

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(2), 150-158(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.2.150

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

노즐 형상 변경에 따른 마이크로 터보제트 엔진의
열유동장에 관한 전산해석 및 실험적 연구
이현진*, 이지현*, 명노신**, 김선미***, 최성만***, 김원철****

Computational and Experimental Investigation of Thermal Flow
Field of Micro Turbojet Engine with Various Nozzle Configurations

Hyun-Jin Lee*, Ji-Hyun Lee*, Rho-Shin Myong**, Sun-Mi Kim***, Sung-Man Choi***
and Won-Cheol Kim****

Department of Aerospace and Software Engineering and Research Center for Aircraft
Parts Technology, Gyeongsang National University**, Chonbuk National University***,
Agency for Defense Development****

ABSTRACT

Numerical simulation and experimental study on the thermal flow field of the micro turbojet engine have been carried out for the purpose of developing infrared reduction technology for aircraft. A circular basic nozzle and five rectangular nozzles with different aspect ratio were considered. The conditions for CFD analysis were derived from the analysis of the engine performance. The temperature distribution of the nozzle plume was measured using a temperature sensing system. The thrust of the rectangular nozzle with the aspect ratio 5 was reduced about 1.8% compared to the circular nozzle, and the thrust decreased with increasing the aspect ratio of the nozzle. In the case of thermal flow field, it was observed that, as the aspect ratio increases, the exhaust plume in the experiment was formed wider than in the CFD analysis.

초 록

항공기 추진기관의 적외선 저감기술을 개발할 목적으로 축소모델인 마이크로 터보제트 엔진의 열유동장에 대한 전산해석 및 실험적 연구를 수행하였다. 이를 위해 원형의 기본노즐과 세장비에 따른 5개의 사각형 형상변형 노즐을 고려하였다. 먼저 엔진 성능 분석을 통하여 전산해석을 위한 계산조건을 도출하였다. 또한 전동식 온도 측정 장치를 이용하여 노즐의 정 후방 특정 위치별 열유동장 분포를 측정하였다. 세장비가 5인 사각 노즐의 추력손실은 원형노즐 대비 약 1.8%이었으며, 노즐 출구의 세장비가 커짐에 따라 추력은 대체적으로 감소하는 경향을 확인하였다. 열유동장의 경우, 세장비가 커짐에 따라 해석에 비해 실험에서 배기 플룸이 더 넓게 형성되었다.

† Received : June 1, 2017 Revised : December 26, 2017 Accepted : January 4, 2018

** Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr

Key Words : Infrared Signature(적외선 신호), Thermal Flow Field(열유동장), Exhaust Gas Temperature(배기가스 온도), Aspect Ratio(세장비)

I. 서 론

최근 항공기 탐지, 추적 기술이 발전함에 따라 무인전투기의 생존성 향상이 필수적으로 요구되고 있다. 생존성은 적군에게 탐지되는 피탐지성과 피격을 받아 임무 수행에 제한을 주는 취약성 두 가지 개념으로 나눌 수 있다. 이 중 적에게 탐지되는 피탐지성을 감소시키는 기술은 생존성 향상에 핵심 요소 중 하나이다. 특히 적외선 탐색 및 추적(IRST; Infrared Search and Track) 기술이 급속도로 발전되고 있고, 이를 이용하여 탐지된 후 피격되어 손실되는 전투기가 증가함에 따라 항공기에서 방출되는 IR 신호를 저감시키는 기술 개발이 중요해졌다.

무인전투기에서 IR 신호를 발생시키는 요소로는 엔진 주위 표면 가열, 고온의 배기가스, 태양 및 표면 반사 등이 있다. 이 중 엔진부와 같은 고온 표면과 고온의 배기가스에 의한 IR 신호 감소 기술이 무인전투기 생존성 향상의 핵심이라 할 수 있다.

IR 신호를 저감하기 위한 기법으로는 노즐의 세장비(Aspect Ratio)나 곡률을 변형시키는 등의 형상변형, 노즐 표면에 낮은 방사율을 가지는 재질의 코팅, 엔진부와 같은 고온부 차폐, 이젝터나 바이패스 공기를 이용하여 외부 저온 유동과의 혼합을 통한 냉각, 무인전투기의 후방동체의 형상을 변형(노즐 상단 덮개, 중앙부 유동 분산을 위한 추가 구조물 설치 등)시키는 방법 등 다양한 기법이 있다.

이 분야에 대한 연구는 국내외 연구자들에 의해 활발히 진행되고 있다. 먼저 인도의 Mahulikar 등은 대기투과에 대한 IR 신호 영향성 연구와 항공기 후방동체의 표면 방사율에 따른 IR 신호 및 항공기 포착 거리(Lock-on Range)에 대한 연구를 수행하였다[1,2]. 국내의 경우, 김준영 등[3]은 비행환경에 따른 항공기 배기 플룸의 IR 신호에 대한 연구를 수행하였다.

