 대한 면밀한 실험적 연구가 필요한 실정이다. 이러한 항공기 적외선 신호에 대한 특성을 이해하고 적외선 신호의 크기를 줄이기 위한 연구를 수행하기 위해서는 실물 추진기관을 이용하여 실험을 수행하는 것이 가장 이상적인 방법이나, 실물엔진을 이용한 연구는 현실적으로 매우 어려운 상황이다. 따라서 실물 엔진과 유사한 연료를 사용하면서, 배기가스의 온도와 속도를 일부분 모사할 수 있는 마이크로 터보제트 엔진을 이용한 적외선 측정연구를 수행하였다. 추력 50 lbf 이하의 마이크로 터보제트엔진의 경우 실험실 수준에서 운용이 가능하며, 아음속 비행에 따른 다양한 운용조건에 대한 모사가 가능하다.

2.1 마이크로 터보제트 엔진 및 배기노즐

본 연구에 사용된 마이크로 터보제트 엔진은 네덜란드 AMT사의 Olympus HP Engine을 사용하였으며, Fig. 1에 사진이 제시되어 있다. 사용된 마이크로 터보제트 엔진의 최대추력은 230 N, 압축비는 3.8, 최대 회전수는 108,500 rpm, 최대 EGT는 750°C 이다. 연료는 윤활유(Aeroshell 500)를 4.5% 혼합한 케로신을 이용하였다. 엔진의 시동은 엔진 입구부에 설치된 전기모터를 이용하며, 시동 후 일정 회전수에 도달하면 엔진 축과 분리된다. 엔진 시동 시 사용한 점화장치는 글로우 플러그이다. 연료공급은 초기 점화 시 작동되는 점화용 연료펌프와 점화 후 작동되는 주 연료펌프에 의해서 수행되며, 엔진의 연료량 제어는 ECU에 의해 조정된다.

마이크로 터보제트 엔진 배기노즐 형상변화에 대한 특성을 조사하기 위하여 터빈출구 위치에서 배기노즐을 원형으로 잘라내고 그 위치에 플랜지를 설치하여 여러 가지 형상의 배기노즐을 교체해가며 실험할 수 있도록 고안 하였다. 배기노즐의 형상은 축소형 콘 형상의 노즐을 포함한 서로 다른 가로세로비를 가지는 5개의 사각형노즐을 고안하였으며, 개념도가 Fig. 2에 표시되어 있고, 제작된 노즐 형상이 Fig. 3에 제시되어 있다. 설계된 노즐의 출구면적 대비 제작된 노즐의 출구면적은 최대 1.22% 이내이며 상세내용을 Table 1에 나타내었다.



Fig. 1 Micro turbojet engine.

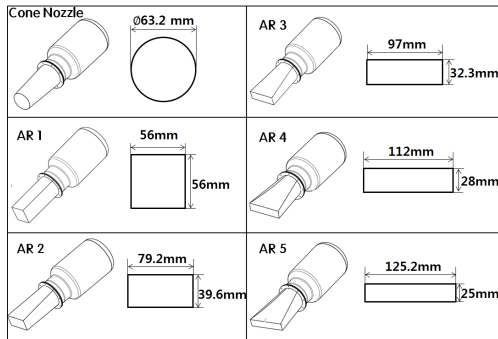


Fig. 2 Schematic diagram of nozzle variants.

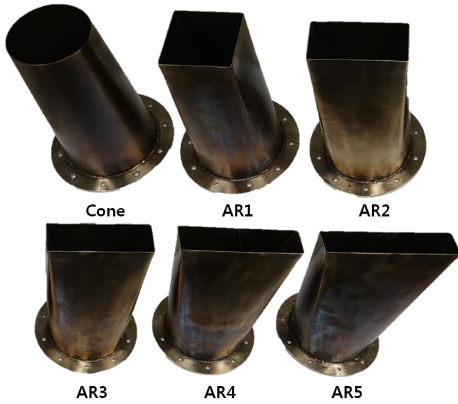


Fig. 3 Picture of manufactured nozzles.

Table 1. Nozzle exit area.

