

노즐 편향 각도에 따른 유동 특성과 적외선 신호 영향성 연구

이창욱^a · 조덕용^a · 박용석^a · 조성필^a · 류세현^b · 최성만^{c,*}

The Study of the Influence of Nozzle Deflection Angle on the Flow and Infrared Characteristics

Changwook Lee^a · Duckyong Jo^a · Yongseok Park^a · Sungpil Jo^a ·
Sehyun Ryu^b · Seongman Choi^{c,*}

^aAerospace Business Department, Firstec, Korea

^bAero Engine R&D Center, Hanhwa Aerospace, Korea

^cDepartment of Aerospace Engineering, Jeonbuk National University, Korea

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

ABSTRACT

In this study, flow dynamics and infrared signal analysis were performed as a basic study to evaluate the low characteristics of the variable nozzle and the infrared signal effect. The exit shape of the super maneuverability variable nozzle has a rectangular and the thrust vectoring range is from -15° to 15° . As a result of the flow analysis, thrust reduction occurred by about 2.5% due to the decrease in velocity momentum when the thrust vectoring operated. In addition to, a flow angle occurs more about 1° larger than the physical angle of the divergent flap. The IR signal magnitude at the azimuth angle symmetrical to the thrust vectoring direction was reduced by up to 56.7%.

초 록

본 연구에서는 가변 노즐의 유동특성과 적외선 신호 영향성을 평가하기 위한 기초 연구로 유동해석과 적외선 신호 해석을 수행하였다. 고기동 가변 노즐의 출구 형상은 직사각형이며 편향 범위는 $\pm 15^\circ$ 로 하였다. 유동해석결과 15° 로 추력편향을 수행할 경우 속도 모멘텀 감소로 추력은 추력편향을 하지 않은 경우보다 약 2.5% 감소되었다. 그리고 추력 편향 장치의 편향 각도 보다 약 1° 정도 큰 값인 16° 유동 각도로 추력 편향되었다. 추력 편향 방향과 대칭한 방위 각도에서의 적외선 신호 크기는 최대 56.7% 감소하는 효과를 얻었다.

Key Words: TVN(추력 편향 노즐), Infrared Signal Analysis(적외선 신호 해석), CFD(전산유동해석)

Nomenclature

TVN	: thrust vectoring nozzle
2-D nozzle	: two-dimensional nozzle
x, y, z	: coordinate direction
D	: diameter
F	: thrust
α	: flow angle
U	: velocity

Subscripts

g	: gross
e	: exit
I	: inlet
s	: static
t	: total

1. 서 론

항공기에서 고기동성(Super Maneuverability) 성능을 확보하기 위하여 추력 방향 제어를 통해 급격하게 움직임을 변화시키는 추력 편향기술을 사용하게 된다. 즉, 전형적인 가속, 감속, 방향전환, 상승 및 하강 등 전투기와는 다른 기동을 하게 된다[1,2]. 일부 4세대와 5세대 전투기에 추력 편향기술이 도입되었으며 대표적인 전투기로는 Su-35와 F-22가 있다. Su-35의 코브라 기동은 기수축이 90°의 각도를 가지고 완벽한 수평자세로 복귀하는 비행기술이며, F-22의 경우 이차원 추력편향장치를 사용하여 피치방향으로 $\pm 20^\circ$ 로 편향하는 기동을 한다. 이를 활용하여 후방에서 공격하는 고속의 적기를 회피한 후 적기를 공격 가능한 자세로 위치할 수 있는 기동도 가능하다[3,4]. F-22의 배기 노즐은 이차원(Two-Dimensional) 출구 형상을 사용하고 있으며 원형 출구 형상보다 구조와 가변 메커니즘이 단순화되어 있을 뿐만 아니라 편향과 가변을 담당하는 링크지 구조도 간단해지는 장점을 가지고 있다. 또한 직사각형출구 형상은 배기 플룸의 온도를 감소시키

는데 효과적이므로 적외선 신호도 효과적으로 감소시킬 수 있어 스텔스 성능을 향상시킬 수 있다. Zhang et al.[5]은 직사각형 노즐 출구에서 생성되는 횡 방향 유동에 의해 고온 가스와 공기 간 혼합율이 향상되며 이로 인해서 적외선 신호가 감소한다는 연구결과를 제시하였다. 추력 편향 기술에 대한 연구는 국내에서도 수치해석과 실험 연구가 수행된 바 있다. Kim et al.[6]은 2-D 추력 편향 노즐을 사이클 해석과 이론적 계산을 통해 추력편향 노즐을 설계하였다. 그리고 검증된 수치해석 모델을 얻고자 쉘리렌 이미지와 유동해석 결과 비교 검증하였다. Jenong et al.[7]은 고속 제트의 추력 편향에 대한 제트를 가시화함으로써 유동편향에 대한 특징을 확인하였다. Kang et al.[8]은 플랩의 길이 변화에 따른 노즐 내부 충격과의 형상을 수치해석과 쉘리렌 가시화 실험 결과를 비교하여 가변 노즐에 대한 플랩 길이 영향에 따른 추력편향 성능 결과를 제시하였다.

본 연구에서는 터보팬 엔진에서 요(Yaw) 방향 편향이 가능한 이차원 형상의 가변 노즐에 대한 연구를 수행하고자 한다. 추력편향 시의 유동특성에 대한 수치해석연구를 수행하고 또한 플룸 추력편향 유동장에 대한 적외선 신호 특성도 살펴보고자 한다.