강동우 등[4]은 노즐의 무인항공기 노즐의 형상 변화에 따른 IR 신호 영향성 연구를 수행하였다. 또한 김민준 등[5]은 노즐의 형상 변화에 따른 열유동 해석 결과를 기반으로 항공기 포착거리 및 Lethal Envelope 분석 연구를 수행하는 등 주로 노즐의 형상변화에 따른 배기 플룸 특성 및 이를 토대로 하는 항공기 피탐지성에 대한 연구가 수행되었다. 그러나 많은 연구가 전산해석적인 방법에 국한되어 있고, 실험적인 연구결과와의 비교 및 검증 연구는 미비한 편이다.

본 연구에서는 IR 신호 저감 기법을 목적으로 노즐 출구에 세장비가 적용된 축소형상 노즐에 대한 엔진 실험을 수행하고, CFD에 기초한 열유동 전산해석을 수행하였다. 먼저 엔진성능 해석 프로그램인 GASTURB를 이용하여 엔진실험과 동일한 조건으로 성능 분석을 통하여 도출된 값을 전산해석 조건으로 부여하였다.

전산해석 프로그램으로는 유한체적법(FVM)기반의 열유동해석 상용 프로그램인 ANSYS FLUENT를 이용하였고, 노즐 형상에 따른 유동 해석을 수행한 다음 실험으로 측정된 노즐 후방 배기 플룸의 온도 분포와 비교하였다.

II. 본 론

2.1 마이크로 터보제트 엔진 및 노즐

실험에 사용된 마이크로 터보제트 엔진은 AMT사의 Olympus HP 엔진으로 Fig. 1과 같다. 이 엔진은 실제 항공유로 쓰이는 케로신을 주 연료로 사용하며, 최대추력 230 N, 최대 회전수 108,500 rpm 등의 특징을 가진다. 또한 전기 모터를 이용하여 시동을 걸며, 점화용 연료 펌프와 주 연료펌프에 의해 연료가 공급 된다. 마이크로 터보제트 엔진 성능에 대한 자세한 내용은 Table 1에 요약하였다.

Table 1. Micro turbojet engine (Olympus HP) specification

Diameter	131 mm	Maximum RPM	108,500
Length	384 mm	Maximum thrust	230 N
Weight	2.85 kg	Maximum EGT	1023 K



Fig. 1. Micro turbojet engine (Olympus HP)

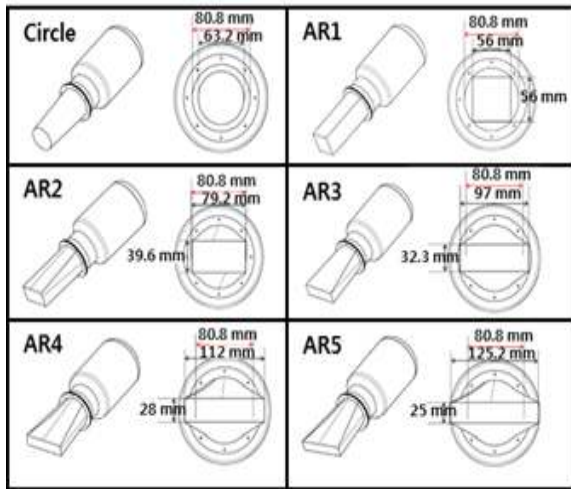


Fig. 2. Shape of nozzles with different aspect ratio

우선적으로 고려된 기본 노즐인 원형 노즐 입구 지름은 80.8 mm, 길이 161 mm, 출구 단면적은 3137 mm², 두께는 1 mm이다. 노즐 출구가 사각형인 노즐의 설계는 원형노즐의 출구 단면적과 동일하게 세장비 1~5에 해당하는 길이를 도출하여 설계하였다. Fig. 2에 설계된 원형 노즐과 세장비가 다른 5개의 사각노즐을 나타내었다.

단면적 분포가 변하면 유동의 특성 또한 변하게 된다. 이와 같은 특성 변화를 최소화하기 위해 노즐의 입구에서 출구 방향으로 8등분을 하여 9개의 섹션으로 나누고, 각 노즐의 섹션 별 단면적을 동일하게 적용하여 설계하였다.

원형 및 사각 노즐은 엔진 후방부분에 플랜지 형태로 장착되어 있으며, 엔진과 노즐 사이의 열 특성 변화를 막고자 엔진과 동일한 재질인 스테인리스 스틸 계열의 ST-310으로 노즐을 제작하였다.

노즐 표면 온도의 경우 열전대를 노즐 출구로부터 10 mm, 75 mm, 140 mm 위치에 부착하여 측정하였다. 이에 대한 배치도는 Fig. 3에 제시하였다.