Nozzle	Design area [mm ²]	Manufact -ured area [mm ²]	Manufact -ured area/ Design area [%]
Cone	3137.07	3137.07	100%
AR1	3137.07	3136	99.97%
AR2	3137.07	3098.86	98.78%
AR3	3137.07	3144.27	100.22%
AR4	3137.07	3124.8	99.61%
AR5	3137.07	3130	99.77%

2.2 실험장치 및 실험방법

엔진 성능시험 개략도가 Fig. 4에 표시되어 있다. 엔진추력은 로드셀(MLP-200, Transducer Techniques사)을 이용하였으며, 최대 200 lbf 추력 측정이 가능하며, 측정오차는 전체 측정범위

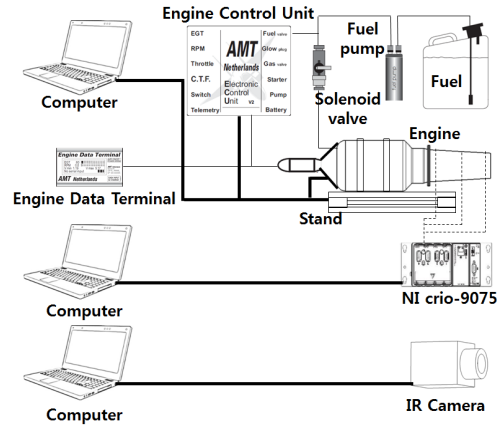


Fig. 4 Schematic diagram of the engine control and measurement.

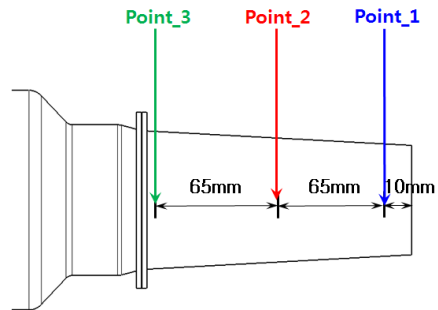


Fig. 5 Thermocouple locations on the nozzle surface.

의 0.06% 이다. 연료유량은 소형 터빈유량계(OC X00-10-X, Orbit Control사)를 이용하였으며, 측정오차는 1% 로서 최대 10 bar 범위 내에서 측정이 가능하다. 엔진 회전수는 임펠러 블레이드에 위치한 RPM 센서로 측정하며, 배기가스 온도는 터빈 후방에 위치한 열전대로 측정하였다. 엔진 스로틀 조정은 수동 또는 컴퓨터에 의한 원격 제어가 가능하며 엔진 작동상태는 엔진 데이터 터미널(EDT)과 컴퓨터로 동시에 전송된다.

엔진 배기노즐의 표면온도는 열전대(K type)를 사용하여 측정하였으며 데이터 처리장치(CRIO-9075, National Instruments사)를 사용하여 기록하였다.

배기노즐 표면온도 측정은 노즐출구로부터 10 mm, 75 mm, 140 mm 위치에 열전대 용접기(Thermocouple Attachment Unit, STORK사)를

이용하여 부착하여 측정하였으며, Fig. 5에 배치도를 나타내었다.

엔진에서 방사되는 적외선 신호는 적외선 열화상 카메라(Variocam hr head, JENOPTIK사)를 사용하여 측정하였다. 이 장치의 온도범위는 $-40\sim 1200^{\circ}\text{C}$ 이고 측정 파장범위는 $7.5\sim 14\ \mu\text{m}$ 이다. 고온영역의 파장대의 경우 제시된 장비로 측정이 어려우며, 현재 적절한 적외선 측정 장비의 도입이 진행 중이므로 추후 연구를 통해 그 결과를 제시할 수 있을 것으로 기대한다. 측정 위치는 엔진 노즐 출구면 으로부터 2 m 거리에서 중심축 연장선으로부터 45° 각도 위치에서 측정하였으며 개략도가 Fig. 6에 제시되어 있다.

엔진을 포함한 계측장치는 엔진 시험실(Engine Test Cell)에 위치되고 모든 장치는 제어실(Control Room)의 컴퓨터와 연결되어 조작하였다. 실험 방법은 배기노즐 형상에 따라 각 케이스별로 161초 동안 진행되며, 점화 후 아이

들 단계를 거쳐 스로틀 100%에서 20초 동안 작동하고, 10% 단위로 스로틀을 감소하며 각 스로틀에서 10초 동안 작동한다. 실험시작 전 대기조건상태의 온도, 기압, 습도를 입력하고 코딩된 프로그램에 따라 실험을 진행하며 Table 2에 작동순서에 따른 Throttle과 작동시간이 표시되어 있다.

