

## 전투기 엔진 가변배기노즐 플룸과 동체 후방 구조물 간의 상호작용에 대한 수치해석적 연구

김주현\*† · 최재호\*

### Numerical Investigation on the Interaction between Fighter Engine Variable Exhaust Nozzle Plume and Side Walls of Fighter Aft Fuselage

Juhyun Kim\*†, Jaeho Choi\*

Key Words : Supersonic Variable Exhaust Nozzle(초음속 가변배기노즐), Nozzle Plume(노즐 플룸), Jet-Wall Interaction(제트 벽면 상호작용), Shock-Boundary Layer Interaction(충격파-경계층 상호작용), 제트 충돌(Jet Impingement)

#### ABSTRACT

Modern fighter aircrafts adopt variable exhaust nozzles to optimize engine performance across a wide range of flight conditions. While extensive researches have been conducted on the aerodynamic and acoustic characteristics of variable exhaust nozzles, limited attention has been given to the flow interactions between supersonic nozzle plumes and adjacent structural elements such as sidewalls or rear fairings. In this study, a numerical investigation is conducted to analyze the expansion characteristics of supersonic nozzle plumes and their interaction with surrounding air and solid boundaries. Numerical investigation is conducted on identifying the influence of sidewall proximity on plume, shock structure, and turbulent mixing. A grid convergence study is performed to ensure numerical accuracy and grid independence. The results of this study are expected to provide fundamental insights for the aerodynamic design and integration of rear fuselage components such as tail booms and fairings in high-performance military aircraft.

#### 1. 서 론

현대 전투기 엔진은 다양한 비행 조건에서 최적의 추력 성능을 구현하기 위해 가변배기노즐(Variable Exhaust Nozzle; VEN)을 필수적으로 채택하고 있다. 가변배기노즐은 운용 조건에 따라 노즐 목 면적과 면적비(Area Ratio; AR)를 능동적으로 조절함으로써 엔진 추력을 향상시키는 핵심 구성품이다. 특히, F-22와 같은 최신 고기동 전투기에는 추력 편향 제어(Thrust Vectoring Control; TVC) 기술이 적용되어 기동성 또한 크게 향상되고 있다.<sup>(1)</sup>

가변배기노즐의 설계 최적화와 관련하여 다양한 연구가 수행되어왔다. Alford와 Taylor<sup>(2)</sup>는 면적비 및 압력비 변화

에 따른 유동 박리, 진동, 그리고 음향 유동 불안정성에 대해 분석하였고, Beheim과 Boksenbom<sup>(3)</sup>은 고마하수 영역에서 가변배기노즐과 가변 흡입구의 설계 변수에 대해 실험과 해석을 병행한 연구를 수행하였다. 또한, Gamble 등<sup>(4)</sup>은 가스터빈 엔진의 배기 노즐 설계 절차와 가이드라인을 정립하였다. Miller 등<sup>(5)</sup>은 수직이착륙, 저피탐 성능 등 다양한 기능 요구사항을 반영한 가변배기노즐 설계 사례를 분석하였다.

Rizzo 등<sup>(6)</sup>은 노즐 목 근처에서 제트 분사를 통해 TVC 기능을 구현하는 Shock Vector Control(SVC) 개념을 수치적으로 분석하였고, Stitt<sup>(7)</sup>은 가변배기노즐을 항공기 후방에 통합할 때 고려해야 할 형상 상호작용에 대해 다루었다. 그

\* 한화에어로스페이스 항공사업부 CTO 한국연구소(Hanwha Aerospace, Aero Business Group, CTO KR R&D Institute)

\*\* 한화에어로스페이스 항공사업부 첨단엔진사업단(Hanwha Aerospace, Aero Business Group, Advanced Aero Engine Business Unit)

† 교신저자, E-mail : jh.kim01@hanwha.com

러나 이 연구들은 대부분 노즐 자체의 형상 설계 혹은 내부 유동 제어에 초점을 맞추고 있으며, 노즐 플룸과 인접 구조물 간의 유동 상호작용에 대한 정밀한 분석은 상대적으로 부족하다.

배기 소음 및 유동 특성에 대한 연구 또한 활발히 이루어져 왔다. Baars 등<sup>(9)</sup>은 노즐 입구 유동의 가열 유무에 따른 출구 초음속 유동의 소음 특성을 실험적으로 분석하였고, Kuo 등<sup>(10)</sup>은 수축-확산 노즐의 초음속 제트에서 발생하는 배기 소음을 정량적으로 분석하였다. Martens 등<sup>(11)</sup>은 쉐브론(chevron) 형상이 운용 조건별 소음 저감 효과에 미치는 영향을 실험적으로 연구하였으며, Pilon 등<sup>(12)</sup>은 확산부 플랩 각도 조절을 통한 소음 저감 방안을 수치적으로 제시하였다. Seiner 등<sup>(13),(14)</sup>은 고압 물 분사와 같은 다양한 소음 저감 기법이 이중 노즐에서의 성능에 미치는 영향을 실험적으로 분석하고, 이를 F/A-18E/F에 적용한 사례도 소개하였다.

수치해석적 관점에서 LES(Large Eddy Simulation) 및 DDES(Delayed Detached Eddy Simulation)를 이용한 고정밀 해석이 진행되었다. Liu 등<sup>(15)</sup>은 날카로운 수축-확산 노즐에 대해 LES를 수행하였고, Martelli 등<sup>(16)</sup>은 과팽창 조건에서의 유동 박리를 DDES를 통해 분석하였다. Munday 등<sup>(17)</sup>은 수축-확산 노즐에서의 소음을 수치 및 실험적으로 해석하였으며, Olson과 Lele<sup>(18)</sup>는 LES를 활용하여 과팽창 노즐에서의 비정상 충격파 유발(shock-induced) 박리 유동을 정밀히 규명하였다. Zebiri 등<sup>(19)</sup>은 wall-modeled LES를 이용해 shock-induced 유동 박리를 정량적으로 해석하였다. 한편, Urbanczyk 등<sup>(20)</sup>은 UCAV의 배기 노즐에 대해 유동-구조 연성 해석 및 최적화를 수행하였다. 수치해석적 접근 뿐만 아니라, Papamoschou 등<sup>(21)</sup>은 수축-확산 노즐 내부의 박리 유동을 실험적으로 조사하였다.