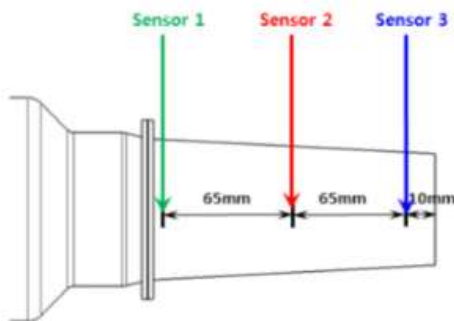


Fig. 3. Sensor location for measuring surface temperature

2.3 전동식 플룸 유동장 온도 측정 장치

엔진 노즐 후방의 플룸 유동장을 측정하기 위하여 전동식 온도 측정 장치를 제작하여 노즐 정후방 300 mm, 600 mm 지점에서의 온도를 측정하였다. 엔진 노즐과 온도 측정 장치에 대한 개념도는 Figs. 4, 5에 제시되어 있다. 온도 측정 장치는 폭 400 mm, 높이 700 mm이며, 16개의 온도 센서가 20 mm의 간격으로 설치되어 있다. 엔진이 정상 작동 구간일 때, 온도 센서가 좌-우, 상-하 이동하여 스캐닝하며 온도 데이터를 획득하고, 연결된 CPU를 통해 이를 확인할 수 있다. 온도 센서의 이동이 가능하기 때문에 보다 정밀하고 정확한 온도 측정을 할 수 있다는 이점이 있다.

본 연구에서는 전동식 온도 측정 장치를 이동시켜 10 mm 간격으로 가로 방향 53개, 세로 방향 59개 위치의 온도 데이터를 측정하였고, 이를 가시화 하여 배기 플룸의 온도 분포를 확인하였다.

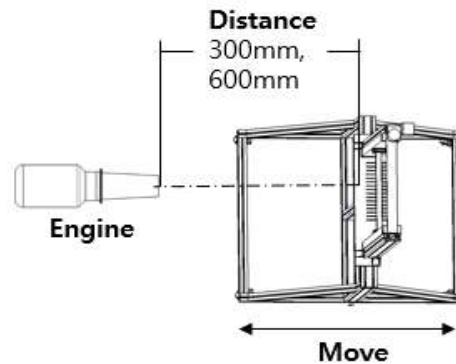


Fig. 4. Diagram of plume temperature measurement device

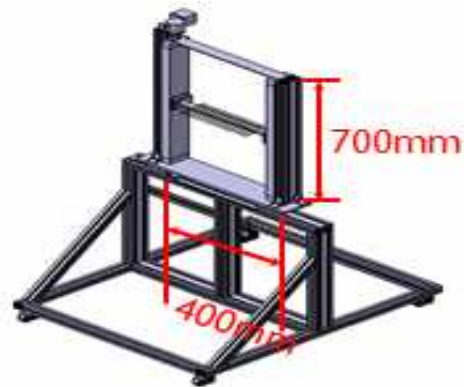


Fig. 5. Detailed description of temperature measuring device

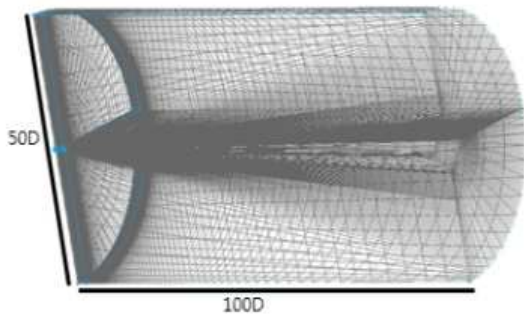


Fig. 6. Computational domain and grids

2.3 해석 조건 및 계산 격자

CFD 해석을 위해 정렬격자로 약 100만 개의 격자를 생성하였다. Fig. 6과 같이 해석 영역의 크기는 노즐 입구 지름(D)을 기준으로 반경방향 50D, 축방향 100D로 설정하였다. 또한 노즐의 내부, 외부 벽면과 플룸이 형성될 것으로 예상되는 부분에 격자를 조밀하게 설정하여 해석 결과의 정확도를 향상시키고자 하였다.

해석에 사용된 S/W로는 유한체적법 기반의 열유동 해석 상용 프로그램인 ANSYS FLUENT를 사용하였다. 주요 수치기법으로 셀 기반 유한체적법, 내재적 시간 전진법, Riemann 근사해법에 기초한 Roe-FDS 기법을 적용하였다.

난류모델은 벽면 근처 유동해석 정확도가 기존의 K-epsilon에 비해 개선된 Realizable K-epsilon모델을 사용하였다. 또한 혼합기체의 비열비는 N₂, O₂ 등 각 화학분자의 비열비와 물분율을 동시에 고려하여, 노즐 내부 배기가스 1.376, 유입 외부 대기 1.398로 가정하였다.

