

Aft-deck 형상에 의한 노즐 성능 영향성 연구

이창욱^a · 박용석^a · 진준엽^a · 김재원^b · 최성만^{c,*}

A Study on Nozzle Performance Influence with Aft-deck Geometry

Changwook Lee^a · Youngseok Park^a · Juneyub Jin^a · Jaewon Kim^b · Seong Man Choi^{c,*}

^aFirstec, Korea

^bAgency For Defense Development, Korea

^cAerospace Engineering Department, Jeonbuk National University, Korea

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

ABSTRACT

The Aft-deck is being applied to the latest unmanned aircraft for the purpose of shielding the gas turbine exhaust plume or spreading jets to increase the mixing rate with the ambient air, thereby reducing the temperature of exhaust gases. In this study, we would like to find out how the performance of the nozzle is affected by the design variables of the Aft-deck. The design variables of aft-deck are selected as length, expansion angle and upper deck shape. The correlation between thrust and plume shielding rate with the length variable is presented. And the correlation between the thrust and the jet diffusion range is presented according to the expansion angle. In addition, the thrust increase effect is confirmed by the removal of the upper deck and the characteristics of transverse velocity vector determined mixing performance with external flow.

초 록

Aft-deck은 가스터빈 배기 플룸을 차폐하거나, 제트를 확산하여 외부 공기와 혼합율을 증가시켜 배기가스의 온도를 저감하기 위한 용도로 최신 무인항공기에 적용되고 있다. 본 연구에서는 Aft-deck의 설계 변수에 따라 노즐의 성능이 어떻게 영향을 받는지 알아보려고 하였다. Aft-deck의 설계 변수로는 길이, 확산각, 상부 덕 형상으로 선정하였으며, 길이 변수에 따른 추력과 차폐율 간의 상관관계를 제시하였다. 그리고 확산 각도의 범위에 따라 노즐 추력과 제트 확산에 대한 상관관계를 제시하였다. 또한, 상부 덕 제거를 통해 추력 향상 효과를 확인하였으며, 횡 방향 속도 벡터의 특성이 외부 유동과의 혼합 성능을 결정하는 것을 알게 되었다.

Key Words: Turbofan Engine(터보팬 엔진), 2D Nozzle(2D 노즐), Aft-deck Design(에프터-덱 설계)

Received 14 December 2020 / Revised 23 March 2021 / Accepted 28 March 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

AR	: Aspect ratio
D	: Nozzle inlet diameter
L	: Nozzle total length
P	: Static pressure
P_a	: Ambient pressure
T	: Static temperature
F	: Thrust
A_L	: Aft-deck length
P_L	: Plume length
PSR	: Plume shield ratio
C_e	: Entrainment ratio

1. 서 론

차세대 무인항공기는 정찰, 전투, 인명구조 등과 같은 다양한 임무를 수행할 수 있는 능력이 요구된다. 최근 레이더 기술의 급속한 발전으로 인해 특수한 임무를 수행하는 무인기는 레이더로부터 탐지되어 파괴되거나 손상의 위험이 있다. 적의 위협으로부터 무인기의 생존 가능성을 향상하고자, 스텔스 기술이 연구되고 있다. 스텔스란 은밀성을 뜻하며 전자파(RF) 또는 적외선(IR)을 발생하지 않고 적의 레이더에 탐지되기 어렵게 하는 기술을 스텔스라 한다. 무인항공기에서 추진시스템은 기동과 추진을 담당하는 중요한 역할을 하지만 레이더로부터 탐지되는 주요 인자이기도 하다. 터보팬 엔진의 추진시스템의 배기부 구성품은 Lobed mixer, 테일콘, 노즐 등으로 나눌 수 있다[1]. Lobed mixer는 터보팬 엔진을 사용하는 무인기에서 코어가스와 바이패스 공기의 혼합율을 높여 소음을 감소시키고 추력을 증가 시키는 역할을 한다. 또한 IR 신호를 억제하는 효과가 있어 IR 감소목적으로 사용하기도 한다[2,3]. 추진 시스템 구성품 중에 고속제트가 생성되도록 작동 유체가 팽창하는 부분을 노즐이라 한다. IR 신호억제를 위한 노즐 형상 설계 방법으로는 원형 입구에서 타원형 또는 사각형 출구 형상으로 변화하는 설계방법과 S형 노

즐 설계 방법이 있다.

또 다른 노즐 형상 설계 기술로는 추력 편향 기술이 있다. 추력 편향 기술은 항공기 성능을 높이기 위한 기술로 기동성과 민첩성을 높일 수 있다[4-6]. 노즐 편향 기술에는 기계적 추력 편향(Mechanical Thrust Vectoring) 방법과 유체 편향 방법(Fluidic Thrust Vectoring)으로 나눌 수 있다. 기계적 추력 편향 방법은 제트 베인(Jet vane)과 제트 탭(Jet taps)을 사용하여 제트를 편향하는 방법이다[7]. 유체적 방법은 액체를 주입하여 제트를 편향하는 방법이며, Deere 등[8]은 주입되는 유량 대비 추력 편향 각도에 대해서 전산해석을 수행하였으며, 자유흐름의 마하수에 따른 추력편향 효율에 대해 Farzad Forghany는 마하수가 증가할수록 편향 효율이 감소하며, 편향 응답시간도 늦어짐을 확인하였다[9]. T. Chandra Sekar 등은 Aft-deck이 설치된 축소형 노즐에 공기를 추가 주입할 수 있는 노즐을 설치하였다. 혼합효율계수와 압력 비, 압력계수와 같은 성능계수를 통해서 추력 편향 특성에 대해 분석하였다[10].

최신 일부 무인항공기의 경우 적의 레이더나 적외선 센서에 탐지되기 어렵게 하도록 노즐 출구에 Aft-deck을 적용하는 기술을 사용하고 있다. Aft-deck은 노즐에서 분사되는 고온의 배기 플룸을 차폐하는 역할을 한다. 하지만 Aft-deck에 대한 형상 설계 파라미터나 노즐 성능 변화 연구결과를 명확하게 확인하기 어렵다. 그러므로 본 연구에서는 전산 유동해석 방법을 이용하여 Aft-deck의 형상 변수에 대한 영향성을 확인하고자 하였으며, Aft-deck 형상 변수로는 길이, 확산각, 상부 텍을 선정하였다. Aft-deck 적용 노즐 형상은 2D 축소 노즐로 원형에서 타원형으로 가변되는 형상을 채택하였다. 유동해석을 이용하여 내부 유동 특성 변화와 노즐 출구에서 주요 성능을 평가하였고 외부 유동 특성도 평가하였다.