이처럼 가변배기노즐의 성능 최적화와 소음 저감, 노즐 내부와 플룸의 유동 특성에 대한 연구는 활발하게 이루어지고 있으나, 전투기 엔진 노즐 플룸과 동체의 후방 구조물(페어링(fairing), 테일 붐(tail boom) 등) 간의 유동 상호작용에 대한 연구는 여전히 부족하다. 특히, 초음속 제트가 주변 구조물과 상호작용할 때 나타나는 압력 변화, 충격파 구조, 난류 혼합 특성에 대한 체계적인 분석이 요구된다.

이에 본 연구에서는 초음속 전투기 엔진 개발에 대비하여 전투기용 터보팬 엔진의 초음속 가변배기노즐 플룸의 유동 특성을 수치적으로 분석하고, 노즐 플룸과 인접 전투기 동체 구조물 간의 유동 상호작용이 플룸 유동 구조 및 노즐 성능에 미치는 영향을 분석한다. 수치해석의 신뢰도를 확보하기 위해 Grid Convergence Index(GCI)를 적용한 격자 독립성 검증을 수행하며, 노즐 압력비(Nozzle Pressure Ratio; NPR), AR에 따라 유동 현상의 변화를 분석한다. 본 연구 결과는 실제 항공기 설계 시 페어링 및 테일 붐 형상 최적화의 기초 자료로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

## 2. 가변배기노즐의 역할 및 형상 정의

### 2.1 가변배기노즐의 역할

후기연소기(Afterburner)를 사용하는 초음속 전투기에는 가변배기노즐이 필수적으로 장착되며, 이는 추력 조절과 엔진 안정성 조절 역할을 한다. KF-21에 장착된 GE(General Electric)의 F414엔진에서도 가변배기노즐이 장착되어 아음속부터 초음속 비행에서 핵심적인 역할을 수행한다. 엔진의 아이들(idle)에서는 낮은 회전수에서 서지 마진(surge margin) 확보 및 최소한의 추력만을 얻기 위해 노즐 면적을 크게 하고, 부분 부하 및 IRP (Intermediate Rated Power) 조건에서는 면적을 줄여 배기속도를 높여 추력을 증가시킨다. 후기연소기가 작동되는 운전점에서는 IRP에 비해 가스온도가 더 올라가서 초킹 면적이 증가되므로 IRP 대비 노즐 면적을 증가시켜 추력을 증가시킨다. 후기연소기가 작동할 때는 연료가 추가로 분사되므로 온도가 급격히 상승되어 가스 배출 면적을 확장하지 않으면 배압이 증가하여 팬 또는 압축기의 유동불안정성이 증가하고 이로 인해 유동이 역류하는 서지 현상이 발생할 수 있다. 전술 기동 시에는 급격한 추력 변화가 요구되어 노즐의 빠른 반응성이 필요하다.

이와 같이 가변배기노즐은 고도, 속도, 추력 설정에 따라 배기 노즐 면적을 변경하여 압력 매칭을 최적화함으로써 요구 추력을 내면서도 공력 안정성을 유지하게 된다. 가변배기노즐 없이는 후기연소기 사용이 사실 상 불가능하다.

F-22 Raptor에 장착되는 Pratt & Whitney F119 엔진처럼 가변배기노즐에 2D 추력 벡터링 기능을 통합하여 기체의 피치, 요, 롤 제어까지 하는 모델도 있다. 본 연구에서는 벡터링 기능은 포함하지 않은 축소-확산 형상의 가변배기노즐을 설계하였으며, 전투기에 2개의 엔진이 장착되는 형상을 대상으로 하였다. Fig. 1은 본 연구에서의 가변배기노즐의 스킴을 나타내었다. 엔진의 코어 및 바이패스 유로 후방에 후기연소기가 있고, 이어서 가변 배기노즐이 위치한다. 노즐의 가운데 부분에서 노즐 목(throat)이 형성된다. 노즐이 가

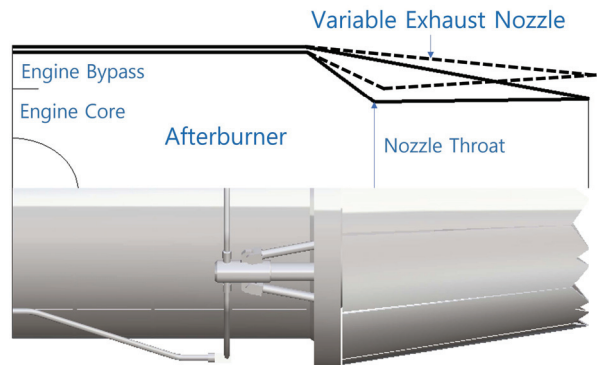


Fig. 1 Variable exhaust nozzle<sup>(8)</sup>

변함에 따라 노즐 목의 면적이 변경된다.

## 2.2 형상 정의

본 연구에서 사용된 초음속 노즐 형상은 Kuo 등<sup>(10)</sup>의 연구에서 제안된 GE 노즐 형상을 참고하여 구성되었으며, 이는 축소-확산 노즐 형상의 대표적인 초음속 가변배기노즐 형상이다.

상기 연구에서의 가변배기노즐의 형상은 12개의 평면 플랩으로 이루어지나, 본 연구에서는 축대칭 원뿔형 형상으로 가정한다. 세부 형상 및 치수 정보는 Fig. 2에 나타내었다. 축소부 및 확산부는 직선으로 설계되었으며, 노즐 목 및 출구 면적의 기하학적 비율을 AR로 정의한다. 1차 플랩(primary flap)과 2차 플랩(secondary flap), 그리고 노즐 목 면적은 유지한 상태로, 2차 플랩의 각도를 바꾸어 AR을 조절하였다. 즉, 노즐 형상( $R_i, L_j, L_p, L_s$ )과 노즐 목( $R_t$ )을 유지한 상태로 노즐 출구( $R_e$ )를 바꾸어 AR을 조절하였다.