2. 노즐 설계

약 800 lbf 추력급 엔진의 가변 노즐을 설계하기 위해 사용한 터빈 출구 조건 제원은 Table 1에 제시되어 있다. 요구 마하수 및 관련 유동 매개변수는 등엔트로피 관계식을 이용하였으며 설계점은 지상정지 표준온도조건에서 최대 출력 작동 할 경우로 설정하였다. 노즐 압력비는 2.0, 노즐 입구 온도는 334 °C로 설정하였다. 축소 확대 노즐의 출구 마하수는 설계점에서 1.06으로 설정하였으며 엔진의 기본 형상 및 주요 부품의 배치 및 위치정의는 Fig. 1과 같다. 64번은 바이패스 공기와 코어 가스가 만나서 혼합되는 위치이고, 8번은 노즐 목에서의 위치이며, 9번은 노

Table 1. Nozzle design data.

Parameters	Quantity	Unit
Thrust	3.638(818)	kN(lbf)
Mass flow rate	7.57	kg/s
Total pressure @ Station 64	203.73	kPa
Nozzle Pressure Ratio	2.0	
Nozzle Inlet Temp @station 64	394(667)	° C(K)
Density @ Station 64	1.064	kg/m ³
Gamma @ Station 64	1.359	
Cp	1085.6	J/kgK
R	287.05	J/kgK
Cv	798.55	J/kgK
Mach Number @ Station 9	1.06	
Velocity @ Station 9	498.9	m/s
Density @ Station 9	0.62	kg/m ³
Temperature @ Station 9	292(565)	° C(K)
Mass flow rate @ Station 9	7.63	kg/s

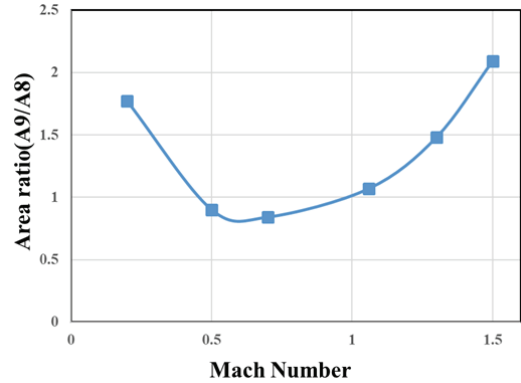


Fig. 2 Nozzle area ratio with mach number.

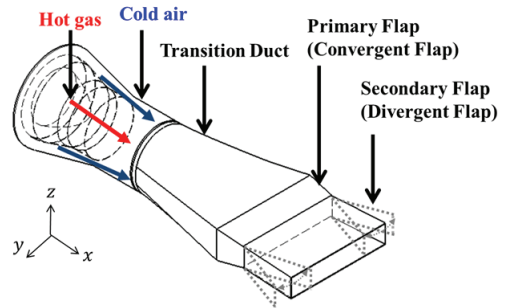


Fig. 3 Schematic of 2-D TVN.

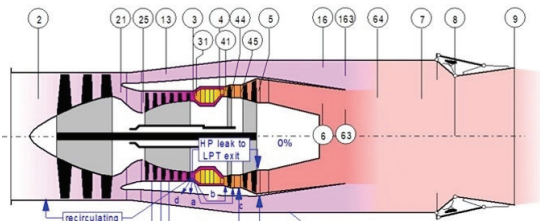
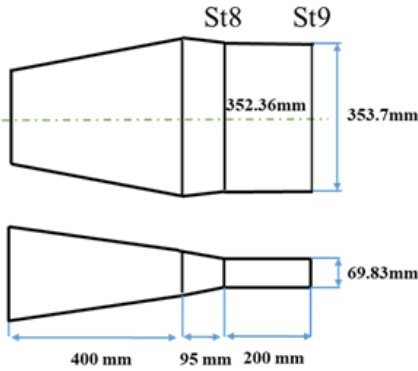


Fig. 1 Engine component layout [9].

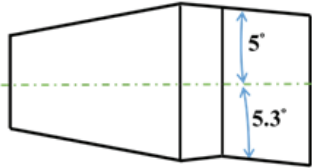
즐 출구 면에서 위치를 나타낸다. Fig. 2는 마하수에 따라 노즐 면적비가 변동하는 비율을 나타내고 있다. 이때 노즐의 면적비는 노즐 목면적(A8)에 노즐 출구 면적(A9)의 비로 정의된다. 노즐 면적이 변동하면서 최대 엔진 성능을 확보할 수 있도록 하였다. 노즐 마하수 조건 1.06을 달성하기 위한 설계점 마하수에 해당하는 노즐의 면적비는 1.07로 설정하였다. 노즐 면적비와 마하수 관계식은 아래와 같이 정의된다[10].

$$\frac{A_9}{A_8} = \left(\frac{1}{M^2} \right) \left[\frac{1}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (1)$$