2. 형상 설계

2.1 2D 축소 노즐 설계

노즐 출구 형상은 IR 신호 크기와 추력에 영

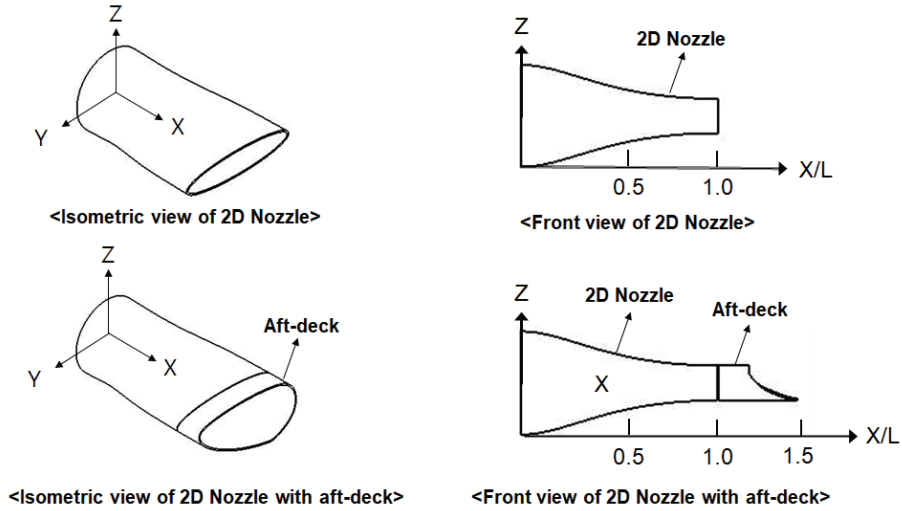


Fig. 1 Schematic of 2D Nozzle with Aft-deck.

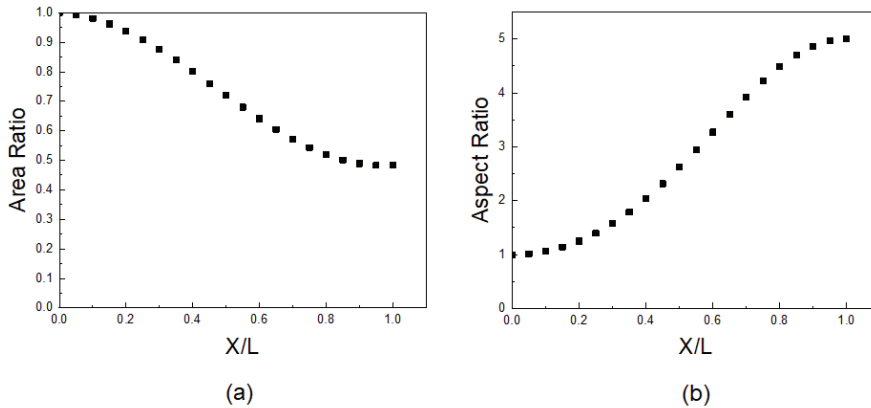


Fig. 2 2D nozzle design parameter (a) Area ratio (b) Aspect ratio.

향을 주는 중요한 설계 인자이다. 노즐의 형상은 비대칭 형상이 IR 감소에 효과적이라고 알려졌으며, 원형 입구에서 타원형이나 사각형 형상으로 변화하는 형상은 외부 공기와 닿는 면적이 넓어져 외부 공기와 혼합율을 높여 IR 신호 감소에 매우 효과적이다[11,12].

본 연구에서 사용한 2D 노즐은 원형 입구에서 타원형 출구로 변화하는 형상을 사용하였으며, 가로세로비는 기존 발표된 연구를 참조하여 5로 선정하였다[13]. Fig. 1은 설계된 노즐과 Aft-deck을 적용한 노즐의 Iso-view와 ZX 평면

도를 보여주고 있다. Fig. 2는 노즐 축 방향 길이에 따른 내부 면적과 가로세로비 변화를 나타내었다. 압력에 의한 노즐 성능손실을 최소화하기 위하여, 면적 감소율과 가로세로비를 노즐 길이를 구간별로 선형적인 변화율을 갖도록 설계하였다.

2.2 Aft-deck 설계 변수 선정

Table 1은 길이, 확산각도, 상부 덕에 대한 형상 변수를 반영하여 설계한 Aft-deck 모델의 형상을 나타내고 있으며 형상 변수를 기준으로 표

를 분류하였다. Aft-deck의 길이는 0.5D, 1.0D, 1.5D로 서로 다른 길이의 Aft-deck을 설계하여 길이에 대한 효과를 확인하고자 하였다. Aft-deck 길이 변수 범위에 대한 선정 기준은 노즐 직경 길이의 0.5배씩 증가하였다. 길이가 길어짐에 따라 노즐 하부에서 바라보는 고온 플룸

차폐영역이 증가하게 된다. 그리고 각도에 대한 변수는 Aft-deck에 확산하는 각도를 반영하여 노즐 출구보다 넓은 가로세로비를 갖는 Aft-deck을 설계함으로써 외부 공기와 혼합 성능에 대한 향상 효과를 확인해보고자 한다. 확산 각도는 0°, 30°, 60°에 형상에 대해 내부유동과 외부유동에 대해서 노즐 성능을 비교하였다. 각도 범위에 대한 선정 기준은 제작 가능한 최대 각도 범위 60°와 중간 각도인 30°로 선정하였다. Aft-deck의 상부 턱에 대한 영향성을 확인을 위해서 상부 턱이 존재하는 upper deck 형상과 상부 턱을 제거한 no upper deck 형상에 대한 성능을 비교하였다.

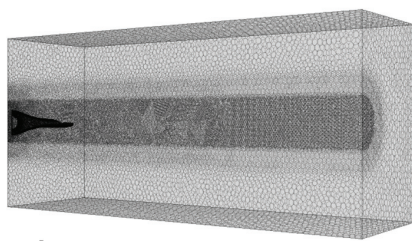
Table 1. Aft-deck geometry.

Variable	Model		
	0.5D	1.0D	1.5D
Length			
Expansion angle	0°	30°	60°
Upper deck	Upper deck		No upper deck

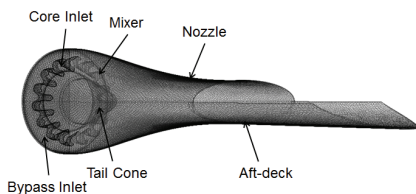
3. 전산해석

3.1 전산모델

노즐과 Aft-deck을 포함한 전산 모델을 Fig. 3 (a)에 나타내었다. 배기가스가 분사되는 코어 영역과 압축 공기가 분사되는 바이패스 영역이 있다. 그리고 배기가스와 압축 공기를 혼합하는 Lobed mixer가 있고, 배기가스가 안정적으로 흐를 수 있도록 도와주는 테일 콘으로 구성되어있다. 해석 소프트웨어는 STAR CCM+를 이용하였으며 수치기법으로는 밀도기반, 셀 기반 유한 체 적법, 내재 시간 전진법을 사용하였고 격자 경계면에서의 유속은 전 속도 영역에서 수렴성과 강건성을 가지는 AUSM+(Advection Upstream Splitting Method) FVS 기법을 사용하였다[14]. 전산해석을 위해서 직육면체 형상의 유동장을 사용하였으며 크기는 2 m × 10 m × 3 m 이다.