2.3 실험결과 및 분석

대기온도 및 대기압력에 대한 실험결과를 표준대기 조건으로 보정하기 위하여 다음과 같은 보정식(Walsh et. al. [8])을 이용하였다. 온도비(θ)와 압력비(δ)는 Eq. 1과 같이 계산한다. 이때 T_{std} 는 288.15 K, P_{std} 는 101325 Pa을 이용하였다. 보정 회전수(N_{corr})는 Eq. 2와 같이 계산하며, 보정추력(F_{corr})은 Eq. 3과 같이 계산하고 보정 $SFC(SFC_{corr})$ 는 Eq. 4와 같이 계산하며 보정 $EGT(EGT_{corr})$ 는 Eq. 5와 같이 계산한다.

$$\theta = \frac{T}{T_{std}}, \delta = \frac{P}{P_{std}} \quad (1)$$

$$N_{corr} = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \quad (2)$$

$$F_{corr} = \frac{F}{\delta} \quad (3)$$

$$SFC_{corr} = \frac{SFC}{\sqrt{\theta}} \quad (4)$$

$$EGT_{corr} = \frac{EGT}{\theta} \quad (5)$$

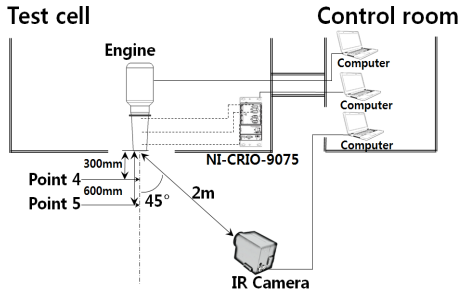


Fig. 6 Layout of the engine test and IR measurement.

Table 2. Time Schedule.

N	Throttle [%]	Time [s]
1	0	10
2	50	5
3	100	20
4	90	10
5	80	10
6	70	10
7	60	10
8	50	10

N	Throttle [%]	Time [s]
9	40	10
10	30	10
11	20	10
12	10	10
13	0	10
14	Idle	5
15	Auto Stop	21

콘 형상 배기노즐을 장착한 엔진의 시간에 따른 특성이 Fig. 7에 나타나 있다. 엔진 시동시 다량의 점화용 연료를 이용하게 되어 초기시동 구간에서는 배기가스 온도가 크게 상승됨을 볼 수 있다. 그 후 정상작동 구간에서는 엔진 스로틀 조정에 따라 회전수, 배기가스 온도, 연료유량, 추력 등이 스로틀 입력 값에 따라 잘 추종하

고 있음을 볼 수 있다. 엔진 종료 시 배기가스 온도가 크게 상승함을 볼 수 있으며, 이것은 엔진 종료명령 시 연료펌프의 순간적인 비정상 작동에 의한 연료유량 증가로 인한 것으로 판단된다.

엔진 작동에 따른 배기노즐 표면온도가 Fig. 8에 표시되어 있다. 시간에 따른 표면온도는 배기가스 온도의 경향과 유사한 형태를 보이고 있음을 그래프에서 알 수 있다. 이 때 Point 1의 표면온도가 배기가스 온도와 가장 유사한 추세를 나타내고 있으며, Point 2, Point 3의 경우 약간 낮은 온도를 표시하고 있다.

이것은 노즐 입구부인 Point 2, Point 3의 경우 상대적으로 차가운 노즐 플랜지 등으로의 전도에 의한 열전달이 일어나기 때문으로 판단되나 추 후 상세한 열전달 해석을 통해 분석이 필요할 것으로 사료된다.