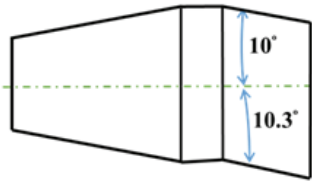
Fig. 3은 본 연구에서 설계한 2-D 가변노즐의 구성품에 대한 개략도를 나타내고 있다. 2-D 가변 노즐의 구성은 천이 덕트(Transition Duct), 일차 플랩, 이차 플랩으로 구성된다. 천이 덕트의 형상은 참고문헌[8]을 참조하여 원형에서 직사각형 형상으로 연결하기 위한 덕트로 일정한 단면적을 갖도록 설계하였다. 일차 플랩은 목 넓이를 조절하는 역할(Convergent)을 담당하며, 이차 플랩은 확산과 추력 편향을 담당한다. Table 1과 Fig. 2로부터 노즐 목(Station 8)과 노즐 출구(Station 9)까지 유로설계를 진행한 상세한 치수는 Fig. 4에 나타내었다. 노즐 출구 형상은 세로 길이 69.83 mm, 가로 길이 353.7 mm로 가로 세로비가 약 5로 설계하였다. 노즐 구성품의 길



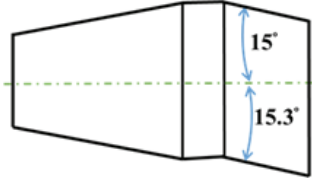
Yaw thrust vectoring 0° movement



Yaw thrust vectoring 5° movement



Yaw thrust vectoring 10° movement



Yaw thrust vectoring 15° movement

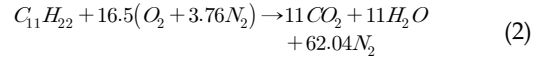
Fig. 4 2-D TVN dimensions.

이는 천이 덕트는 400 mm, 일차 플랩은 95 mm, 이차 플랩은 200 mm로 하였다. 추력 편향은 요 방향 이동만 가능하고 추력 편향 각도 범위를 5° 간격으로 최대 15°까지 추력편향이 가능한 노즐을 설계하였다. 추력 편향 기동 시 노즐 목의 위치가 노즐 출구 방향으로 위치가 이동하게 되는데 우측 플랩의 각도를 좌측 플랩보다 조금 큰 각도를 주면서 목의 위치와 넓이를 유지시켰다.

3. 수치 해석

3.1 전산 모델

유동해석은 STAR CCM+ 소프트웨어를 이용하였다. 코어 영역에 대한 연료는 완전 연소로 가정하였고 연료 총괄 화학 방정식은 아래와 같다.



연소에 의해 생성된 배기가스 물분율은 이산화탄소(CO₂) 13%, 질소(N₂) 74%로 구성하였다. 해석 내에서 지배 방정식은 질량, 운동량 및 에너지 보존 중 수송 방정식이 포함된다. 지배 방정식은 다음과 같다[11,12].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v) + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \rho(\vec{v} \cdot \nabla) \vec{v} = -\nabla p + \nabla \cdot \tau \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (\lambda_{eff} \nabla T - \sum_i h_i \vec{J}_i) \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + S_i \quad (6)$$

\vec{J}_i 에 대한 확산 플럭스, Y_i 는 화학종 질량 분율이다. 난류 유동에서 다음과 같이 질량 확산을 계산한다.

$$\vec{J}_i = -\left(\rho B_i + \frac{\mu_t}{S_{ct}}\right) \quad (7)$$

여기서 S_{ct} 는 난류 슈미트수, B_i 는 난류 확산도이고 μ_t 는 난류 점도이다. 난류 또는 점도(μ_t)는 운동에너지(k)와 소실률(ϵ)이 결합하여 다음과 같이 계산된다.

$$\mu_t = C_{\mu} \rho k^2 / \epsilon \quad (8)$$

모델의 상수는 다음과 같은 값이 $C_{1\epsilon} = 1.44$, $C_{2\epsilon} = 1.92$, $C_{3\epsilon} = 0.09$, $\sigma_k = 1$, $\sigma_\epsilon = 1.3$ 이다. 수치 해석 영역은 하류의 출구 영역을 포함하여 $22D_e \times 30D_e \times 130D_e$ 이다. 요 방향 15° 각도로 추력 편향 중인 가변 노즐 전산 모델의 xy 단면 형상을 Fig. 5에 나타내었다. 코어가스와 바이패스 공기가 혼합된 영역을 노즐 입구로 가정하고 천

이 덕트, 일차 플랩, 이차 플랩까지를 해석 영역으로 설정하였다. 그림에서 나타난 바와 같이 격자 품질을 향상시키기 위하여 3개 블록으로 구조화하였고 배기가스의 고속 영역에 격자를 집중하였다. 그리고 격자의 형상은 다면체 격자를 사용하였다. 노즐 내부 유동의 레이놀즈수는 1.27×10^6 이고 아래의 식을 이용하였다.

$$Reynolds\ Number = \frac{\rho U D}{\mu} \quad (9)$$

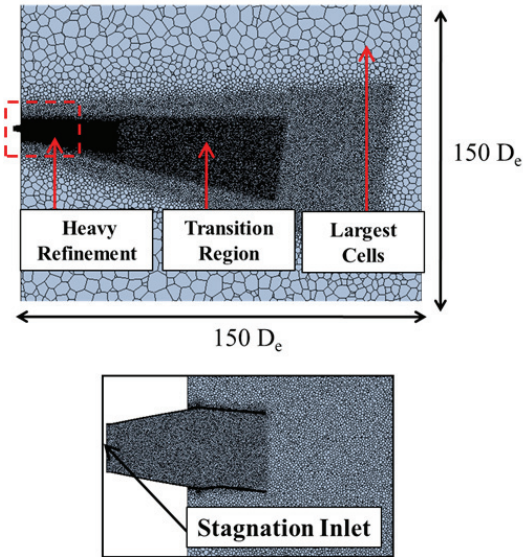


Fig. 5 Global computational grid.