(a) Computational region at the isometric view



(b) Exhaust system

Fig. 3 Computational grid system.

Table 2. Boundary condition.

Region	Total pressure(kPa)	Total temperature(K)
Core	146.348	811.4
Bypass	150.278	334.8
Outlet	101.325	288.0

기본 격자 크기는 100 mm 이며, 노즐 내부와 플룸 영역은 격자를 10 mm 로 하였다. 노즐 내부 prism layer의 전체 두께는 벽면 유동 속도 변화를 고려하고 코어 격자 크기와 유사한 크기로 생성하기 위하여 3 mm로 하였다. 또한 Re 수는 5,332,086인 유동 환경에서 y^+ 값을 1 이하로 하기 위하여, 노즐 벽면에서 첫 번째 격자의 높이는 0.003 mm로 격자를 생성하였다.

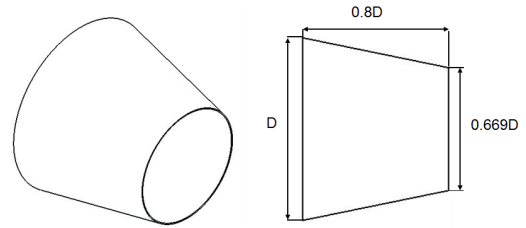


Fig. 4 Convergent nozzle geometry.

3.2 경계조건

노즐의 입구조건은 정체압력 입구조건이며, 대기 조건은 압력출구조건으로 하였다. 해석에 사용한 노즐 입구의 온도와 압력조건은 바이패스비 2.9, 추력 6500N를 가지는 PW615F 터보팬 엔진 사이클 해석결과이며, Table 2에 상세히 제시하였다. 바이패스 공기와 코어 배기 가스는 이상 기체로 가정하였으며 물성은 공기로 가정하였다. 노즐 벽면, 테일 콘은 no-slip 조건을 사용하였다. Lobed mixer는 복잡한 형상으로 인한 해석의 안정성을 위해 slip 조건으로 가정하였다. 또한 Lobed mixer는 모든 Aft-deck 노즐 형상에 대한 공통 형상이므로 Aft-deck에 의한 노즐 성능에 영향성을 주지 않으며, slip 조건을 사용에 따른 엔진 사이클 해석결과와 차이가 없었다. Xiao-lin Sun은 노즐 해석 시 난류모델에 대한 실험결과와 비교를 수행하였다. 비교수행결과 SST $k-\omega$ 난류모델이 실험결과와 가장 유사한 경향성을 보였다[15]. 본 연구에서 수행되는 전산 모델은 노즐 내부유동과 외부유동을 동시에 수행하기 때문에 노즐 벽면에서 인접 지역에서는 $k-\omega$ 모델로 전환되고 노즐 벽에서부터 먼 난류 지역에서는 표준 $k-\epsilon$ 모델이 되는 $k-\omega$ SST 난류 모델을 채택하였다.

3.3 해석모델 검증

격자 검증에 활용된 축소형 원형 노즐의 형상은 엔진사에서 제공한 정보를 이용하여 3차원 모델링으로 구현하였으며, 축소형 원형 노즐의 형상은 Fig. 4에 나타내었다. 노즐 전체 길이는 0.669D이며, 노즐 입출구의 면적축소비는 0.8배이다. Fig. 5는 축소형 노즐 전산모델의 격자 의

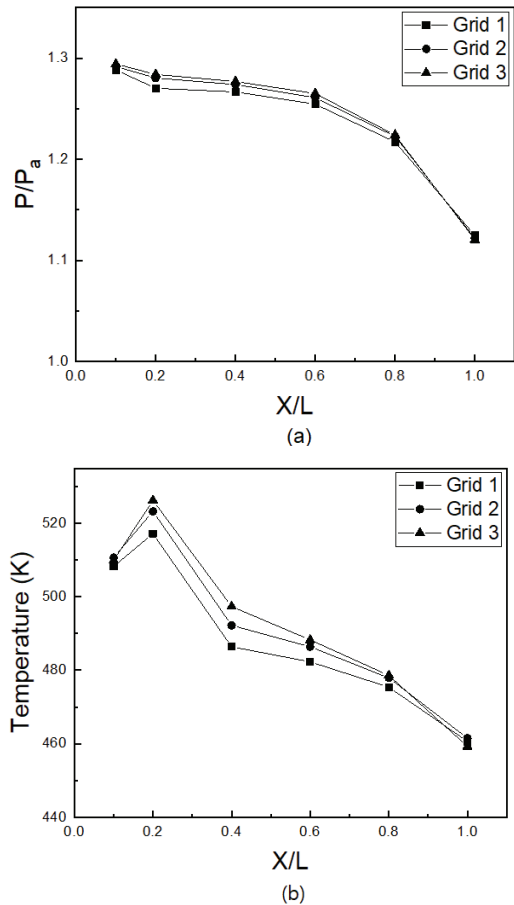


Fig. 5 Grid independence validation of convergent nozzle (a) Static pressure ratio (b) Static temperature.

존성 테스트를 위해 서로 다른 격자를 갖는 Grid1(850,000), Grid 2(2,500,000), Grid 3(5,120,000)에 대해 압력비와 온도 값을 비교하였다. 약 250만 개의 격자를 사용한 Grid 2는

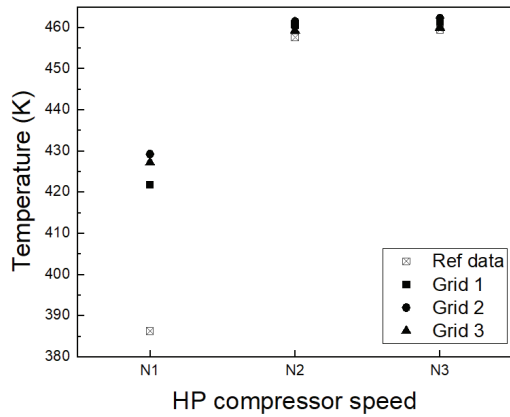


Fig. 6 The mean temperature with compressor speed at nozzle exit plane.