해석조건은 Table 2와 같이 실험 조건과 동일하게 설정하여, 외부 유동장은 지면고도의 압력 101,325 Pa, 속도는 마하 0.01로 근사하였다. 그리고 이전 연구[3]를 참고하여 정확한 IR 해석을 수행하기 위한 노즐 내부 및 외부 유동의 화학종을 실제와 유사하도록 설정하였다. 노즐 내부의 경우 탄화수소(C₁₁H₂₂) 계열인 케로신의 완전 연소, 화학 평형을 가정하여 화학종의 물분율을 설

Table 2. Test, atmospheric and nozzle inlet conditions

Test condition		Sea-Level
Atmospheric condition	Temperature (K)	288.15
	Pressure (Pa)	101,325
Nozzle inlet condition	Temperature (K)	823.15
	Pressure (Pa)	134,877

Table 3. Mole fraction of species

Species	Nozzle inlet condition	Far-field
N ₂	0.74	0.78
O ₂	-	0.21
CO ₂	0.13	0.01
H ₂ O	0.13	-

정하였고, 외부의 경우에는 대기 중 화학종의 물분율을 설정하였다.

Table 3을 통하여 해석에 사용된 노즐 내부 및 외부 기체의 화학종 물분율을 확인할 수 있다.

노즐 재질의 경우 실제 제작된 노즐과 같은 재질인 ST-310을 사용하였다. CFD 해석에 필요한 재질의 밀도(7,750 kg/m³), 비열(583 J/kg/K), 열전도율(22.676 W/m/K) 등은 ST-310 재질의 열분석을 통해 도출된 값을 사용하였다.

본 연구에서는 대류, 전도, 복사 등의 열전달을 고려하기 위해 노즐과 노즐 내부 및 외부 유동의 Volume Condition을 각각 Solid와 Fluid로 부여하고, 노즐 내부 및 외부 벽면과 같이 Solid와 Fluid가 공유되는 면은 FLUENT 상에서 하나의 접촉면으로 설정하였다. 복사열전달 모델은 많은 계산 시간이 요구되나, 높은 정확도의 장점이 있는 구분중좌법(Discrete Ordinates Method)으로 설정하고, 고려 각인 Theta Division과 Phi Division을 각 2, 4로 설정하였다.

2.4 실험 조건

지면에서 행해진 실험에서 각 노즐 형상별 배기가스 온도를 동일하게 설정하였다. 이는 장착되어 있는 연료 센서, 엔진 데이터 측정기기(Engine Data Terminal)를 통해 실시간으로 분당회전수, 배기가스 온도를 확인할 수 있으며, 이를 통해 공기/연료 비(A/F Ratio)를 조정하여 각 형상 별 배기가스 온도를 823 K로 설정하였다. 그리고 실제 항공유와 유사한 탄화수소 계열의 케로신을 윤활유와 부피비 4.5%로 혼합한 연료를 사용하였다. 엔진 성능 분석에 대한 내용은 이전 연구[6]에 자세히 제시되어 있다. 다량의 연료가 점화에 이용되는 초기 엔진 작동구간을 제외하고, 추력, RPM 등이 일정하게 나타나는 정상 작동 구간에서 노즐 후방 플룸 유동장의 온도를 측정하였다.

III. 해석 결과 및 분석

3.1 열유동장 해석 결과

외부의 환경이나 실험 측정기기 상태에 따라 측정에 변동이 발생할 수 있는 실험과 달리, 전산해석은 동일한 조건에서 다양한 해석을 진행할 수 있다. 엔진실험결과와 비교를 위하여 실험 조건과 유사한 상태에서 전산해석을 진행하였다.

특히 노즐 내부를 통하여 생성되는 배기가스의 형태에 초점을 맞추어 원형 노즐과 세장비에 따른 5가지의 사각 노즐을 포함한 총 6가지 노즐에 대한 전산해석을 수행하였다.

Figures 7, 8은 전산해석을 통해 계산된 각 형상변형 노즐에 대한 열유동장 분포를 보여준

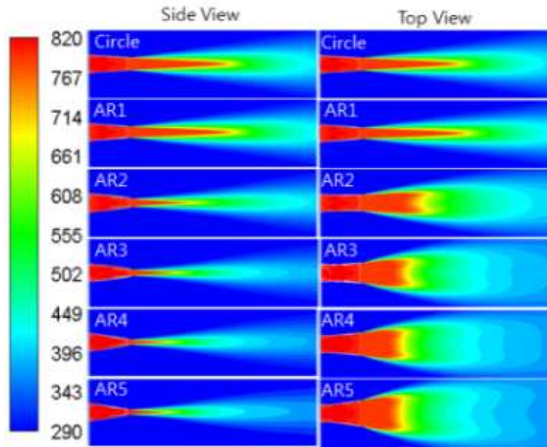


Fig. 7. Temperature distribution of plume for various nozzle shapes

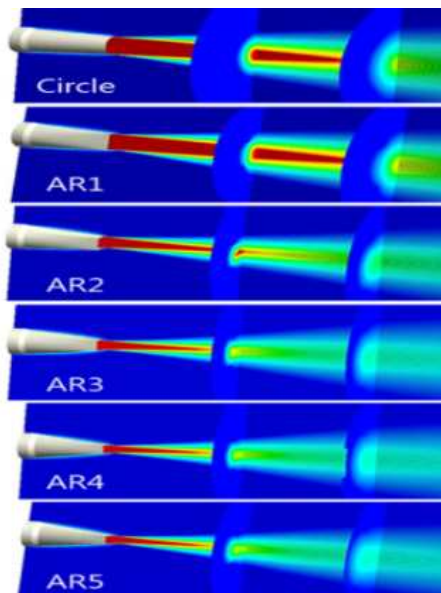


Fig. 8. Temperature distribution of plume for various nozzle shapes (CFD)