여기서 레이놀즈수 계산에 사용된 변수 밀도 (0.587 kg/m^3), 속도(500 m/s), 점성($2.67 \times 10^{-5} \text{ pa} \cdot \text{s}$), 직경 값(116.6 mm)을 사용하였다. 터빈 출구 조건 제원인 Table 1의 값과 상이한 결과가 나타났으며 이는 원형에서 직사각형으로 변형되는 노즐의 3차원 형상 효과로 판단된다. 여기서 사용한 직경 값은 직사각형 형상에 대한 수력 직경(Hydraulic diameter)으로 출구에서 가로길이와 세로길이의 관계식을 이용하여 계산하였다. 노즐 벽 근처의 격자는 첫 번째 셀 높이가 $y^+ < 1$ 로 하였고, 최종 격자의 수는 2.6×10^6 되도록 하였다. 계산된 레이놀즈수를 이용하여 첫 번째 격자의 높이는 0.002 mm 와 Prism layer 수는 10개로 계산을 수행하였다.

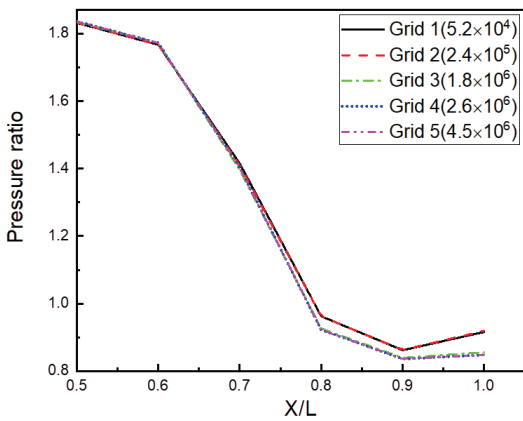


Fig. 6 Grid independence validation.

3.2 적외선 신호 해석

Narrow band 근사기법을 활용한 적외선 신호 해석은 Myong et al. [14,15]에 의해 검증된 해석 기법을 사용하였다. Narrow band 모델은 각 파장 대역에서 복사 물성치의 평균을 계산하여 나타내는 밴드 모델의 한 종류이다[13]. 이 모델은 산란은 하지 않고 흡수와 방출한다는 가정으로 한다. 복사 열 전달 방정식을 기반으로 계산하며 흡수 계수에 대한 통계표를 사용한다. Narrow-band 근사기법은 플룸 영역의 특정 지점에서 대기 성분의 온도, 분압 같은 열 유동 방정식을 통해 스펙트럼 강도를 계산한다.

4. 해석 결과

4.1 전산모델 검증

노즐 내부 유동에 대한 압력비 분포를 Fig. 6에 나타내었다. Grid 1(5.2×10^4), Grid 2(2.4×10^5), Grid 3(1.8×10^6), Grid 4(2.6×10^6), Grid 5(4.5×10^6)로 격자수를 점차 증가시키면서 노즐 내부의 정압력 변화를 확인하였다. Grid 4 모델은 Grid 5 모델과 정압력 값이 일치하면서 격자독립성이 확인되었다. Grid 4 모델의 해석 수행시간은 약 60시간이 소모되었고 Grid 5 모델은 80시간이 사용되었다. Grid 4 해석 모델의 추력 값과 배기가스 유량은 3,707 N과 7.440 kg/s이었으며, 설계점의 추력, 공기유량 값과 비교한 결과 각각 1.8%, 2.5% 차이로 근사한 수치를 얻었다. 해외 추력편향 수치해석연구 중 노즐 압력비(NPR) 2 조건에서 수행한 경우 실험과 해석의 추력 값의 오차는 2.25%로 나타났으며[16], 본 연구의 수치해석모델의 1.8% 추력오차와 비교하였을 때 본 연구의 해석결과가 신뢰할만한 수준으로 판단되었다. 따라서 Grid 4 전산모델이 수행하고자 하는 설계 값과 유사하고 경제적인 이유로 Grid 4 모델을 본 연구의 전산모델로 선정하였다.

4.2 유동 해석 결과

Fig. 7은 노즐 출구 이후 분사되는 배기가스 온도 분포를 편향 각도 조건에 따라 나타내고 있다. 추력 편향의 경우 좌우가 비 대칭 온도 분포가 발생되는데, 이러한 비 대칭 온도 분포로 인해 방위각에 따라 적외선 신호의 크기가 달라질 것으로 예측할 수 있다. 따라서 다양한 유동 특성 결과를 통해 비 대칭 온도 분포 생성 원인에 대해 분석을 수행하였다.