500만 개 격자를 사용한 Grid 3과 압력비와 온도에서 근사한 값을 얻었다. 250만 개 이상의 격자를 사용할 경우 근사한 해석결과를 얻을 수 있는 것으로 확인되었다. Fig. 6은 압축기 회전수에 따른 노즐 출구에서 측정된 온도 평균값과 해석에서 얻은 엔진 데이터 참고 값을 비교하였다. 각 조건의 회전수는 N1(21,403 rpm), N2(41,758 rpm), N3(41,839 rpm)이다. N1 엔진 운영 조건에서는 측정된 값과 CFD 결과는 10% 오차가 발생하였다. 그러나 본 연구에서 사용한 노즐 설계점인 N3 운용 조건에서는 측정값과 CFD 결과를 비교한 결과 500만 개 이상의 격자를 사용한 Grid 3에서 1%미만의 오차를 보여 전산해석기법이 타당함을 확인하였다. 따라서 본 연구의 정확성을 위해 Grid 3 격자생성방법이 적합하다고 판단하였다.

4. 결과 및 토론

4.1 Aft-deck 적용 효과

Aft-deck의 적용으로 인한 노즐의 성능 변화를 확인하기 위하여 Aft-deck이 적용된 노즐과 Aft-deck이 비적용된 노즐에 대한 내부 유동을 비교하였다. Aft-deck의 길이는 1.0D이며 확산 각도는 0°이다. Aft-deck이 적용된 노즐에 대한

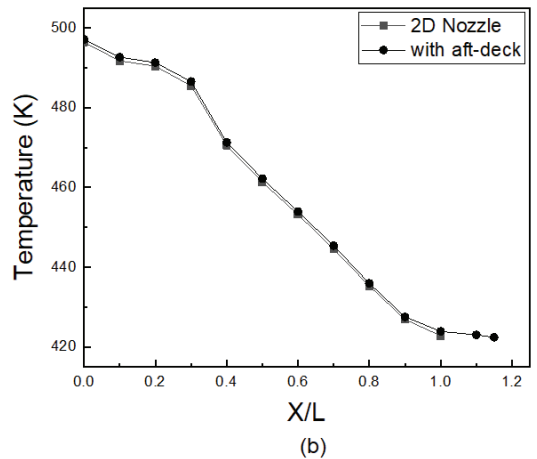
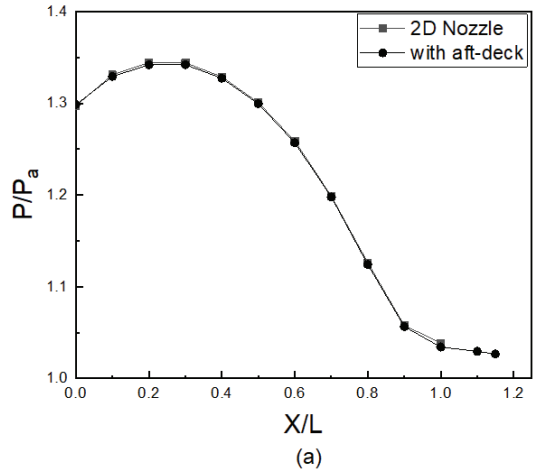


Fig. 7 Static Pressure and Static temperature distribution of 2D nozzle and 2d nozzle with aft deck (a) Pressure ratio (b) Temperature.

Table 3. Nozzle performance at nozzle exit plane.

Variable	Mach No.	Thrust (F) (N)	Temp. (T) (K)	P/P _a
2D Nozzle	0.70	6,274	422.80	1.038
2D with aft-deck	0.70	6,274	423.90	1.029

내부 유동에 대한 변화를 확인하기 위해, 노즐 축 방향에 따라 변화하는 압력과 온도를 확인하기 위해 Fig. 7에 나타내었다. Aft-deck 적용된 노즐과 비 적용된 노즐 모두 출구 방향으로 향

할수록 유동이 팽창하였으며 Aft-deck의 적용으로 인하여 압력과 온도에 영향을 주는 것을 확인하였다. 그리고 노즐 출구 위치(X/L=1.0)에서 온도가 상승하는 현상은 Aft-deck 적용으로 인하여 외부공기와 혼합과 접촉이 이루어지지 않았기 때문에 상승되는 것으로 판단된다. Table 3은 Aft-deck이 적용된 노즐과 적용되지 않은 노즐의 X/L=1.0 위치에서 속도, 추력, 온도, 압력 비에 대해 나타내었다. X/L=1.0 위치에서 사용된 추력 식은 아래와 같다.

$$Thrust(F) = \dot{m}(v_e - v_a) + (P - P_a) \quad (1)$$

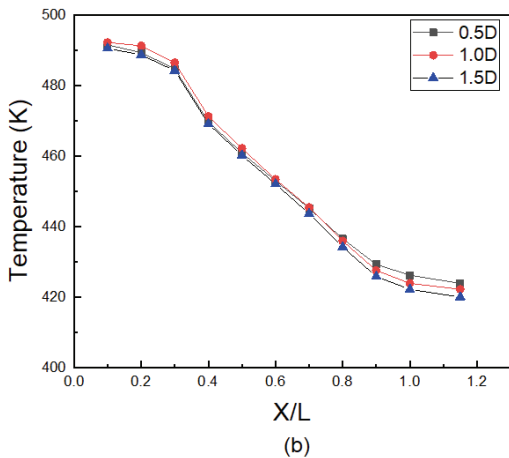
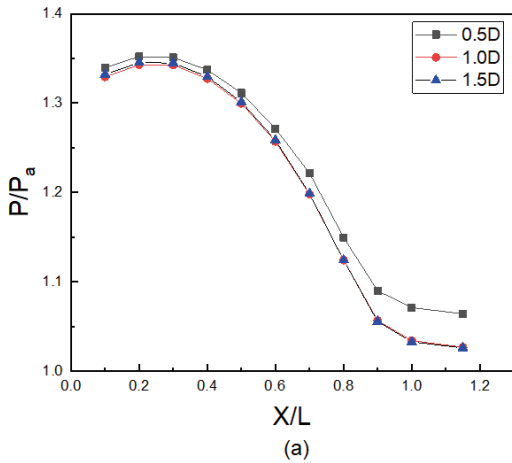


Fig. 8 Static pressure and static temperature distribution of 2D nozzle and 2d nozzle with aft deck (a) pressure ratio (b) temperature.

노즐 성능과 관련된 추력, 온도, 마하수, 압력 비등에서 큰 차이가 발생하지 않았으며, Aft-deck의 적용은 노즐 내부유동에는 온도 상승과 압력 감소 영향이 있었다.

4.2 길이 영향성

Aft-deck 길이의 증감에 따른 노즐 성능 영향을 확인하기 위해 길이 변수는 0.5D, 1.0D, 1.5D로 하였으며, 형상은 Table 1에 나타내었다.

Table 4. Nozzle performance at nozzle exit plane.