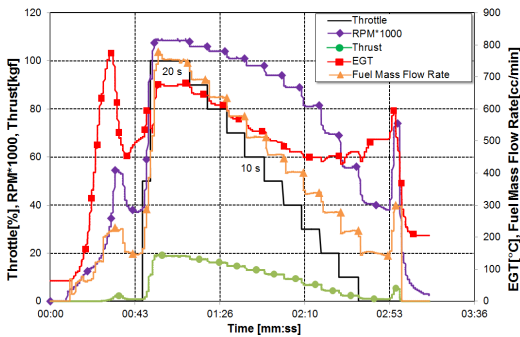


Fig. 7 Engine behaviour(throttle, RPM, thrust, EGT and fuel mass flow rate) with time.

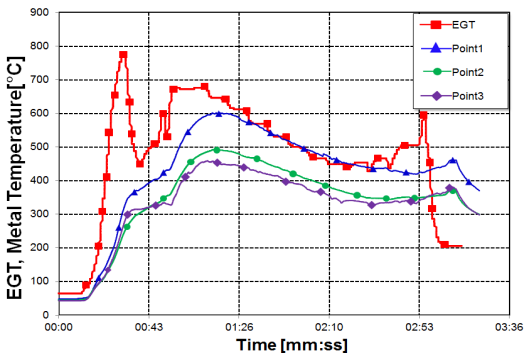


Fig. 8 EGT, metal temperature(point 1, point 2, point 3) with time.

요할 것으로 사료된다. 이것은 Fig. 9의 적외선 신호의 가시화 결과에서도 노즐 플랜지부가 상대적으로 노즐부보다 차가운 온도를 유지하고 있음이 확인된다.

각각의 배기노즐 형상의 보정회전수에 따른 보정추력의 특성이 Fig. 10에 제시되어 있다. 95% 회전수에서 큰 노즐을 기준으로 할 때, AR3의 사각형 노즐에서 최대 4.26% 추력감소가 발생하였고, AR4 사각형 노즐에서 1.54% 추력증가 결과가 관측 되었으나 특정한 경향성을 발견할 수는 없었다. 즉 배기노즐 형상 변화에 따른 추력변화는 미미하며, 추력변화 경향성은 나타나지 않았다. 이러한 이유는 축소형 노즐의 경우 초킹영역에서 작동할 경우 Nozzle Discharge 계수(C_d)가 최대치에서 작동하게 되므로, 노즐 형상에 따른 C_d 의 변화는 없게 되고[9], 다만 형상에 따른 마찰손실이 다소 차이가 나게 되나, 본 연구에 사용된 노즐의 길이가 짧아서 그 영향이 작게 나타난 결과로 판단된다.

배기노즐 형상에 따른 연료소모율이 Fig. 11에 나타내었다. 낮은 회전수에서 다소 연료소모율의 차이가 각 형상에 따라 크게 나타나, 엔진 회전수가 증가할수록 모든 경우에서 거의 유사한 값을 보이며, 95% 회전수에서 AR3의 경우만 큰 노즐 대비 최대 2.65% 정도 연료소모율이 크게 나타났다. 즉 노즐 형상에 따른 연료소모율은 큰 차이가 없이 유사한 값을 가짐을 확인 하였다.

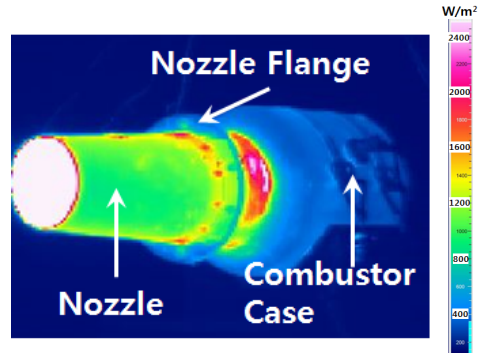


Fig. 9 IR image of cone nozzle at 95 % corrected RPM.

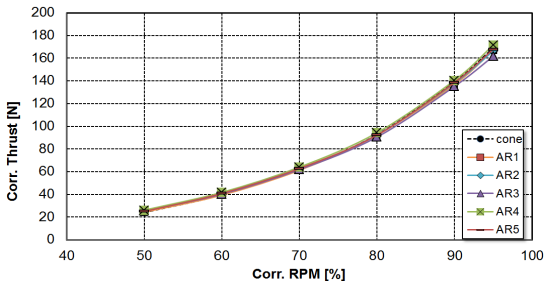


Fig. 10 Corrected thrust with nozzle configuration.