요 방향 추력 편향 각도에 따른 xy 평면에서의 마하수 분포를 Fig. 8에 나타내었다. 추력 편향 각도 0°의 유동 흐름은 균일하게 생성된 반면에 요 방향 추력 편향 각도가 커짐에 따라 출구 면에서 더욱 복잡한 유동장이 형성되고 유동속도가 감소되었다. 또한 추력 편향 각도가 커짐에 따라 이차 플랩 아래 쪽 벽면에서 유동 박리가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 이것은 노즐

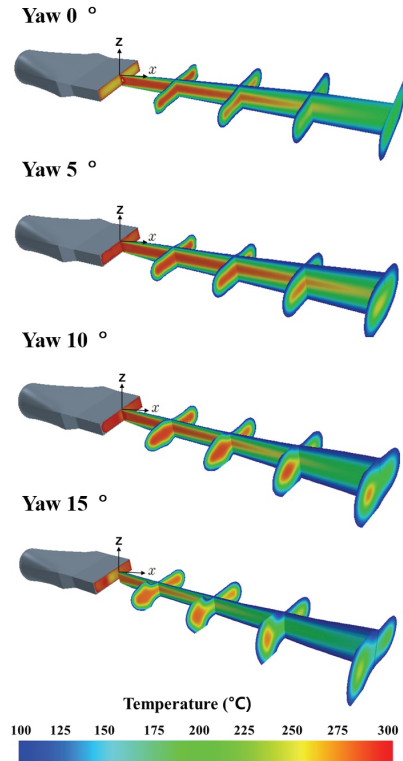


Fig. 7 Plume temperature distribution at a different yawing angles.

벽에 의해 제한되는 유동 흐름 방향이 원래의 방향에서 멀어지기 때문에 발생하게 된다. 이러한 추력 편향 유동 특성으로 인해 배기가스 온도는 불균일한 분포를 갖게 된다. 요 방향 추력 편향 각도 별 노즐 내부에서 발생하는 충격파와 유동박리 현상을 정압력 및 밀도 분포를 통해 설명하기 위해 Fig. 9 및 10에 제시하였다. Fig. 9 a)의 추력편향 각도 0° 조건의 경우 이차 플랩 영역에서 일반적인 축소 확대 노즐에서 나타나는 경사충격파 형상이 관찰된다. Fig. 9 b), c), d)의 경우 경사충격파의 위치가 분리된 형태로 나타나는 분리 충격파(Detached Shock)가 발생하게 된다. Kang et al.[8] 등은 경사충격파가 발생할 수 있는 최대 격입각을 초과하면서 분리 충격파가 발생하며, 생성된 경사 충격파를 통과하면서 유동속도가 감소하게 된다고 설명하였다. 또한 노즐 내부에서 충격파 이후 급격한 밀도 변화가 일어나고, 정압력과 밀도 분포 변화는 동

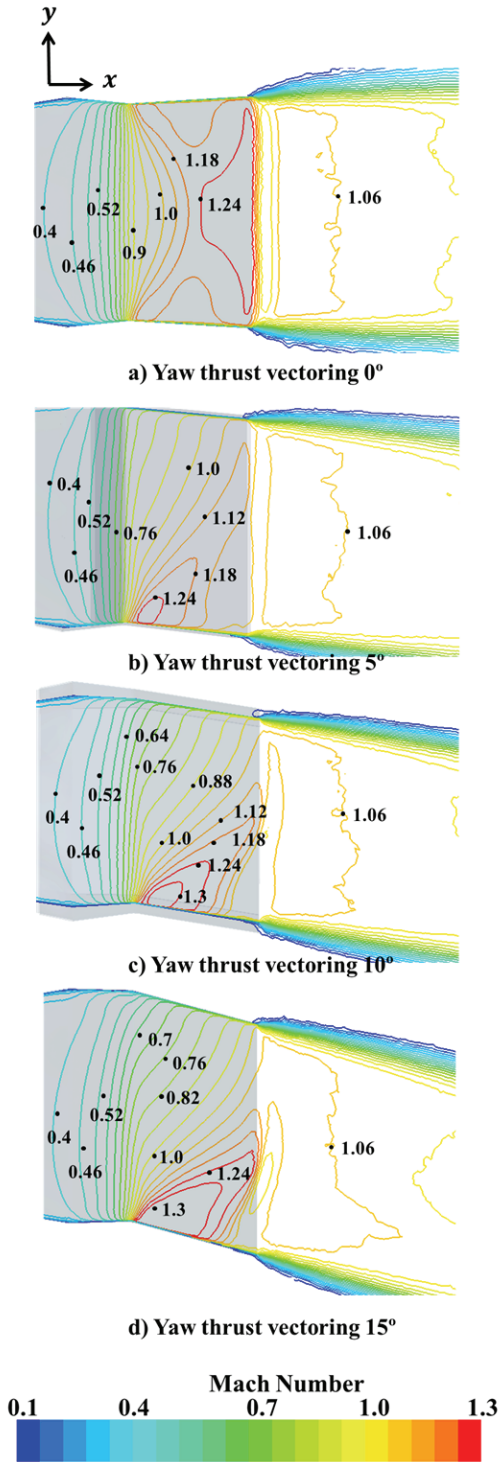


Fig. 8 Mach number contours at a different vectoring angles.