Variable	Mach No.	Thrust (F) (N)	Temp. (T) (K)	P/P _a
0.5D	0.67	6,184	426.20	1.06
1.0D	0.70	6,274	423.90	1.03
1.5D	0.70	6,314	422.19	1.03

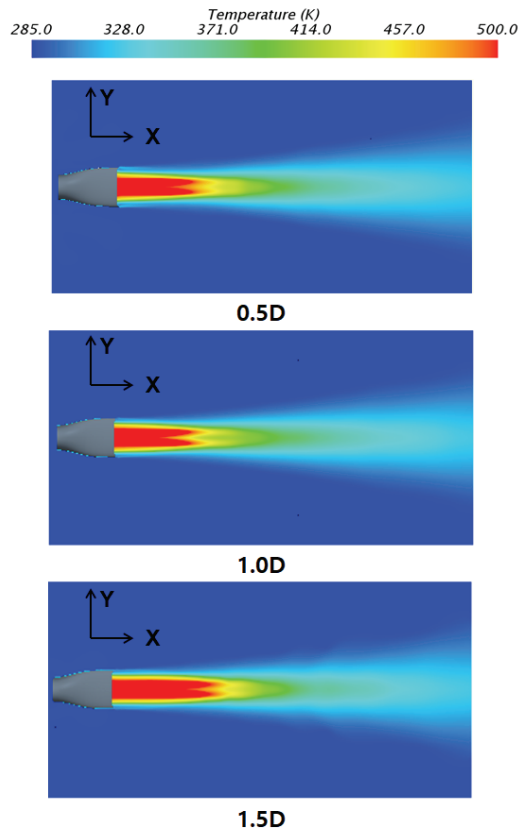


Fig. 9 Temperature distributions on XY plane.

길이 증가에 의한 노즐의 내부 유동에 변화를 확인하기 위하여 노즐 길이 비에 따른 온도와 압력에 대하여 Fig. 8에 나타내었다. Aft-deck 길이 변수에 의한 노즐 내부 압력과 온도는 0.5D 형상에서 노즐의 압력비와 온도가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 0.5D 형상은 노즐의 하부 덕의 길이와 상부 덕의 길이가 유사한 형상이며 내부 유동 팽창현상에 부정적인 영향을 초래하는 것을 확인할 수 있다. Table 4는 $X/L=1.0$ 위치에서 마하수, 추력, 온도, 압력 비에 대한 면평균값을 나타내었다. Aft-deck의 길이가 길어짐에 따라 노즐 추력은 소폭 증가하였으며, 노즐 출구에서 온도는 유사하였다. 노즐의 외부유동에 대한 영향성을 확인하기 위하여 Fig. 9에 온도 분포도로 나타내었다. 노즐 중심 방향에서 고온 제트가 형성되는 것을 확인할 수 있다. 본 연구에서 플룸 온도에 대한 정의는 엔진 사이클 해석 결과로부터 얻은 노즐 출구 면에서의 코어 가스 와 바이패스 공기의 혼합 온도로 선정하였다. 따라서 플룸에 대한 정의는 노즐 출구 위치에서부터 500 K 온도의 제트가 형성되는 기준으로 하였다. Aft-deck 0.5D 형상의 플룸 길이는 1.72D 이고, Aft-deck 1.0D 형상의 플룸 길이는 1.79D 이다. 그리고 Aft-deck 1.5D 형상의 플룸 길이는 1.87D로 Aft-deck의 길이가 증가함에 따라 플룸 길이도 증가하였다. 하지만 Aft-deck의 길이가 증가하면 Aft-deck의 차폐효과로 외부로 노출되는 플룸이 감소하게 된다. 플룸에 대한 Aft-deck 차폐성능을 다음과 같이 정의 하였다.

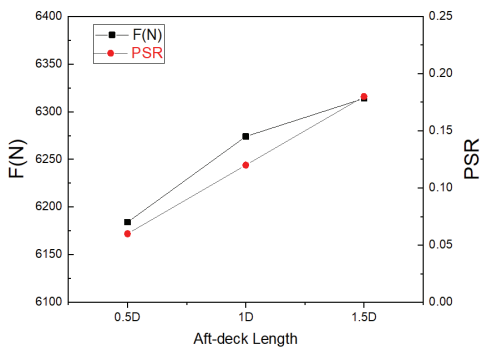


Fig. 10 Correlation between the thrust and plume shield ratio according to length.

$$plume\ shield\ ratio(PSR) = 1 - \frac{P_L - A_L}{P_L} \quad (2)$$

길이에 따른 추력과 PSR을 관계를 보여주고 있다. Aft-deck 길이가 0.5D 길어짐에 따라 출구에서 추력 성능은 대략 1 % 정도 향상하게 되고, 차폐 성능은 대략 6 % 정도 향상하게 된다.

4.3 확산 각도 영향성

확산 형상이 적용된 Aft-deck은 플룸을 확산하는 효과가 있다. 확산 각도의 크기에 따라서 변화하는 노즐 성능과 플룸 확산 범위를 확인하기 위하여 Table 1과 같이 Aft-deck의 확산 각도

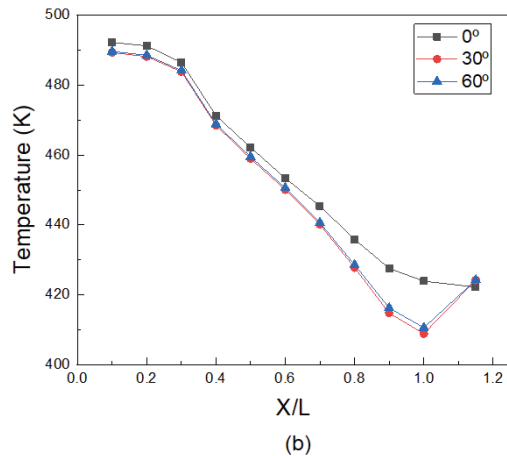
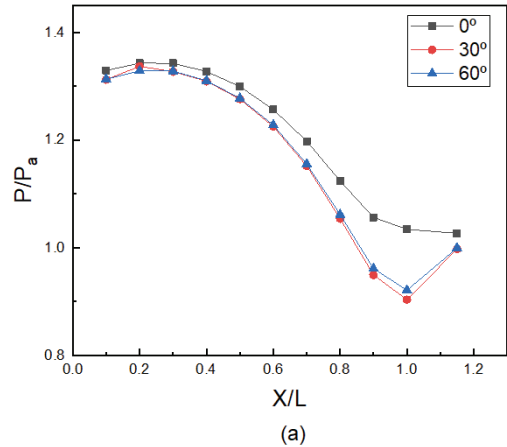


Fig. 11 Static pressure and static temperature distribution with Aft-deck expansion angle 0°, 30°, 60° (a) Pressure ratio (b) Temperature.