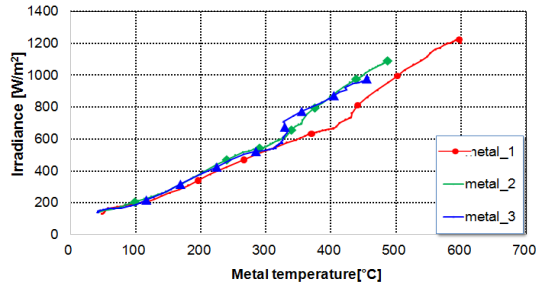


Fig. 14 Cone nozzle surface irradiance with metal temperature.

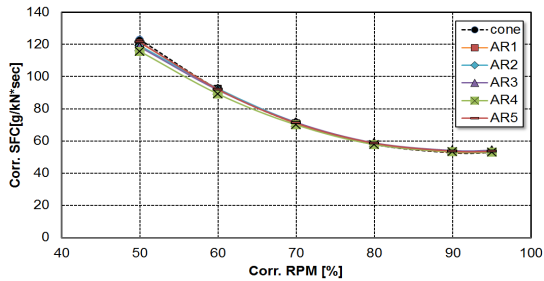


Fig. 11 Corrected *SFC* with nozzle configuration.

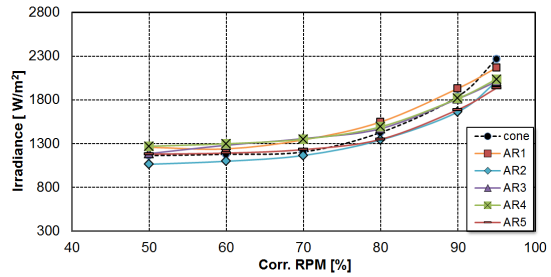


Fig. 15 Nozzle surface irradiance at point 1 with corrected RPM.

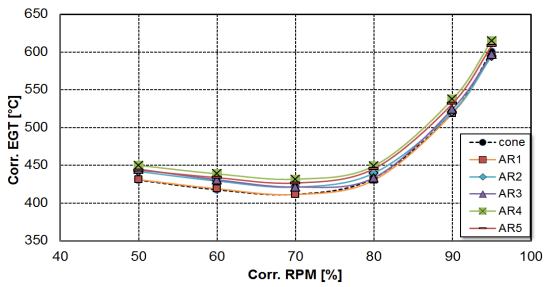


Fig. 12 Corrected *EGT* with nozzle configuration.

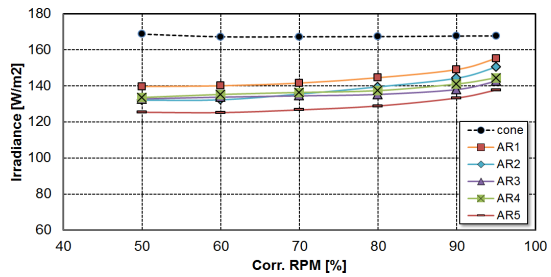


Fig. 16 Gas irradiance at point 4 with corrected RPM.

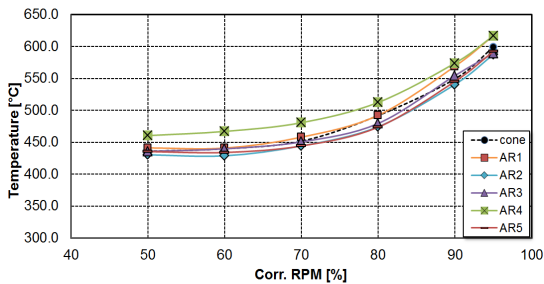


Fig. 13 Metal temperature at point 1 with corrected RPM.

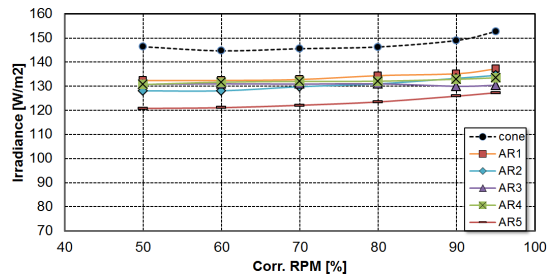


Fig. 17 Gas irradiance at point 5 with corrected RPM.