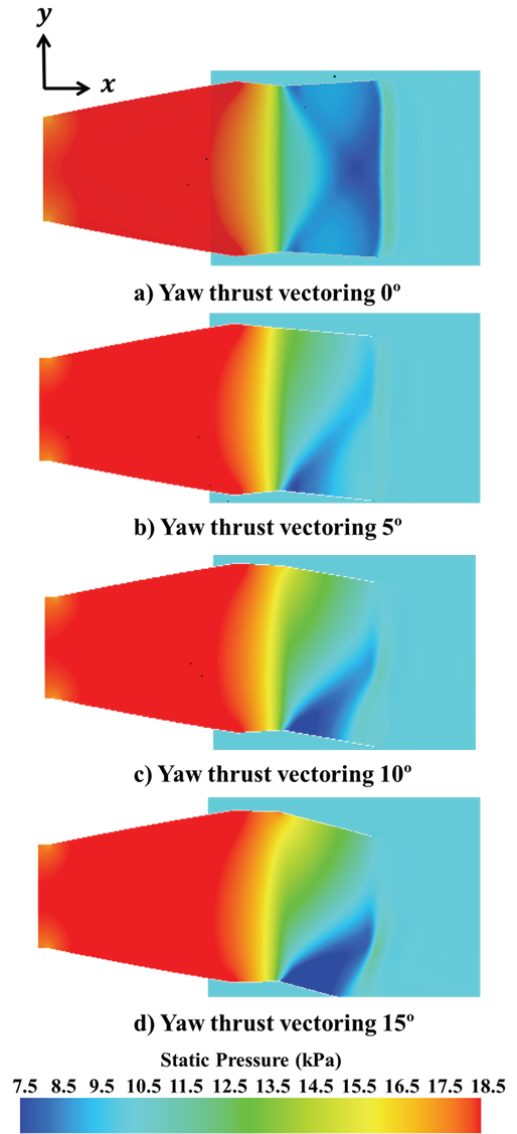


Fig. 9 Static pressure contours at a different vectoring angles.

일하게 일어난다. 밀도 분포도를 통해 노즐 출구 이후 분사되는 유동을 관찰하면, 유도된 추력 편향 각도 방향으로 배기가스 유동이 흐르는 것을 확인할 수 있다. 추력 편향 유동각도를 시각적으로 측정하는 방법 외에도 추력 성분 크기의 비율로 계산할 수 있다. 추력 편향 유동각도란 추력편향 장치에 의하여 노즐로 분출되는 유동이

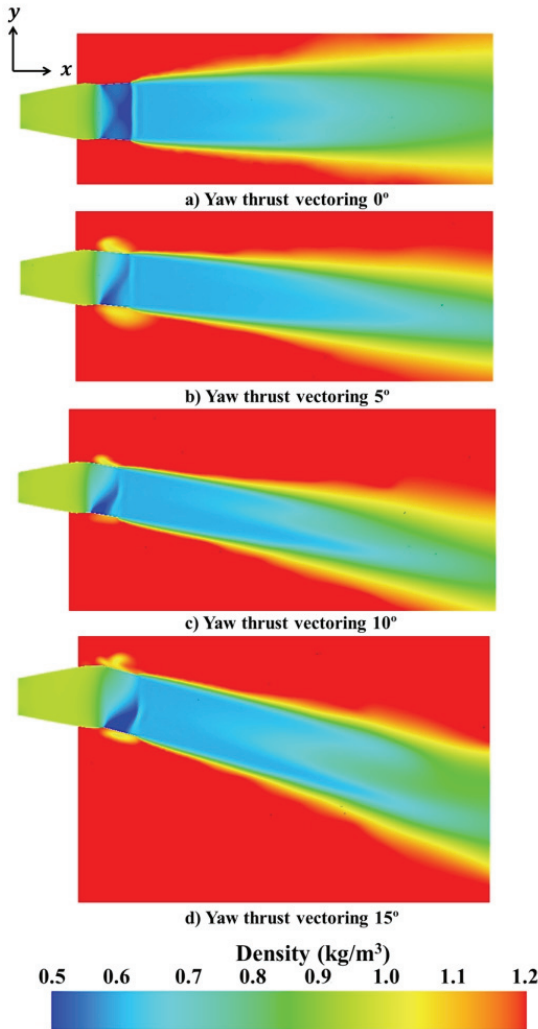


Fig. 10 Density contours at a different vectoring angles.

편향되는 각도를 의미한다. 추력 편향 유동 각도 (α)는 F_x 와 F_y 의 비율을 이용하여 구할 수 있으며 아래와 같이 정의된다.

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{F_y}{F_x} \quad (10)$$

추력 편향 장치의 편향 각도에 따른 추력 편향 유동 각도 값은 5° 조건에서 6.4°, 10° 조건에서 11.3°, 15° 조건에서 16.7°의 추력 편향 유동 각도를 얻었다. Yu et al.[17] 등은 추력 편향 장

Table 2. Thrust performance results at nozzle exit.

Vectoring Angle	F_x (N)	F_y (N)	F_g (N)
0°	3,707	0	3,707
5°	3,618	405	3,640
10°	3,561	723	3,634
15°	3,461	1,042	3,614

치에 의한 편향각도 보다 추력 편향 유동 각도가 높게 나타나는 이유에 대해서 윗면과 아랫면에서 형성된 충격파의 형태가 달라져 중심선에서 반사되지 못해 추력 편향 유동 각도가 증가한 것으로 설명하였다. 추력 편향 유동 각도 외에도 가변 노즐의 성능을 나타내는 성능 지표로는 총 추력(Gross Thrust)이 있으며 F_x 와 F_y 의 합으로 나타낸다. 총 추력은 아래 식과 같이 계산한다.