Table 4. Exhaust plume length and optical thickness for different nozzles

Nozzle	Length [mm]	Optical thickness [mm]
Circle	1,210.5	127.3
AR1	1,192.5	128.3
AR2	1044.7	79.9
AR3	773.4	62.6
AR4	726.4	54.1
AR5	710.9	51.5

다. 우선 출구형상의 세장비가 커질수록 배기 플룸 영역의 길이가 짧아짐을 확인 할 수 있다. 이는 세장비가 커지면서 출구 형상에 의해 노즐 후방의 유동이 좌우로 분산되어 외부 저온 공기와의 혼합이 급속도로 이루어지기 때문이다.

노즐 형상에 따라 400 K 이상의 온도를 갖는 배기 플룸 영역의 길이와 플룸에 수직인 방향에서의 광학적 두께를 Table 4에 정리하였다. 일반적으로 광학적 두께가 얇으면 기체는 복사열 발생 파장을 투과한다는 것을 의미하고, 광학적 두께가 두꺼우면 복사열을 흡수하고 재방출 하는 것을 의미한다. 원형노즐에 비해 세장비가 증가함에 따라 배기 플룸 영역의 길이는 짧아지고, 광학적 두께는 얇아지는 것을 확인 할 수 있다. 이는 앞에서 언급한 바와 같이 출구 세장비가 커지면서 외부 대기와의 혼합이 증가하고 노즐출구의 수직방향 폭이 줄어들기 때문이다.

앞선 Banken의 연구[13]에서 광학적 두께가 줄어들면 플룸의 IR 신호가 감소한다는 결과에 비추어 보았을 때, 원형 노즐 대비 세장비가 큰 사각형의 노즐의 배기 플룸 IR 신호는 현저히 낮을 것으로 예상할 수 있다.

형상 변형에 따른 노즐 출구 및 벽면에서의 최대, 평균 온도와 추력을 계산한 결과를 Table 5에 나타내었다. 추력 계산에 사용된 식은 다음과 같다.

$$\text{Thrust} : F = \dot{m}(V_{\text{exit}} - V_{\text{air}}) + (P_{\text{exit}} - P_{\text{air}})A_{\text{exit}} \quad (1)$$

여기서 질량유량 \dot{m} 은 노즐 출구에서의 밀도 (ρ_{exit}), 면적(A_{exit}), 속도(V_{exit})의 곱으로 계산된 값을 사용하였다.

해석 결과 원형노즐 대비 AR5 노즐의 추력은 약 1.8% 감소하였다. 또한 세장비가 커지면서 노즐 출구의 추력은 대체적으로 감소하는 경향을 확인하였다. 그리고 동일한 출구 면적으로 설계하였기 때문에 노즐 출구 압력은 오차 1% 이내

Table 5. Temperature and thrust for different nozzles

	Exit temperature (K)		Wall temperature (K)		Thrust (N)	
	Max	Avg	Max	Avg	CFD	EFD
Circle	780.5	765.2	756.4	743.3	173.3	168.9
AR1	781.7	745.2	749.3	733.7	179.7	166.9
AR2	782.8	770.2	746.3	733.6	183.3	166.3
AR3	784.8	771.3	758.1	741.4	182.4	161.7
AR4	782.0	770.1	753.6	736.9	175.8	171.5
AR5	783.6	774.0	756.7	738.4	170.2	167.8

로 나타났다. 따라서 형상별로 추력 값이 상이한 것은 압력차이 보다는 질량유량 등의 출구에서의 유동특성 변화에 기인한 것으로 판단된다.

한편 노즐 출구와 벽면 온도의 경우 세장비가 커짐에도 불구하고 큰 차이를 보이지 않았다. 이는 엔진에서 분출되는 고온의 유동이 노즐 출구 부분까지 영향을 미치고, 외부의 유동과 혼합되지 않았기 때문이라 판단된다.