배기노즐 형상에 따른 배기가스 온도를 Fig. 12에 나타내었다. 사각형 노즐이 전반적으로 콘 노즐보다 높은 배기가스 온도를 나타내고 있다. 이 현상은 사각형 노즐의 경우 원형노즐에 비해 노즐내부 유효면적이 작아져서 터빈의 팽창이 적절하게 이루어지지 않아 발생하는 현상으로 판단된다.

Point 1에서의 배기노즐 형상에 따른 노즐표면 온도 측정결과를 Fig. 13에 나타내었다. 배기가스 온도의 경우 50~70% 회전수에서 온도가 점차 감소하다 상승하였으나, 노즐 금속온도는 회전수에 따라 계속 상승하고 있음을 볼 수 있으며, 이것은 노즐금속 표면온도의 경우 배기가스 온도 변화에 즉각적으로 추종하지 않음을 알 수 있다. 최대 온도는 95% 회전수에서 600°C 근방으로 배기가스 온도와 유사함을 알 수 있다.

콘 노즐에서의 노즐 표면 금속온도에 대한 적외선 열화상 신호의 크기는 Irradiance로 표시하며 Fig. 14에 표시되어 있다. 적외선 신호의 크기는 노즐표면 금속온도에 선형적으로 비례함을 알 수 있으며, 같은 온도에서도 적외선 신호의 크기는 측정 포인트에 따라 다소 차이가 남을 알 수 있다. 배기노즐 형상에 따른 적외선 신호가 Fig. 15에 제시되어 있다.

배기노즐 금속 온도분포와 유사한 경향을 보이고 있음을 알 수 있다. 이때 적외선 신호의 크기는 2,300 W/m²의 수준으로 매우 큰 값을 가지고 있음을 알 수 있고, 배기노즐 형상에 따른 노즐 표면에서의 적외선 신호의 크기의 경향성은 뚜렷하게 나타나지 않았으나, 일부 노즐에서는 적외선 신호의 크기가 콘 노즐보다 크게 나타남을 알 수 있다.

엔진 배기가스에서 발생하는 적외선 신호에 대한 측정결과가 Fig. 16과 Fig. 17에 나타나 있다. 배기가스에서 방사되는 적외선 신호의 경우 노즐 금속에서 방사되는 적외선 신호의 크기와 비교할 경우 약 7% 정도의 수준으로 낮은 값을 가지고 있음을 알 수 있다. Fig. 16은 엔진 출구에서 300 mm 위치에서 적외선 신호를 측정할 경우로, 사각형 노즐의 가로세로비가 점차 증가할수록 적외선 신호의 크기가 점차 감소하고 있

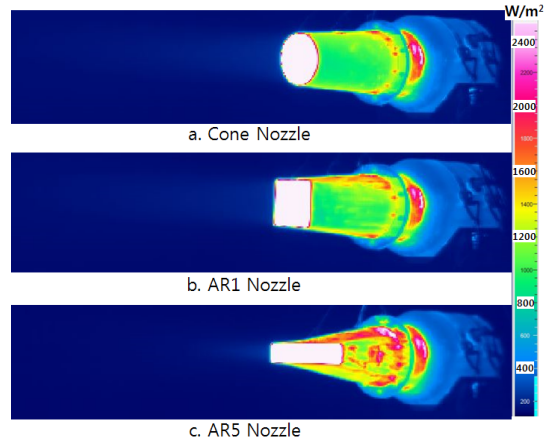


Fig. 18 Exhaust plume IR image of cone, AR1 and AR5 nozzles at 95% corrected RPM.