$$F_g = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} \quad (11)$$

요 방향 추력 편향 각도에 따른 추력 결과 값은 Table 2에 제시하였다. 추력 편향 각도가 증가할수록 축 방향(F_x)의 추력은 감소하고 요 방향의 추력(F_y)은 비율이 증가한다. 그리고 추력 편향 각도가 증가할수록 총 추력 크기가 감소하는 경향성을 보이며 모든 추력 편향 각도 범위에 대해서 약 2.5% 감소한다. 따라서 가변 노즐의 추력 편향 기동은 추력의 감소 결과로 이어지는데 이러한 현상은 앞에서 마하수 분포, 정압력 분포, 밀도 분포 분석을 통해서 확인되었던 유동 흐름의 박리가 직접적인 요인 중 하나이다. 또 다른 추력 감소 원인으로서는 요 방향 추력 편향의 경우 기존 노즐 목 위치에서 출구 방향 하류 쪽으로 노즐 목 위치가 이동하게 되고, 추력 편향 각도 0° 조건의 경우보다 배기가스가 통과하는 유효한 목 면적이 감소하게 된다. 이러한 현상 때문에 유량 값이 감소하면서 추력이 감소하는 원인이 되는 것으로 제시하고 있다[18]. 본 연구에서 요 방향 추력 편향 각도에 따른 유량 해석 결과를 비교하면, 추력 장치가 편향하지 않

은 경우 노즐 출구에서의 유량 값은 7.440 kg/s 이다. 요 방향으로 추력 편향하는 5° 조건에서 노즐 출구의 유량 값은 7.240 kg/s, 10° 조건에서의 유량 값은 7.215 kg/s, 15° 조건에서의 유량 값은 7.221 kg/s이다. 요 방향 추력 편향으로 인해 출구의 유량 값이 감소하는 결과는 유효 목 면적 감소가 발생한다는 것으로 판단할 수 있다. 즉, 노즐 추력 감소 원인은 압력 에너지가 손실 되고 유동 속도 및 배기가스 유량 등이 감소하여 추력 편향의 경우 추력이 감소하게 된다.

4.3 적외선 신호 해석 결과

Fig. 11은 요 방향 추력 편향 각도에 따른 최대 적외선 신호 값을 나타낸 결과이다. 해석결과는 노즐 출구로부터 5 m 떨어진 위치에서 적외선 신호를 측정하였다고 가정하였다. 추력 편향 각도 0°의 경우 노즐 정 후방에서 최대 적외선 신호 값 491 W/m²/sr이 나타난다. 추력 편향 각도 5°의 경우 정 후방에서 최대 적외선 신호 값이 나타나고, 추력 편향 각도 10°의 경우 방위 각도 30°에서 최대 적외선 신호 값을 나타낸다. 그리고 추력 편향 각도 15°는 방위각도 30°에서 최대 적외선 신호 값이 나타난다. 다른 방위각도에서 나타나는 최대 적외선 신호 값은 Fig. 7의 배기가스 온도 분포에 영향을 받는 것을 볼 수 있다. 또한 편향각도가 커질수록 중심축 평면의 최대 온도가 낮아지고 플룸이 짧아지면서 정 후방에서 적외선 신호 크기도 감소되는 것으로 판단된다. 그리고 추력편향 각도 별로 정 후방(방위각도 0°)에서 각각의 적외선 신호 값을 비교하면 추력 편향 5° 조건 노즐의 경우 458 W/m²/sr로 추력 편향 0° 조건 노즐의 경우와 비교하여 7% 적외선 신호가 감소하였다. 추력편향 각도 10°와 15° 노즐의 경우 389 W/m²/sr로(21% 감소), 319 W/m²/sr (35% 감소)로 적외선 신호 크기가 감소한다. 추력 편향 각도와 반대편으로 대칭한 방위 각도에서의 적외선 신호 크기를 비교를 통해 추력 편향 효과로 인한 적외선 신호 감소 효과를 확인하였다. 추력 편향으로 반대편 대칭한 방향의 적외선 감소 효과를 적외선 신호 크기 비율로 계산하였다.

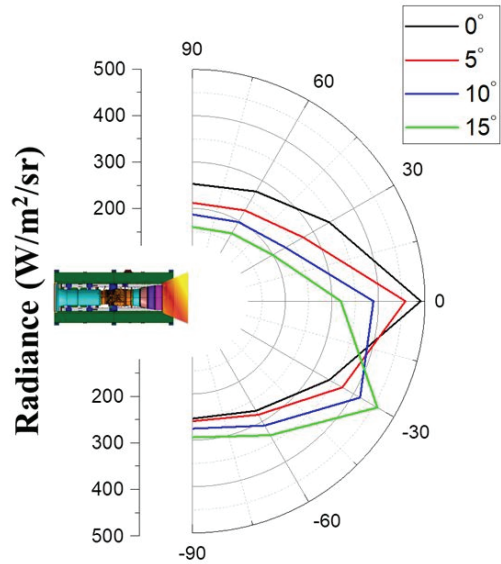


Fig. 11 Maximum IR signal with azimuth angles.

$$IR\ Reduction\ Rate = \left(1 - \frac{I_+}{I_-}\right) \times 100 \quad (12)$$

여기서 I_- 는 추력 편향 방향의 적외선 신호 값을 의미하고 I_+ 는 추력 방향과 반대편 대칭한 위치의 적외선 신호 값을 의미한다. 추력편향 각도 5° 조건은 최대 26.1%와 최소 18.1% 감소시킬 수 있었고, 10° 추력 편향 조건의 경우 최대 36.5%와 최소 44.5%이며 15° 추력편향 조건은 최대 56.7%와 최소 45.6%의 적외선 신호를 감소시킬 수 있었다.