노즐 출구 이후 형성되는 배기 플룸이 주변 벽과 상호작용하는 현상을 분석하기 위해, 측면 벽이 포함된 형상을 구현하였다. 본 연구에서는 Fig. 3에 표시된 바와 같이 전투기 후방 동체와 노즐을 단순화한 형상을 Fig. 2(b)와 같이 구현하였다. 측면 벽의 형상 및 주요 치수는 Fig. 2와 Table 1에 표시하였다. Fig. 2의 Area B를 비롯한 외부 유입 경계는 압력 입구(pressure inlet) 경계 조건으로 설정하여 외부 유동이 노즐 출구를 향해 유입되도록 하였다. 이는 항공기 후방 기저부에서 일어나는 유동 박리가 노즐 플룸과 상호작용하는 상황을 제외하고 벽면과 플룸의 상호작용만을 분석하기 위한 목적이다. 후방 기저부에서 발생하는 유동 박리와 측면 벽, 그리고 노즐 플룸의 상호작용은 후속 연구에서 다룰 예정이다.

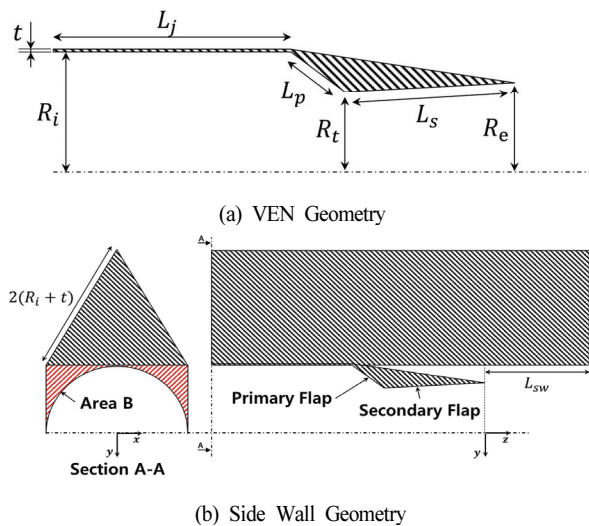


Fig. 2 Definition of VEN design variables



Fig. 3 F-15 eagle<sup>(4)</sup>

Table 1 Normalized dimension of VEN and side wall

$R_i$	$L_j$	$L_p$	$L_s$	$L_{sw}$
1.5157	3.0314	0.8661	2.1653	2.1653

\* Non-dimensionalized by  $R_i$

## 3. 수치해석 방법론

본 연구에서는 초음속 가변배기노즐에서 배출되는 플룸이 인접한 측면 벽과 상호작용하는 유동장을 수치적으로 분석하기 위하여, 상용 유동 해석 소프트웨어인 Ansys Fluent를 사용하였다. 이때 초음속으로 배출되는 플룸의 압축성 특성을 반영하기 위해 밀도 기반(density-based) 해석 기법을 채택하였으며, 정상(steady) RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes) 해석을 수행하였다.

RANS 방정식은 유한체적법(Finite Volume Method; FVM) 방식으로 차분되며, 수치플럭스는 노즐 내부 수직충격파에서 발생하는 카번클(Carbuncle) 진동을 회피하기 위해 AUSM 플럭스를 사용하였다. 유동 방정식은 이산화 정확도와 수치 안정성을 동시에 확보하기 위해 Green Gauss Cell Based Gradient를 이용하여 MUSCL(Monotonic Upstream-centered Schemes for Conservation Laws) 기반의 2차 정확도 차분법을 사용하였다.

노즐 플룸의 강한 팽창 및 충격파와 벽면 경계층과의 상호작용을 정밀하게 모사하기 위해, 난류의 전단 응력 및 벽 근처 유동을 정확하게 모사할 수 있는  $k-\omega$  Shear Stress Transport (SST) 모델을 채택하였다. 본 모델은 자유 제트 모사에 특화된  $k-\epsilon$  모델과 벽면 근처 유동 모사에 특화된  $k-\omega$  모델을 결합한 모델로 알려져 있다.

외부 대기와 노즐 내부 플룸은 이상 기체(ideal gas) 상태 방정식을 따르는 공기로 가정하였으며, 온도  $T$ 에 따른 기체의 점도(viscosity)  $\mu$ 는 Sutherland's law를 따라 다음과 같은 식으로 계산하였다.

$$\mu(T) = \mu_0 \left( \frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \cdot \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (1)$$

위 식에서 기준 온도  $T_0 = 273.11$  [K], 기준 점도  $\mu_0 = 1.716 \times 10^{-5}$  [Pa · s], Sutherland 상수  $S = 110.56$  [K]을 사용하였다.

#### 4. 수치해석 조건

##### 4.1 유동 조건 정의

초음속 가변배기노즐 유동의 특성과 배기 플룸이 측면 벽과 상호작용하는 현상을 정확히 해석하기 위해, 적절한 해석 영역과 경계 조건이 설정되었다. 전체 해석 도메인은 노즐 단독 해석의 경우 주기성(periodic) 경계 조건을 적용하여 1/12 모델을 사용하였고, 벽면을 포함하는 노즐의 경우 대칭(symmetry) 경계 조건을 적용하여 1/2 모델을 사용하였다. 이로써 정확도를 유지하면서 필요 계산량을 절감하였다. 원방(far-field) 경계는 충분히 큰 원통형 형상으로 구성하여 배기 플룸 반사파의 영향을 최소화하였다. 유입 조건 및 원방 경계 조건을 제외한 벽면 조건(노즐 벽 및 외부 측면 벽)은 단일 무미끄럼 벽면(adiabatic no-slip wall) 조건으로 설정하였다.