3.2 마이크로 엔진 실험 결과

노즐 표면에 부착된 열전대를 이용해 측정된 형상 별 표면 온도를 Table 6과 Fig. 9에 나타내었다. 대체적으로 노즐 입구에서 출구 방향으로 갈수록 노즐 표면의 온도는 증가하는 경향을 확인하였다. CFD 결과를 확인하였을 때, 유동이 노즐의 출구 방향으로 갈수록 면적이 감소하여

Table 6. Temperature at the nozzle surface

	Wall temperature [K]		
	Sensor 1	Sensor 2	Sensor 3
Circle	691.6	725.9	826.4
AR1	674.9	704.7	837.7
AR2	710.4	708.7	821.5
AR3	694.7	707.4	825.9
AR4	720.3	733.0	854.8
AR5	712.8	724.1	828.4

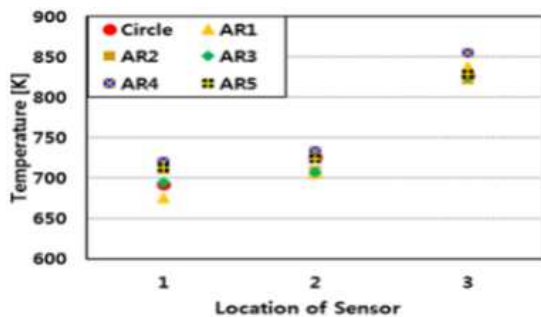


Fig. 9. Temperature at the nozzle surface

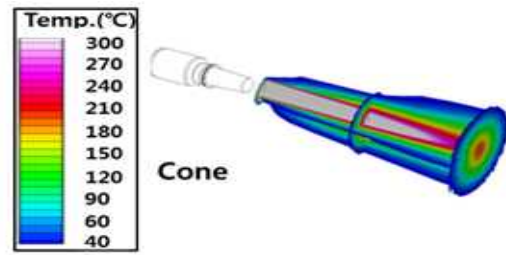


Fig. 10. Plume temperature distribution of circular nozzle (experiment)

내부 유동의 속도가 증가하고, 벽면 열유속(Heat Flux)도 증가함을 확인하였다. 따라서 출구 방향으로의 표면 온도 증가는 노즐의 출구 방향으로 갈수록 더 많은 열전달이 일어나기 때문인 것으로 판단된다.

원형 노즐의 측정 위치별 온도데이터를 토대로 Fig. 10과 같이 3차원 온도 분포로 나타내었다. CFD 전산해석 원형노즐 결과와 유사하게 노즐 후방의 플룸은 노즐의 중심부에 밀집해 있으며, 세장비가 적용되지 않은 출구형상이기 때문에 측정거리가 증가하여도 온도 분포는 플룸의 후방까지 원형의 형상을 가짐을 확인하였다.

노즐 형상에 따른 배기 플룸의 각 위치별 단면 온도를 알기 위하여, 엔진의 회전수를 97,500 rpm으로 유지하고, 초기시동 이후 정상작동상태에서 노즐 형상에 따른 배기 플룸의 각 위치별 단면의 온도 데이터를 측정하였다. 노즐형상에 따른 각 측정위치에서의 배기 플룸 최대온도를 Table 7에 나타내었다. 원형 노즐에 비해 세장비가 커질수록 배기 플룸의 온도는 점차 감소하는 경향을 확인할 수 있다. 원형 노즐 대비 AR5 노즐의 배기 플룸 온도는 측정거리 280 mm일 때 약 211.9 K, 측정거리 600 mm일 때는 약 84.2 K 감소한 것을 확인할 수 있다.

Table 7. Plume temperature at cross section by measuring position

	Plume temperature [K]			
	280 mm		600 mm	
	Experiment	CFD	Experiment	CFD
Circle	699.6	773.7	484.5	540.5
AR1	675.2	774.4	497.2	577.6
AR2	571.5	740.5	439.1	482.2
AR3	535.7	620.8	421.5	438.8
AR4	504.9	558.0	408.4	430.4
AR5	487.7	568.6	400.3	427.6

3.3 엔진 실험-CFD 해석 비교

노즐 후방 측정거리에 따른 온도분포 분석을 통해 축소형 엔진을 이용한 실험과 CFD 해석결과를 비교하였다 Fig. 11은 측정거리에 따른 배기 플룸 단면에 대한 온도장 비교 결과이다.

우선 실험과 CFD 해석 모두 출구 세장비가 커짐에 따라 배기 플룸의 온도는 감소함을 확인하였다. 특히 실험의 경우 원형노즐 대비 AR5 노즐의 최대 온도는 측정거리 300 mm일 때 약 210 K (30%), 측정거리 600 mm일 때는 약 84 K (17%) 감소하였다.