를 선정하였다. 확산 각도는 0°, 30°, 60° 로 선정하였으며, Fig. 11은 확산 각도에 의한 노즐에 대한 내부 유동 특성 변화를 확인하기 위해 노즐 축 방향에 따라 변화하는 압력비와 온도를 확인하였다. 확산 각도가 적용된 Aft-deck 형상은 내부 노즐 유동특성이 변화되어 0° 형상보다 출구면적이 증가한 효과로 압력비와 온도 값이 작아졌다. Table 5는 노즐 출구에서 평면 평균을 이용하여 노즐 성능을 나타내었다. 노즐의 성능은 확산 각도가 반영된 30°와 60° 형상에서 출구 마하수의 값이 증가하였으며, 30° 형상에서 최대 추력이 발생하였다. 그리고 0°와 60° 형상에서 추력과 온도 값은 유사한 결과를 얻었다. 위 결과를 통해 확산 각도 변수 영향성은 확산 각도가 반영됨에 따라 추력성능이 향상되지만 특정 각도보다 커지게 되면 추력 향상 효과는 감소하는 것으로 판단된다. Fig. 12는 XY 평면에서 바

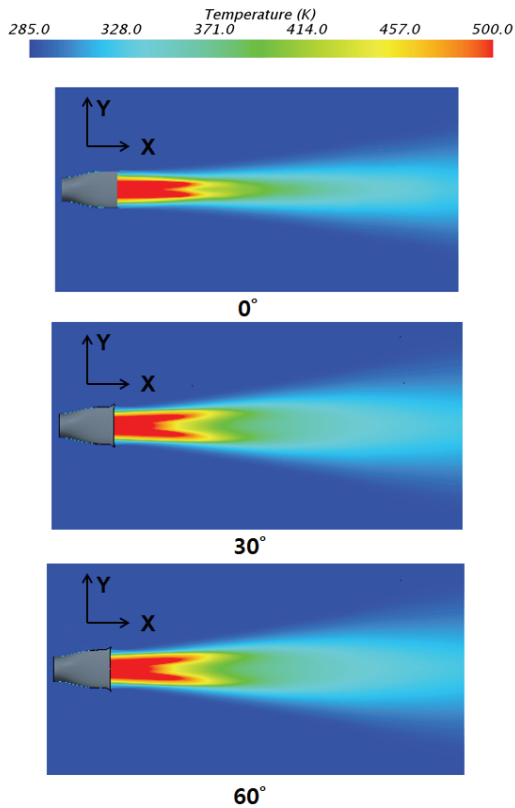


Fig. 12 Temperature distributions on XY plane.

라보는 0°, 30°, 60° 형상에 대한 온도 분포도이다. 확산 각도가 반영된 30° 형상은 Y축 방향으로 플룸이 널리 확산하여 외부 공기와 접촉 면적이 넓어지는 것을 확인할 수 있다. 외부 공기

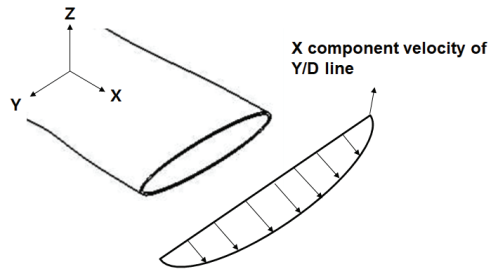


Fig. 13 Velocity measurement method.

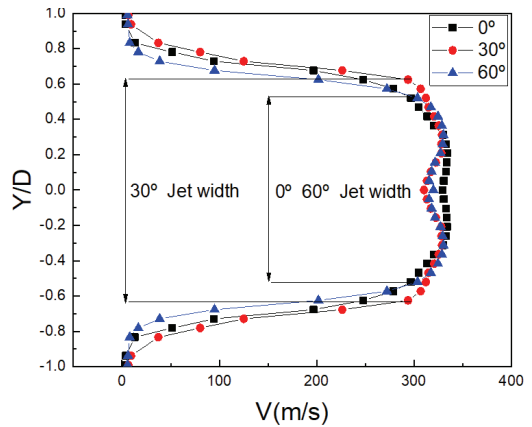


Fig. 14 Velocity distribution at Y/D line for different expansion angle.

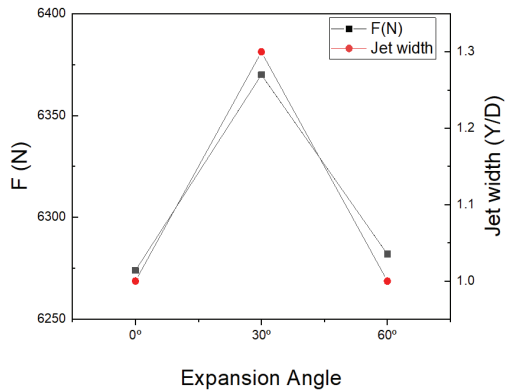


Fig. 15 Correlation between the thrust and jet width according to expansion angle.

Table 5. Nozzle performance at nozzle exit plane.

Variable	Mach No.	Thrust (F) (N)	Temp. (T) (K)	P/P _a
0°	0.70	6,274	423.90	1.029
30°	0.73	6,370	424.19	0.988
60°	0.72	6,282	424.23	0.99

Table 6. Nozzle performance at nozzle exit plane.

Variable	Mach No.	Thrust (F) (N)	Temp. (T) (K)	P/P _a
upper deck	0.70	6,314	420.70	1.03
no upper deck	0.71	6,364	421.09	1.03

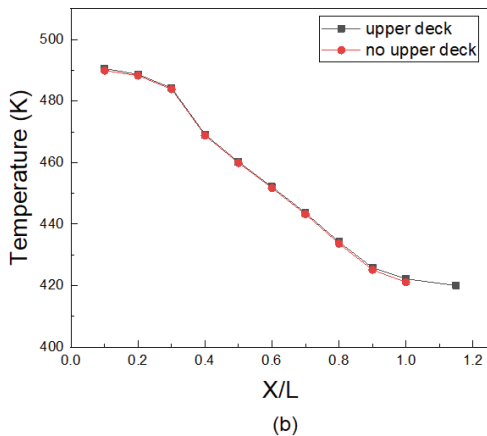
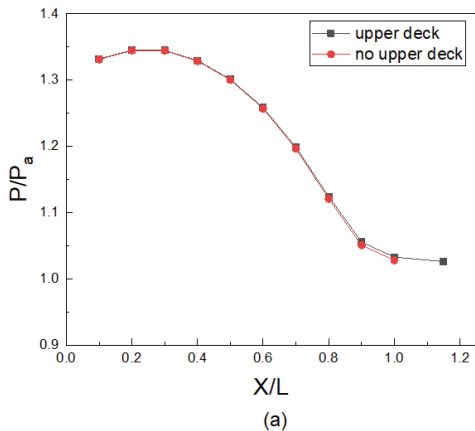


Fig. 16 Static pressure and static temperature distribution with Aft-deck expansion angle 0°, 30°, 60° (a) Pressure ratio (b) Temperature.