##### 4.1.1 노즐 내부 및 외부 유입 조건

노즐 내부 유입 경계 조건은 압력 입구 조건으로 설정하였으며, 유입 속도 방향은 경계면에 수직으로 설정하였다. 난류 조건으로는 난류 강도(turbulent intensity) 5%, 난류 점성비(turbulent viscosity ratio) 10을 부여하였다. 노즐 외부에 존재하는 유입 경계 조건 역시 동일한 압력 입구 조건으로 설정하였으며, 유입 속도 방향 및 난류 조건을 노즐 내부 유입 경계 조건과 동일하게 설정하였다.

##### 4.1.2 원방(far-field) 경계 조건

노즐 유출 플룸이 충분히 발달할 수 있도록 유동 영역 외곽은 원통형 형상으로 구성하였으며, 크기는 노즐 목의 반경  $R_n$ 에 대해 반경 방향으로  $20 \times R_n$ , 축 방향으로  $100 \times R_n$ 으로 설정하여 반사파의 영향을 최소화하였다. 원방 경계 조건으로는 압력 원방(pressure far-field) 경계 조건을 적용하였으며, 이때 밀도 기반 해석자의 수치적 안정성을 확보하기 위해 마하수를 0.1로 설정하였다. NPR 변화는 원방 경계의 압력만을 조절함으로써 구현하였다.

##### 4.2 유동 해석 격자

초음속 노즐 유동 및 배기 플룸과 측면 벽 간의 정밀한 상호작용 해석을 위해, 격자 시스템은 유동의 주요 변화 영역

을 충분히 포착할 수 있도록 생성하였다. 격자의 기본 단위를  $h$ 로 정의하여 노즐 내부와 제트 플룸 영역의 격자 수준을  $h$ 로 유지하였으며, 다양한 격자 해상도에 대해 독립성 검토를 수행하였다. 이때 NPR=3, AR=1.067의 노즐을 사용하였으며, 노즐 온도비(Total Temperature Ratio; TTR)는 3으로 설정하였다.

##### 4.2.1 격자 생성 방식

격자는 Ansys Fluent Meshing 환경에서 polyhedra 방식으로 생성되었다. 격자의 분포는 주요 유동 특성에 따라 벽면 및 노즐 내부 유입면(inlet face)와 노즐 내부 및 배기 플룸 공간으로 구분하였다. 벽면 및 노즐 내부 유입면에는 목표 격자 크기(target mesh size)를  $h$ 로 하여 국소 격자 조밀도를 설정하였다. 노즐 내부 및 배기 플룸 공간에는 body of influence(BoI) 기법을 사용하여 국부적으로 격자 밀도를 조절하였다. 목표 격자 크기는  $h$ 이며, 이를 통해 충격파, 팽창파, 슬립 라인 등 주요 유동 현상의 해상도를 확보하였다. 생성된 격자 중 medium 격자를 Fig. 4에 표시하였다.

##### 4.2.2 벽면 경계층 격자 설정

벽면 경계층 유동을 정확히 포착하기 위해, 벽면 수직 방향 격자는  $y^+ \leq 1$  조건을 만족하도록 구성하였다. 이를 위해 첫 번째 경계층 격자 높이를  $3.0 \times 10^{-6}$  [m]로 설정하였으며 경계층 격자 성장률은 1.2, 총 경계층 격자수는 30개로 설정하였다. 첫 번째 경계층 격자 높이는 사전 해석을 통해  $y^+ \leq 1$ 을 만족함을 확인하였다.

##### 4.2.3 격자 해상도

격자 해상도에 따라 전체 계산 영역은 세 가지 수준으로 구성되었으며, 이를 Table 2에 나타내었다. 이러한 격자 수

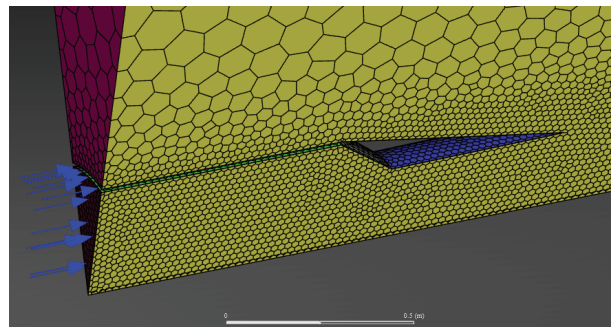


Fig. 4 Medium mesh system

Table 2 Grid configurations for grid independence study

Grid Resolution	$h$ [m]	Total Grid Number
Coarse	0.04	26,608
Medium	0.02	104,449
Fine	0.01	539,428

준으로 노즐 단독 해석에 대해 격자 독립성 검토를 수행하였으며, 해상도가 향상됨에 따라 추력의 변화가 수렴하는지 GCI를 기준으로 확인하였다.

## 5. 수치해석 결과

### 5.1 격자 독립성 평가

격자 해상도에 따른 수치해석 결과의 민감도를 검토하고, 신뢰성 있는 기준 격자를 선정하기 위해 격자 독립성 검증을 수행하였다. 평가 변수는 노즐에서 발생하는 축추력(axial thrust)으로 설정하였다. 세 가지 격자 해상도(coarse, medium, fine)에 대해 계산된 추력 값은 Table 3과 Fig. 5에 나타내었으며, medium 격자의 마하수 분포를 Fig. 6에 표시하였다. 격자 해상도 증가에 따라 추력 값이 단조 수렴(monotonic convergence)하는 것을 확인할 수 있다. 이는 계산 영역 및 해석 설정이 수치적으로 안정적임을 나타낸다.

격자 독립성 평가를 위해 GCI를 계산하였으며, 목표 GCI는 0.1%로 설정하였다. 계산 결과 coarse to medium에서 0.12%, medium to fine에서 0.01%로, medium 격자는 fine 격자에 매우 근접하며, GCI가 목표 범위 이내로 수렴하므로 medium 격자를 기준 격자로 선정하였다.