그리고 원형노즐과 세장비가 낮은 노즐의 경우 엔진실험과 CFD 해석결과는 배기 플룸의 온도 분포형상이 상당부분 일치함을 확인하였다. 또한 세장비 증가에 따른 배기 플룸 단면 형상과 형성 위치 측면에서 실험과 CFD 해석 결과가 정성적으로 매우 유사하게 나타났다. 하지만 AR3 이상 노즐에서 CFD 해석 대비 엔진 실험의 배기 플룸의 온도는 측정거리에 따라 약 28~75 K 가량 차이가 나타났다. 이는 실제 재질의 열전도

율과 비열은 온도에 따라 변하지만 해석 시 입력 조건인 재질의 열전도율과 비열 값은 고정 값으로 사용하였기 때문이라 판단된다. 또한 배기 플룸 단면의 형상도 CFD 해석에 비해서 실험이 사방으로 퍼져서 형성되었다. 차이의 주된 이유는 이상적인 조건으로 가정하여 계산한 CFD 해석에 비해 실제 조건의 엔진 실험에서는 배기 플룸이 외부 저온의 대기와 온도 측정 장치의 존재로 인해 상대적으로 대기와 혼합이 더 활발히 발생하고, 이에 따라 유동이 상-하, 좌-우로 확산하는 경향이 더 높아 결과적으로 전체적인 온도가 낮게 나타난 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 IR 신호 저감 목적으로 설계된 축소형상 노즐을 마이크로 터보제트 엔진에 설치한 다음, 노즐의 배기 플룸 열유동장에 관한 측정과 CFD 해석을 동시에 수행하였다. 먼저 마이크로 엔진에 대한 성능분석을 통해 해석의 노즐

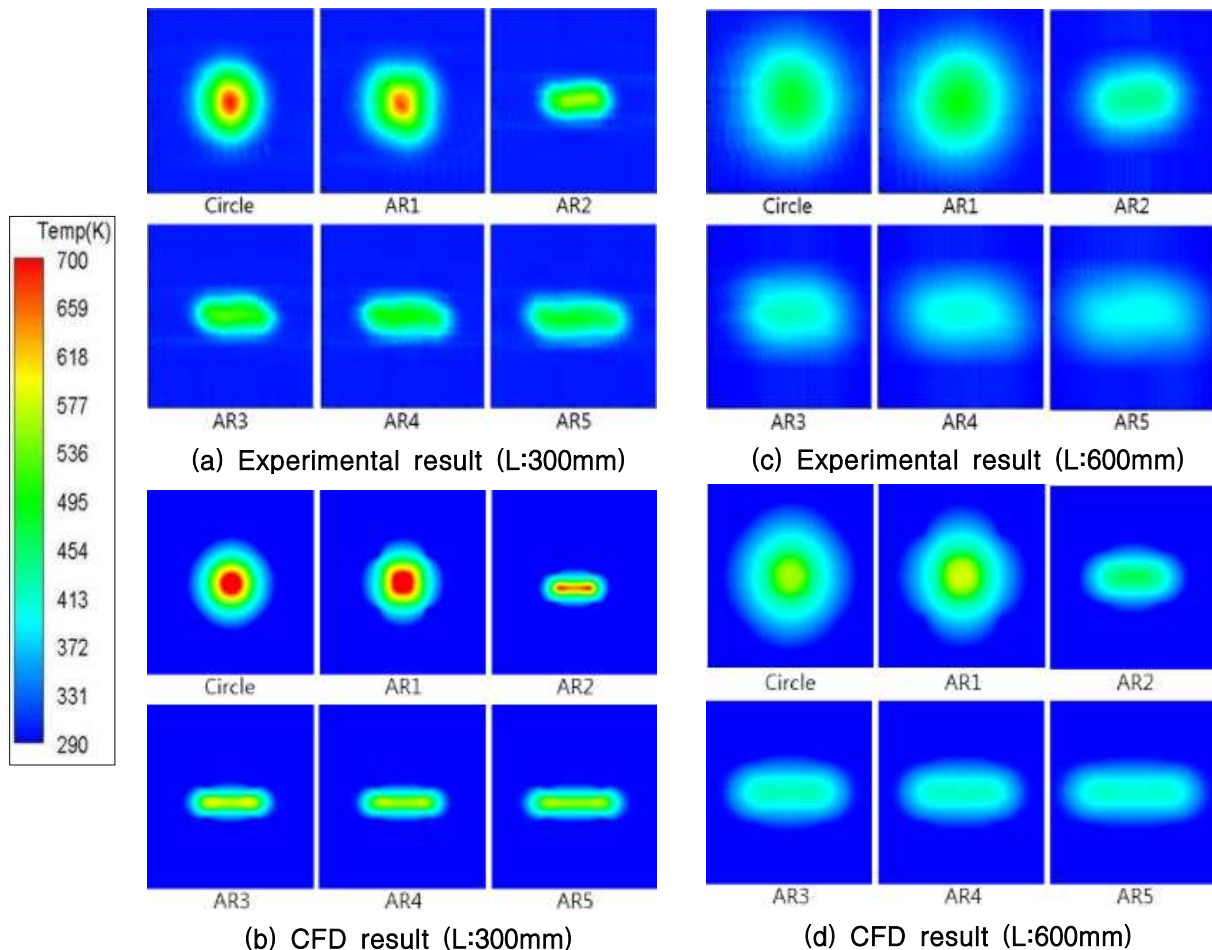


Fig. 11. Temperature distribution at cross section of plume for various nozzles

입구 조건을 도출한 다음, 해석결과와 노즐 후방의 열유동장 온도 측정데이터와 비교하였다. 온도 분포는 전동식 온도 측정 장치를 이용하여 노즐 정 후방 300 mm, 600 mm 지점에서의 온도를 측정하였다. 원형노즐 대비 AR5 사각 노즐의 추력은 약 1.8% 감소하였으나, 그 차이가 크지 않고, 노즐 형상별 경향성이 뚜렷하지 않아 분석 관련 오차라 판단된다.