와 플룸의 접촉 면적이 넓어질수록 혼합율이 높아져 플룸의 길이가 짧아진다[4,5]. 확산 각에 의한 플룸 확산 범위를 확인하기 위해서 Fig. 13과 같이 선분 Y/D를 생성하여 X축에 대한 속도를 구하였다. 이때 기호 D는 노즐 입구의 직경을 의미한다. Y축 방향에 따라 변화하는 속도 분포를 통해서 확산 각도에 따른 제트 특성을 분석할 수 있다. 확산 각도에 따라 생성되는 중심 제트 폭을 Fig. 14에 나타내었고, 확산 각도에 의해 제트 폭이 변화되는 것을 확인할 수 있다. 확산 각도 0°에서는 제트의 폭은 Y/D=1.0 이고 확산 각도 30°에서 Y/D=1.3으로 제트 폭이 널리 분포되는 것을 확인할 수 있다. 확산 각도 60°에서는 제트 폭이 감소하여 0° 형상과 같은 Y/D=1.0이다. 노즐 출구 면에서 얻은 추력 값과 제트 폭을 활용하여 확산 각도 형상에 의한 노즐 성능을 Fig. 15에 나타내었다. 확산 각도 변수는 30°에서 추력과 제트의 폭이 최대로 증가한 것을 확인할 수 있다.

4.4 상부 덕 영향성

Aft-deck의 상부 덕에 대한 효과를 확인하기 위하여 상부 덕을 반영한 형상과 상부 덕을 제거한 형상을 Table 1과 같이 Aft-deck을 설계하였다. Fig. 16은 노즐의 내부 유동에 대한 변화를 확인하기 위하여 대한 노즐 축 방향에 따른 내부 압력과 온도 값을 나타내었다. 노즐 내부 유동은 압력과 온도에서 변화가 없는 것으로 확인할 수 있으며, 상부 덕은 내부유동에 영향을 주지 않는 것으로 확인되었다. Table 6은 노즐 출구에서 평면 평균을 이용하여 노즐 성능을 나타내었다. upper deck 모델과 no upper deck 모델을 비교한 결과 노즐 출구에서 속도, 압력과 온도는 변화가 없었다. 그러나 no upper deck 모델에서 추력향상 효과가 있었다.

4.5 형상에 의한 외부 공기 혼합 특성 분석

Aft-deck은 플룸과 엔진을 차폐하는 역할뿐만 아니라 외부 유동의 제트 특성을 변화하여 외부 공기와의 혼합성능에 영향을 준다. 배기가스와 외부 공기의 혼합 성능을 확인하고 혼합 특성에

대해서 분석하기 위하여, 본 절에서는 Aft-deck의 길이는 같은 1.0D로 설정하였다. Aft-deck 형상은 0°, 30°, no upper deck 모델의 외부 공기와 혼합특성을 비교하였다. Fig. 17은 $X/L=1.6$ 위치에서 횡 방향 유동 속도벡터 u_n 으로 나타낸 온도 분포도를 나타내었다. u_n 은 다음과 같이 정의하였다.

$$u_n = \sqrt{v^2 + w^2} \quad (3)$$

v 와 w 에 속도는 각각 y 와 z 방향에 해당하는 속도벡터이다. 대기 속도는 0 m/s로 외부에 의한 공기의 강제 흐름이 없는 상태이다. 대기 중에 공기는 제트 플룸에 의해 노즐 안쪽으로 유

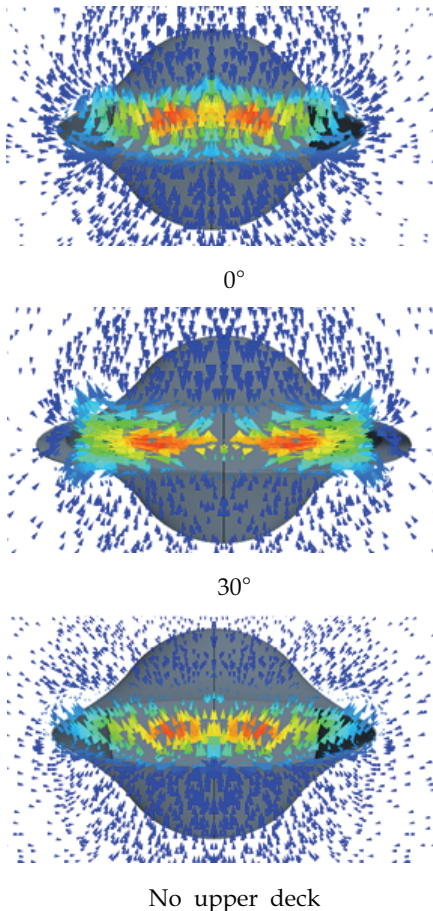


Fig. 17 Distribution of velocity vector for Aft-deck at $X/L=1.6$.

입(Entrainment)현상이 발생하고, 배기가스는 노즐 중심 바깥쪽으로 흐르게 되어 배기가스와 공기의 혼합 현상이 발생하게 된다. 각 모델에 대한 속도벡터를 비교하면 횡 방향 유동(transverse flow)에 대한 유동 방향은 Aft-deck의 형상으로 결정되는 것을 확인할 수 있다. 형성되는 제트 특징을 확인하였으나, Aft-deck의 형상에 따른 제트의 혼합 성능을 평가하기 위해서는 혼합 성능에 대한 정의가 필요하다. Ho와 Gutmark는 분사되는 제트 가스의 혼합 성능을 정의하기 위해 Entrainment ratio(C_e)를 정의하였다[16]. Q 는 임의 위치에서의 체적유량을 의미하며, Q_0 는 노즐 출구에서의 체적유량을 뜻한다.

$$Entrainment\ ratio(C_e) = \frac{Q - Q_0}{Q_0} \quad (4)$$

Fig. 18은 유동방향을 따라서 변화하는 계수 C_e 를 나타내었다. 모든 타입의 Aft-deck은 유동 방향으로 진행될수록 C_e 는 선형적으로 증가하였다.

C_e 의 상승은 대기 공기 양이 증가하고 플룸이 공기와 혼합되어 온도 감소에 의해 C_e 값이 상승하게 된다. 30° 형상은 외부 공기가 노즐 방향으로 유입되는 혼합 성능에 있어 우수한 특성을 보이고 있으며, Fig. 17에서 나타난 바와 같이 횡 방향 유동이 노즐 좌우 측면 방향으로 향하면서 혼합면적과 공기 유입량이 더욱 증가한 것으로 보인다. 그리고 0°와 60° 형상은 Fig. 17에

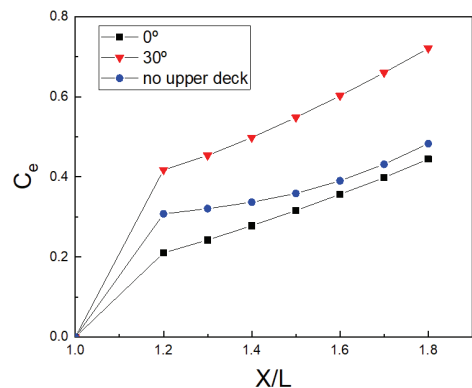


Fig. 18 Variation of C_e with X/L for various Aft-deck type.