음을 알 수 있으며, AR5의 경우 95% 회전수에서 콘 노즐 대비 최대 17.9% 신호의 크기가 감소함을 알 수 있다. 이것은 배기가스가 가로세로비가 커짐에 따라 넓게 퍼지게 되어 주위 공기와의 혼합이 증가되어 결과적으로 배기가스의 온도가 낮아지기 때문으로 판단된다. 이것은 Fig. 18의 배기가스의 적외선 가시화 결과에서도 잘 살펴볼 수 있다. AR5 노즐의 경우 노즐 출구부에서 배기가스가 방출 후 콘 노즐에 비해 매우 얇은 형태로 분출하며 거리가 멀어짐에 따라 적외선 신호의 세기가 급격히 약화됨을 볼 수 있다. 또한 An 등[7]의 수치해석 결과에서도 유사한 경향이 보고된 바 있다. 엔진 출구에서 600 mm 위치에서의 적외선 신호의 크기가 Fig. 17에 제시되어 있다. 적외선 신호의 경향은 엔진 출구 300 mm 위치에서와 유사하나 신호의 절대 크기는 약 10~20 W/m² 정도 작은 값을 가지고 있음을 알 수 있다. 즉 엔진출구에서 거리가 멀어질수록 주위 공기와의 혼합이 점차 강해져서 배기가스의 온도가 더욱 감소하기 때문으로 판단된다.

3. 결 론

마이크로 터보제트 엔진을 이용한 배기노즐형

상 변화에 따른 엔진성능특성 및 적외선 신호 측정을 수행하였다. 연구결과 배기노즐 형상에 따라 엔진의 추력 및 연료소모율은 큰 변화가 없음을 확인하였다. 배기노즐 금속 표면에서의 적외선 신호는 엔진 배기노즐 금속 표면온도와 선형적인 관계를 가지고 있음을 확인하였다. 엔진에서 방출되는 배기가스의 경우 적외선 신호의 크기는 가로세로비가 큰 경우 최대 큰 노즐과 비교하여 최대 17.9% 정도 적외선 신호가 감소됨을 알 수 있었다. 이는 배기노즐의 가로세로비가 증가할수록 대기로 넓게 방출되어 공기와 접촉 면적이 증가하여 보다 빨리 온도가 감소되기 때문으로 판단된다. 각 위치에 따른 배기가스 온도분포를 측정하여 가로세로비가 커짐에 따라 적외선 신호가 감소하는 이유를 규명하는 연구를 계속 진행할 예정이다. 그리고 노즐 형상 변화에 따라 적외선 신호가 감소하는 동시에, 노즐 표면에서는 적외선 신호의 강도가 일부 증가하는 경향이 측정되었으며, 이 경우 노즐 표면에서의 적외선 저감 코팅 등의 방법으로 해결하여야 할 것으로 판단된다. 본 연구결과는 추후 적외선 신호 저감 기법을 적용한 실제 엔진 개발에 기초 연구 자료로 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방 피탐지 감소기술 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

References

1. Ball, R.E., *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design*, 2nd Edition, AIAA Education Series, Reston, V.A., U.S.A., 2003.
2. Mahulikar, S.P., Sonawane, H.R. and Rao, G.A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, Nos. 7-8, pp. 218-245, 2007.
3. Mahulikar, S.P., Rao, G.A. and Kolhe, P.S., "Infrared Signatures of Low Flying Aircraft and Their Rear Fuselage Skin's Emissivity Optimisation," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 1, pp. 226-232, 2006.
4. Mahulikar, S.P., Rao, G.A., Sane, S.K. and Marathe, A.G., "Aircraft Plume Infrared Signature in Nonafterburning Mode," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 3, pp. 413-415, 2005.
5. Decher, R., "Infrared Emission from Turbofans with High Aspect Ratio Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 3, pp. 527-532, 2004.
6. Thompson, J., and Birk, A.M., "Design of an Infrared Signature Suppressor for the Bell 205(UH-1H) Helicopter Part 1: Aerothermal Design," *Proceedings of the 11th CASI Propulsion Symposium*, 2010.
7. An, C.H., Kang, S.T., Baek, S.T., Myong, R. S., Kim, W.C. and Choi, S.M., "Analysis of Plume Infrared Signature of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle," *Journal of Aircraft*, Published Online, 2016.
8. Walsh, P.P., Fletcher, P., *Gas Turbine Performance*, Black Well Science Ltd., Hoboken, N.J., U.S.A., pp. 154-157, 1998.
9. Mattingly, J.D., Heiser, H.H. and Pratt, T.P., *Aircraft Engine Design*, AIAA Education Series, Reston, V.A., U.S.A., pp. 473-474, 1998.