실험 및 CFD 해석 모두 배기 플룸 IR 신호에 지대한 영향을 끼치는 배기 플룸 영역의 길이는 세장비가 커짐에 따라 짧아졌고, 배기 플룸에 수직인 방향의 광학적 두께도 얇아짐을 확인하였다. 그 이유로는 출구 세장비가 커지면서 외부 대기와의 혼합이 증가하고 노즐출구의 수직방향 폭이 줄어들기 때문이다.

또한 배기 플룸 단면의 온도분포 비교 결과 원형 노즐과 세장비가 낮은 사각노즐의 경우 실험과 해석의 온도 분포는 거의 유사함을 확인하였다. 그러나 출구의 세장비가 증가할수록 온도 분포에 다소 차이가 발생하였다. 이상적인 조건을 가정해 해석에서는 출구의 세장비가 증가하여도 먼 후방까지 열유동 분포가 노즐 출구 형상과 유사하게 분포되는 반면, 실험의 경우 사방으로 유동이 퍼지는 경향이 크기 때문인 것으로 판단된다.

향후 세장비 뿐만 아니라, 중요한 IR 저감 기법인 노즐의 곡률, 출구형상 등 추가적인 형상 설계 변수에 대한 열유동장 분석과 추력 손실에 대한 분석을 통하여 각 인자에 대한 배기 플룸 온도 저감을 확인하고, IR 신호를 해석하여 엔진 실험을 통해 측정되는 데이터와 비교할 계획이다. 나아가 실제 무인전투기 등에 적용되는 곡률 및 출구 비대칭 형상 노즐을 고려하여 플룸 열유동장, IR, 생존성 특성 등에 대한 분석을 수행할 계획이다.

후 기

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

References

- 1) Rao, G. A., and Mahulikar, S. P., "Effect of Atmospheric Transmission and Radiance on Aircraft Infrared Signatures," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 4, 2005, pp.1046~1054.
- 2) Mahulikar, S. P., Rao, G. A., and Kolhe, P. S., "Infrared Signatures of Low-Flying Aircraft and Their Rear Fuselage Skin's Emissivity Optimization," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 1, 2006, pp.226~232.
- 3) Kim, J. Y., Chun, S. H., Myong, R. S., and Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 3, 2013, pp.185~193.
- 4) Kang, D. W., Kim, J. Y., Myong, R. S., and Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of UAV Engine Nozzle Configuration on Infrared Signature," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 10, 2013, pp.779~787.
- 5) Kim, M. J., Kang, D. W., Myong, R. S., and Kim, W. C., "Investigation of the Effects of UAV Nozzle Configurations on Aircraft Lock-on Range," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 3, 2015, pp.204~212.
- 6) Park, G. S., Kim, S. M., Choi, S. M., Myong, R. S., 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, 2016, pp.1~8.
- 7) Gu, B. C., Baek, S. W., Jegal, H. W., Choi, S. M., and Kim, W. C., "Measurement and Validation of Infrared Signature from Exhaust Plume of a Micro-Turbo Engine," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 12, 2016, pp.1054~1061.
- 8) Chun, S. H., Yang, Y. R., Moon, H., Myong, R. S., and Kim, W. C., "Computational Investigation of Nozzle Flowfields at Various Flight Conditions for Aircraft Infrared Signature Analysis," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 16, No. 13, 2011, pp.15~21.
- 9) Moon, H., Yang, Y. R., Chun, S. H., Choi, S. M., Myong, R. S., and Kim, W. C., "Computation of Flowfield and Infrared

Signature in Aircraft Exhaust System for IR Reduction Design,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 7, 2011, pp.652~659.

10) Kang, D. W., Kim, I. D., Myong, R. S., and Kim, W. C., “Investigation of Aircraft Plume IR Signature for Various Nozzle Configurations and Atmospheric Conditions,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 1, 2014, pp.10~19.

11) An, S. Y., Kim, W. C., and Oh, S. H., “A Study on the Effect of Engine Nozzle Configuration on the Plume IR Signature,”

Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 8, 2012, pp.688~694.

12) An, C. H., Kang, D. W., Baek, S. T., Myong, R. S., Kim, W. C., and Choi, S. M., “Analysis of Plume Infrared Signatures of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle,” *Journal of Aircraft*, Vol. 53, No. 6, 2016, pp.1768~1778.

13) Banken, G. J., Cornette, W. M., and Gleason, K. M., “Investigation of Infrared Characteristics of Three Generic Nozzle Concepts,” *AIAA/SAE/ASME 16th Joint Propulsion Conference*, 1980.