서 횡 방향 유동은 상향하고 있다. 0° 형상의 횡 방향 유동이 수직 방향으로 상향하고, 60° 횡 방향 유동이 노즐 좌우 측면 방향으로 기울어진 상태로 상향하고 있다. 좌우 측면 방향으로 향하는 횡 방향 유동이 많을수록 혼합 면적이 넓어져 C_e 계수 값이 커지는 것을 알 수 있다. C_e 계수 값 증가는 외부 공기 유입량의 증가를 의미하며, 외부공기와 제트가 혼합 성능의 증가는 제트 가스의 온도를 떨어뜨리게 되어 플룸의 길이를 줄이는데 효과가 있을 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 연구에서는 Aft-deck 형상변수에 의한 노즐의 유동 특성 변화를 분석하고자 하였다. Aft-deck에 대한 형상 변수로 길이, 각도, upper deck으로 선정하였고, 터보 팬 엔진의 유동 모사를 위해 테일 콘과 Lobed mixer를 반영하였다. 또한 노즐은 2D 축소 노즐을 설계하여 공통으로 적용하였다. 유동해석 프로그램으로는 STAR CCM+을 사용하였고 유동해석결과를 통해 각각의 형상 변수에 대한 유동 특성 변화를 분석하였다.

- 1) Aft-deck 길이는 최소 1.0D를 유지해야 추력감소가 발생하지 않는 것으로 판단된다. 또한 Aft-deck 길이가 증가할수록 플룸 길이가 증가하지만 차폐되는 비율 또한 증가하였다.
- 2) Aft-deck 확산 각도에 대한 노즐의 영향성은 각도가 증가하면 추력과 제트의 폭에 대한 증가효과가 있었다. 하지만 확산 각도 30° 이후에 추력과 제트 폭의 향상효과는 감소하였다.
- 3) Aft-deck 상부 덕 형상 변수에 대한 영향성은 상부 덕을 제거한 형상에서 추력 향상 효과가 있었다.
- 4) Aft-deck 형상에 따라 횡 방향 유동의 속도 벡터 방향이 결정되었다. 횡 방향 유동의 속도벡터는 노즐 좌우 측면 방향으로 향할

수록 외부 공기유입량은 증가하였고, 확산 각도와 no upper deck 형상을 반영한 노즐에서는 횡 방향 유동의 속도 벡터가 노즐 좌우 측면 방향으로 향하도록 유도되어 혼합 면적이 넓어지는 효과가 있는 것으로 확인되었다.

본 연구 결과를 바탕으로 항공기 형상과 비행 속도를 반영하여 Aft-deck에 대한 형상변수 영향성에 대한 후속 연구를 수행할 예정이다.

후 기

이 논문은 국방과학연구소가 지원하는 저피탐 무인항공기 추진계통 IR 감소 기술 연구로 수행되었습니다.

References

1. L. Bougas., M. Hornung, "Propulsion system intergration and thrust vectoring aspect for scaled jet UAVs, CEAS Aeronaut. Journal, Vol. 4 pp. 327-343, 2013.
2. W.M. Presz. G. Reynolds. D.C. McCormick, "Thrust augment using mixer-ejector-diffuser systems," *AIAA, 40th AIAA Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, NV, pp. 94-0020, January 2002.
3. Brian J. Tester and Michael J. Fisher, "A contribution to the understanding and prediction of jet noise generation in forced mixer," *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Cambridge Massachusetts, pp. 2006-2542, May 2006.
4. Pelt HV, Neely A, Young J., "A system study on fluidic thrust vectoring," *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences*, Glasgow, Scotland, AIAA paper 2015-3565, July

- 06-09, 2015.
5. Cen Z., Smith T., Stewart P., Steart J, "Intergrated flight/thrust vectroing control for jet-powerd unmanned aerial vehicles with ACHEON propulsion," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 229, No. 5, pp. 1057-75, 2015.
 6. B.L. Berrier., M.L. Mason, "Static performance of an axisymmetric nozzle with post-exit vanes for multi axis thrust vectoring, in: NASA TP-2800, 1988.
 7. D.J Wing., C.T.L., Mills., M.L. Mason, "Static investigation of a multi axis thrust vectoring nozzle with variable internal contouring ability," NASA TP-3628, 1997.
 8. K.A.Deere., B.L. Berrier., J.D. Flamm., S.K. Johnson, "Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle," *The 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, pp. 3803, 2003.
 9. Farzad Forghany, Mohammad Taeibe Rahni and Abdollah Asdollahi Ghohieh, "Numerical investigation of freestream flow effects on thrust vector control performance," *Ain Shams Engineering Journal*, Vol. 9, pp. 3293-3303, 2018.
 10. T.Chandra Sekar., A.Kushari., B.Mody., B.Uthup, "Fluidic thrust vectoring using transverse jet injection in a convergin nozzle with Aft-deck," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 86, pp. 189-203, 2017.
 11. P.Behrouzi and J.J. McGuirk., "Underexpanded jet development from a rectangular nozzle with Aft-deck," *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 5, pp. 1287-1298, 2015.
 12. Miau. J.J., Leu, T.S., Chou, J.H., and Lin, S. A., "Flow Distortion a Circular-to-Rectangular Transition Duct," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 8, 1990, pp. 1447-1456.
 13. Hyun-Jin Lee, Ji-Hyun Lee, Rho-Shin Myong, Sun-Mi Kim, Sung-Man Choi, Won-Cheol Kim., "Computational and Experimental Investigation of Thermal Flow Field of Micro Turbojet Engine with Various Nozzle Configurations," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 46, No. 2, 2018, pp. 150-158.
 13. Hyun-Jin Lee, Ji-Hyun Lee, Rho-Shin Myong, Sun-Mi Kim, Sung-Man Choi, Won-Cheol Kim, "Computational and Experimental Investigation of Thermal Flow Field of Micro Turbojet Engine with Various Nozzle Configurations," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 46, No. 2, 2018, pp. 150-158.
 14. Meng Sing Liou, "A sequel to AUSM, Part II: AUSM+-up for all speeds," *Journal of Computational Physics*, Vol. 129, Issue. 2, pp 364-382, 1996.
 15. Sun, X.-L., Wang, Z.-X., Zhou, L., Shi, J.-W., and Liu, Z.-W., "Influences of Design Parameters on a Double Serpentine Convergent Nozzle," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 138, No. 7, pp. 072301-072316, 2016.
 16. C.-M. HO, E, Gutmark, "Vortex induction and mass entrainment in a small aspect ratio elliptic jet," *J. Fluid Mech.* 1987.