추가적으로, Richardson 외삽법을 통해 예측된 무한 격자 해상도에서의 추력 값은 46684.39 [N]으로 계산되었으며, 이는 medium 격자의 결과와의 오차가 0.1% 이내임을 나타

Table 3 Results of grid independence study

Grid Resolution	$h$ [m]	Net Thrust [N]
Coarse	0.04	46001.36
Medium	0.02	46640.60
Fine	0.01	46681.58

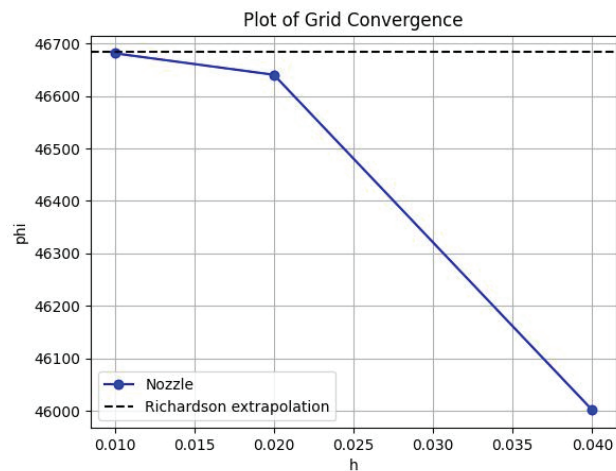


Fig. 5 Plot of grid independence study (phi: thrust [N])

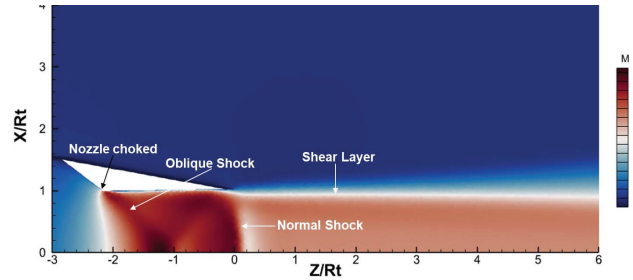


Fig. 6 Mach number contour (medium mesh)

낸다. 이 결과는 Fig. 5에도 표시하였다.

### 5.2 NPR에 따른 영향성

AR=1.067, TRR=3의 축소-확산 노즐에 대해, NPR을 3, 3.5, 4로 변화시키며 플룸과 노즐 유동 특성을 비교하였다. 이때, 동체 후방 구조물(이하 '벽면')이 존재하는 경우와 존재하지 않는 경우를 각각 고려하였다. 분석 항목으로는 총추력, 벽면에 의한 항력, 노즐 출구에서의 질량 가중 평균(mass-weighted averaged) 마하수 및 압력을 선정하였다.

Fig. 7에 총추력 및 벽면에 의한 항력의 변화를 나타내었다. NPR이 증가할수록 총추력은 지속적으로 증가하는 경향을 보였으며, 반대로 벽면에 의한 항력은 감소하는 경향을 나타냈다. 이는 플룸이 벽면과 상호작용하면서 발생하는 유도 항력이 NPR 증가에 따라 약화하기 때문으로 해석된다. 또한, 동일한 NPR 조건에서 벽면이 없는 경우에 총추력이 항상 더 높게 나타났다. 다만, 벽면에 의한 항력은 총추력 대비 0.1% 미만의 수준으로 매우 미미한 것으로 나타났으며, 이는 벽면이 존재함으로써 총추력이 감소하는 주요 원인이 벽면에 의한 항력 증가가 아니라 노즐 자체 추력의 감소임을 시사한다.

노즐 출구 유동 특성에 대한 보다 구체적인 분석을 위해, Fig. 8에 노즐 출구에서의 질량 가중 평균 마하수를 비교하였다. 모든 NPR 조건에서 벽면이 없는 경우에 비해 벽면이 존재하는 경우 노즐 출구 마하수가 약 20% 정도 감소하였다.

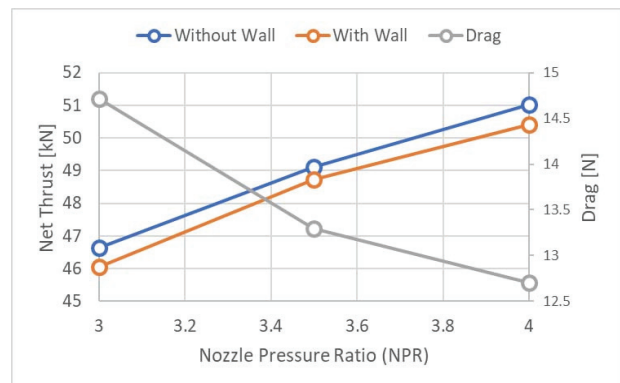


Fig. 7 Net thrust and drag for various NPR (AR=1.067)

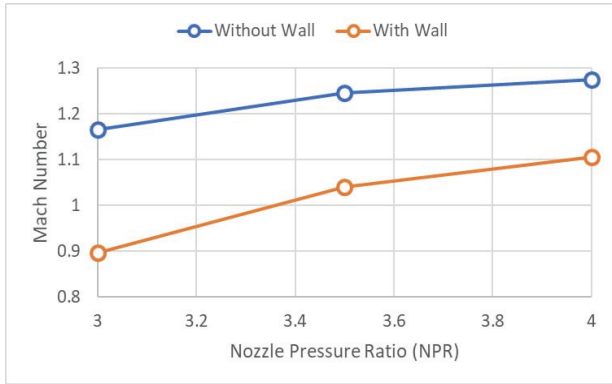


Fig. 8 Mass-weighted averaged Mach number for various NPR (AR=1.067)