5. 결 론

고기동 2-D 가변 노즐의 편향 각도에 따른 유동 특성 변화와 적외선 신호 크기 변화에 대한 연구를 수행하였다. 유동해석을 통해 요 방향 추력 편향 각도에 따른 추력 성능과 유동 특성을 확인하였다. 그리고 추력 편향 각도에 따른 적외선 신호 크기를 narrow band 모델을 사용하여 계산하였다. 추력 편향에 의한 추력 감소는 약 2.5%로 확인되었으며 유동박리와 유동 속도 감

소로 인한 추력 감소로 확인되었다. 그리고 이차 플랩 길이를 200 mm로 하였을 때 추력 편향 장치의 편향 각도보다 약 1° 큰 추력 편향 유동 각도를 얻었다. 적외선 신호는 각 추력 편향 각도와 동일한 후방 각도에서 가장 큰 적외선 신호가 발생되며 추력편향 방향과 대칭한 반대편의 적외선 신호 크기는 최대 56.7%로 감소시킬 수 있다. 그런데 수치해석 연구에서는 실제 터보팬 엔진의 유동 현상을 완전하게 모사할 수 없는 한계점이 있다. 추후 본 연구 결과를 바탕으로 실물 터보팬 엔진에 가변노즐을 장착하여 빠른 시일 내에 실험 연구를 수행할 예정이다.

후 기

이 논문은 국방기술진흥연구소가 지원하는 고기동 2-D 가변노즐 기술 연구로 수행되었습니다.

References

1. Benjamin G.O., "Vectored Propulsion, Supermaneuverability and Robot Aircraft," Springer Verlag, New York, 1990.
2. Sohn, M.H., Baek, S.W and Lee, K.Y., "Supermaneuverability of High Performance Combat Aircraft," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 2, No. 2, pp. 40-51, 1999.
3. Dornheim M.A., "X-31 Flight Tests to Explore Combat Agility to 70 Deg," Aviation Week & Space Technology, pp. 38-41, March 11, 1991
4. Cook W.J., "Turning on a Dime in midair; New Fighters that Bend the Laws of Aerodynamics," U.S News & World Report, Feb 20, pp. 56-58.
5. Zhang B., Lin Z., Zhang J., Yang S and Ji H., "Numerical Investigation of the Flow and Infrared Radiation Characteristics of Nozzles with Transverse Jets of Different Shapes" Processes 2022, Vol. 10 No. 4, pp. 170-176, 2022
6. Kim Y, Choi S.M and Chang H., "Numerical Analysis and Design of the 2-D Variable Convergent-Divergent Thrust Vectoring Nozzle" KSPE Fall Conference, Korea, pp. 170-176, 2010
7. Jeong H.J., Choi S.M and Chang H.S., "Schlieren Visualization of the Thrust Vector Flow field in a Supersonic Two-dimensional Nozzle," The Korean Society of Visualization, Vol. 9, No. 3, pp. 30-37, 2011.
8. Kang H.S., Choi S.M and OH S.H., "Numerical Study of the Thrust Vectoring Characteristics in a Two-Dimensional Convergent Divergent Nozzle," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 17, No. 2, pp. 94-104, 2013.
9. GASTURB V14, "Gasturb 14 User Manual," GasTurb, Inc., Aachen, Germany, 2023.
10. Farokhi S., Aircraft propulsion, 2th ed., Jhon Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., Ch 2, 2014
11. Sullivan M.N., Krasodebski J.K., Waitz I.A., Greetzer E.M., Tan C.S and Dawes W.N "Computational study of viscosity effects on lobed mixer flow feature and performance," Journal of Propulsion and Power, Vol. 12, No. 3, pp. 449-456, 1996.
12. Pan C.W., Zhang J.Z and Shang Y., "Effects of exhaust temperature on helicopter infrared signature," Applied Thermal Engineering, Vol. 51, No. 1-2, pp. 529-538, 2013.
13. An, C.H., Kang, D.W., Myong, R.S., Kim W.C and Choi S.M., "Analysis of Aerial Vehicle," Journal of Aircraft, Vol. 53, No. 6, pp. 1768-1778, 2016.
14. Lee, H.J., Myong, R.S., Choi, S.M and Kim, W.C., "Computational Investigation of Nozzle flowfield in a Microturbojet Engine and its

- Scaling Characteristics," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 22, No. 1, pp. 43-50, 2017.
15. 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.
16. Afridi S., Khan T.A., Shah S.I.A., Shams T.A., Mehmood K., Li W and Kukulka D., "Numerical Investigation on the Thrust Vectoring Performance of Bypass Dual Throat Nozzle," *Energies* 2023, Vol. 16, No. 2, pp. 594, 2023.
17. Yu, D.W., Choi, S.M and Oh, S.H., "Experimental Study of the Thrust Vectoring Characteristics in a Two Dimensional Convergent Divergent Nozzle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 2, pp. 84-93, 2013.
18. Taylor J., "A static investigation of a simultaneous pitch and yaw thrust vectoring 2-D C-D nozzle," *AIAA meeting paper, 24th Joint Propulsion Conference*, Boston, MA, U.S.A, July 1988.