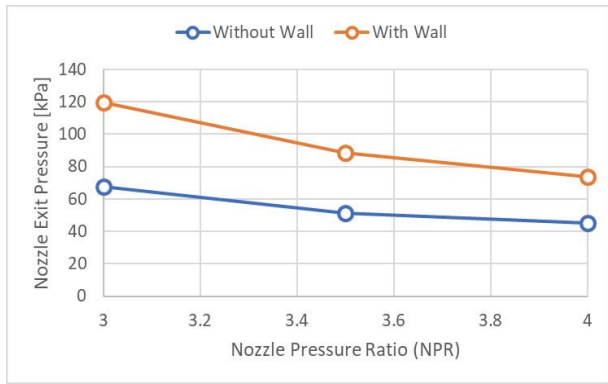


Fig. 9 Mass-weighted averaged nozzle exit pressure for various NPR (AR=1.067)

특히 NPR=3 조건에서는 벽면이 존재할 때 출구 마하수가 1 미만으로 떨어지는 현상이 관찰되었다. 이는 노즐 내부에서 수직 충격파가 형성되었음을 시사한다. 이와 같은 출구 마하수 감소는 벽면 존재 여부가 노즐 주변 흐름 유동뿐만 아니라 노즐 내부 유동장까지 영향을 미친다는 것을 보여준다.

노즐 출구 압력 또한 Fig. 9에 질량 가중 평균값으로 비교하여 나타내었다. 결과는 마하수와 유사한 경향을 보였으며, 벽면이 존재할 때 노즐 출구 압력이 상대적으로 높아지는 현상이 확인되었다. 이는 벽면의 존재로 인해 노즐에서의 유동 가속이 영향을 받는 것으로 해석된다.

이상의 결과를 종합하면, 동체 후방 구조물과 흐름의 상호작용은 단순히 외부 흐름에 의한 마찰력 등에 국한되지 않고, 노즐 내부의 유동 특성과 추력 성능에도 유의미한 영향을 미친다는 것을 알 수 있다.

### 5.3 가변배기노즐 면적비에 따른 영향성

NPR=3, TRR=3 조건 하에서, AR을 1.067, 1.180, 1.295로 변화시키며 흐름 및 노즐 유동 특성을 분석하였다. 분석은 벽면이 존재하는 경우와 존재하지 않는 경우를 구분하여

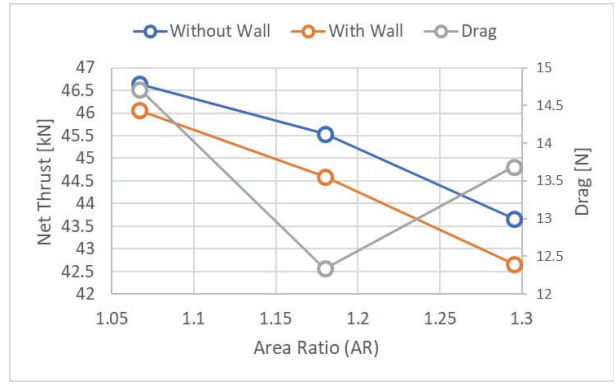


Fig. 10 Net thrust and drag for various AR (NPR=3)

수행하였으며, 비교 항목으로는 총추력, 벽면에 의한 항력, 노즐 출구 질량 가중 평균 마하수 및 압력을 선정하였다.

Fig. 10에 AR 변화에 따른 총추력 및 벽면 항력의 변화를 나타내었다. AR이 증가함에 따라 총추력은 감소하는 경향을 보였으며, 벽면 항력은 AR=1.18까지 감소하다가 이후 AR=1.295에서는 다시 증가하는 양상을 보였다. 이러한 경향은 플룸 확산 및 벽면과의 상호작용 변화에 기인한 것으로 해석할 수 있다. 특히, AR=1.18 이상에서는 플룸과 벽면간의 상호작용으로 인해 유동의 미세한 비정상성(unsteadiness)이 나타나기 시작하는 것을 확인하였으며, 이를 후속 연구에서 다룰 예정이다. 한편 모든 AR 조건에서 벽면이 존재하는 경우 총추력이 존재하지 않는 경우에 비해 낮게 나타났으며, 이는 앞서 NPR 변화에 대한 분석 결과와 일관된 경향이다.

노즐 출구 유동 특성 변화를 보다 상세히 분석하기 위해, Fig. 11에 노즐 출구 질량 가중 평균 마하수, Fig. 12에 질량 가중 평균 압력 결과를 각각 제시하였다. AR=1.067 조건에서는 벽면이 존재할 때 노즐 출구 마하수가 감소하고 출구 압력이 상승하는 현상이 관찰되었다. 이는 벽면 존재로 인한 출구 유동 저감 및 압축 효과를 의미한다. 그러나 AR이 증가하여 1.18 이상이 되면 이러한 경향이 반전되어, 오히려 벽면이 존재하는 경우 출구 마하수가 더 높고 출구 압력이 더 낮아지는 결과가 나타났다. 총 추력의 경우 출구 압력과 출

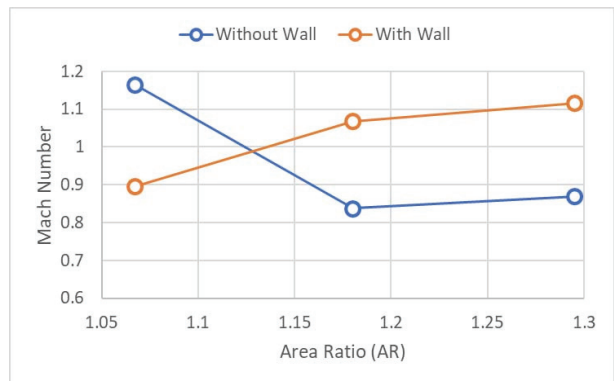


Fig. 11 Mass-weighted averaged Mach number for various AR (NPR=3)

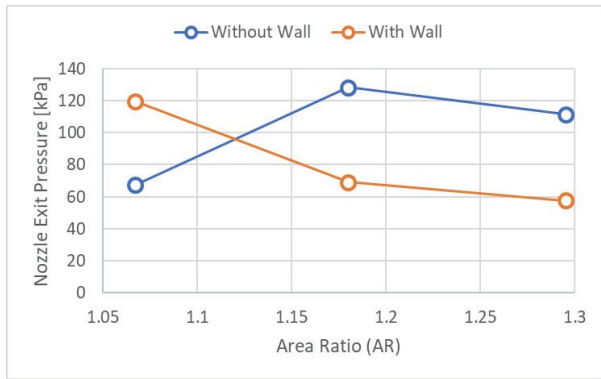


Fig. 12 Mass-weighted averaged nozzle exit pressure for various AR (NPR=3)

구 마하수의 영향을 모두 받는다. 따라서, Fig. 11의 경향성에도 불구하고 Fig. 10에서 확인할 수 있듯이 벽면이 없는 경우가 벽면이 있는 경우에 비해 일관되게 총 추력이 높은 것을 확인하였다.

이러한 반전 현상은 NPR 변화에 따른 경우에는 구별되는 특징으로, 노즐 면적비가 증가함에 따라 플룸의 확산이 심화되고, 이로 인해 플룸이 측면 벽과 더욱 강하게 상호작용하게 되면서 나타나는 것으로 추정된다. 벽면과의 상호작용이 강화되면서 플룸의 추가적인 압축 및 가속 효과가 발생하고, 이는 노즐 내부 유동 특성에까지 영향을 미치는 것으로 해석할 수 있다.

이상의 결과를 통해, 노즐 면적비 변화는 플룸의 확산 특성과 벽면 상호작용 강도를 조절하는 주요 인자로 작용하며, 결과적으로 노즐 추력 특성과 내부 유동장에 복합적인 영향을 미친다는 것을 알 수 있다.

#### 5.4 벽면에 의한 유동 현상

NPR=3, TRR=3, AR=1.067 조건 하에서, 노즐 플룸과 벽면 간 상호작용 특성을 보다 면밀히 분석하였다. 이를 위해 3차원 및 2차원 유동장 정보를 활용하여 플룸 구조, 벽면 압력 분포, 벽면 전단 응력 분포를 정성적 및 정량적으로 평가하였다.

Fig. 13에는 플룸의 X 방향 와도(X-vorticity) 등고선과 벽면 압력 등고선을 함께 나타내어 3차원 유동장을 시각화하였다. 와도 등고선을 통해 유동 전단층(shear layer)의 발달과 플룸 확산 특성을 확인할 수 있으며, 플룸이 벽면과 상호작용하면서 벽면에 압력 분포가 형성되는 것을 관찰할 수 있다. 벽면에는 크게 두 개의 고압 영역이 형성되었는데, 하나는 벽면 끝단에서 발생하는 1차 제트 충돌(primary jet impingement)에 의한 고압부이고, 다른 하나는 노즐에 인접한 위치에서 유동 박리(flow separation)에 의해 형성된 재순환 영역(recirculation zone)으로 해석된다. 후자의 고

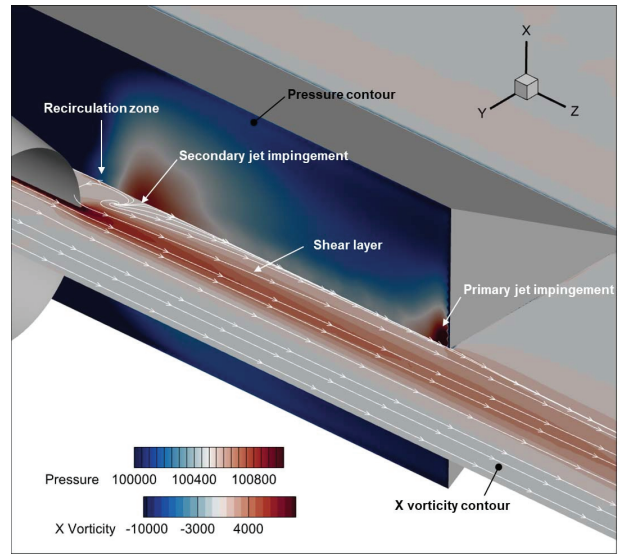


Fig. 13 X vorticity (plume, [s<sup>-1</sup>]) and pressure (wall, [Pa]) contour of VEN with side wall (NPR=3, AR=1.067)

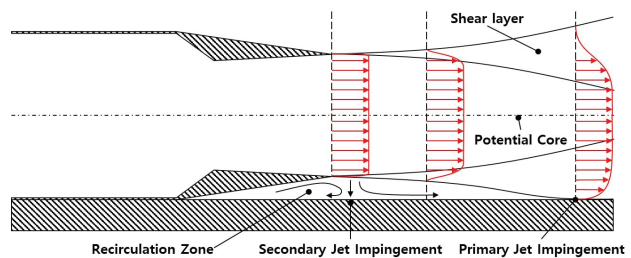


Fig. 14 Flow structure near VEN and side wall

압부는 일반적인 역압력 구배에 의한 유동 박리와는 다른 양상을 보이며, 고압을 유지하는 특성을 나타냈다. 이는 노즐 플룸과 벽면 간의 상호작용에 의해 형성된 2차 제트 (secondary jet)가 벽면 방향으로 유도되면서 벽면과 충돌하여 발생한 것으로 판단된다. 이러한 유동 구조를 Fig. 14에 개념도로 나타내었다.

보다 정밀한 압력 분포를 관찰하기 위해, Fig. 15에 벽면의 2차원 압력 등고선을 제시하였다. 여기에서도 1차 제트 충돌에 의한 고압부와 2차 제트 충돌에 의한 고압부를 명확히 확인할 수 있었다. 이때 1차 제트 충돌에 의해 형성된 고압부의 압력이 2차 제트 충돌에 의한 고압부보다 높은 것으로 나타났다.

또한, 벽면에서의 전단 응력 분포 및 유동 방향을 상세히 분석하기 위해 Fig. 16에 벽면 전단 응력(wall shear stress) 등고선과 전단 응력 방향 벡터를 함께 나타내었다. 전단 응력 분포를 통해 플룸-벽면 상호작용으로 인한 항력 발생 메커니즘을 명확히 파악할 수 있었다. 1차 제트 충돌 영역에서는 강한 전단 응력이 벽면을 따라 축방향으로 발달하는 반면, 2차 제트 충돌 영역에서는 전단 응력 벡터가 방사형으로

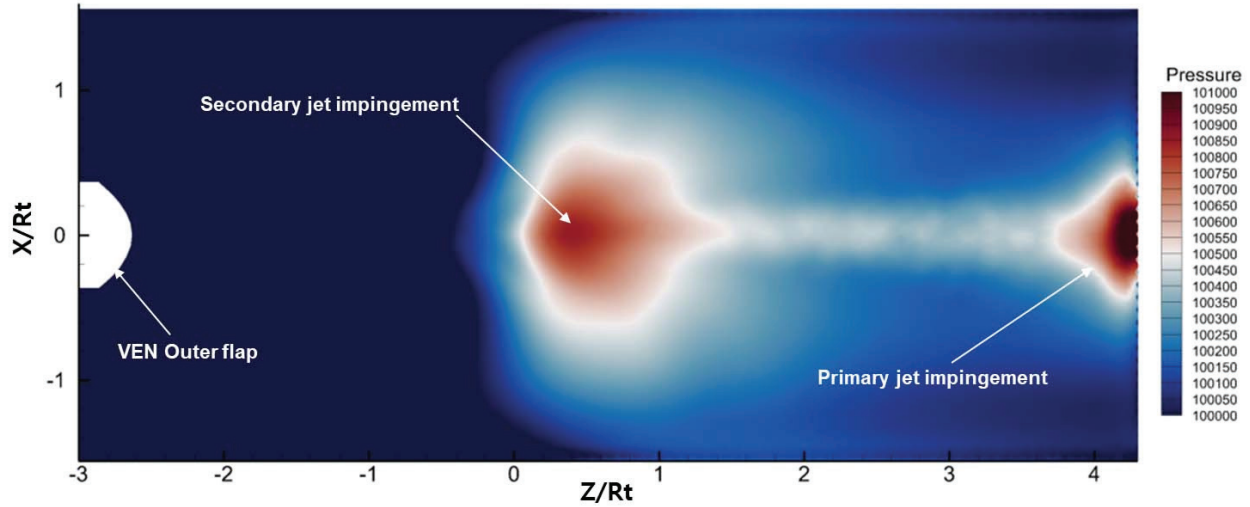


Fig. 15 Pressure contour on side wall (NPR=3, AR=1,067, unit=[Pa])

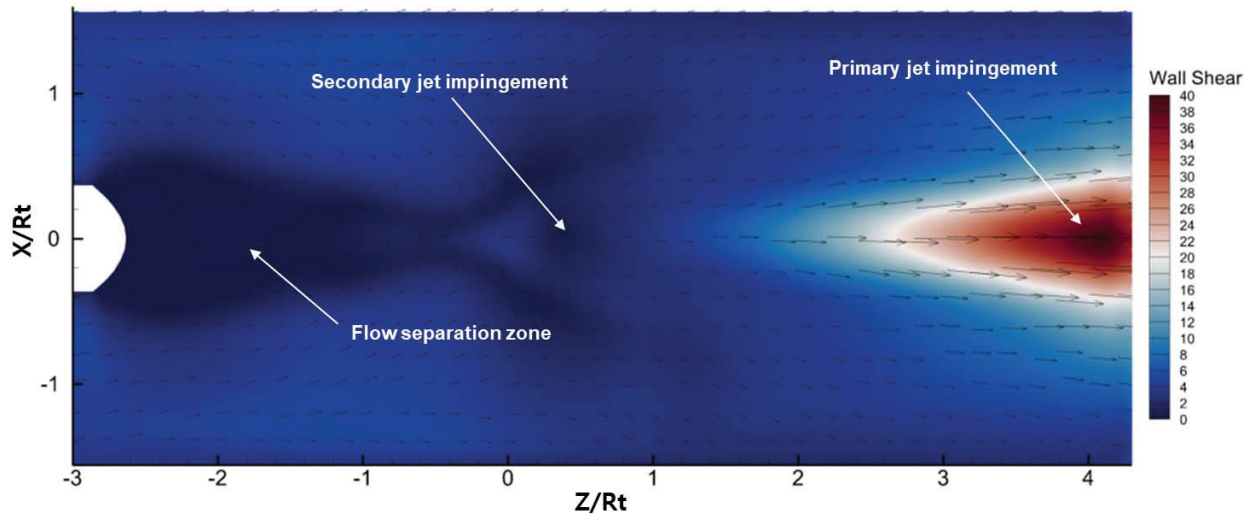


Fig. 16 Shear stress contour on side wall (NPR=3, AR=1,067, unit=[Nm<sup>-2</sup>])

분포하는 양상이 확인되었다. 이는 1차 제트의 경우 사선 방향 충돌로 인해, 2차 제트의 경우 수직 방향 충돌로 인해 형성된 특징적인 유동 구조로 해석된다.

추가적으로, Fig. 16에서는 VEN 외부 플랩 후류 영역에 유동 박리 영역이 형성된 것을 확인할 수 있다. 이는 노즐 플룸의 유인(entrainment) 효과에 의해 주변 유동이 유도되고, 이로 인해 외부 플랩과 벽면 사이 공간에서 국소적인 박리가 발생한 결과로 해석된다.

이상의 분석을 통해, 노즐 플룸과 벽면 간 상호작용은 단순한 압력 상승뿐만 아니라 복잡한 유동 전단층 발달, 유동 박리 및 2차 제트 형성 등을 수반하며, 결과적으로 벽면 항력과 전체 추력 특성에 복합적인 영향을 미친다는 것을 확인할 수 있었다.

## 6. 결 론

본 연구에서는 초음속 전투기 후방 구조물과 전투기에 장착된 터보팬 엔진의 노즐 플룸 간의 상호작용에 대한 수치해석적 연구를 수행하였다. 노즐 내부에서는 노즐 목의 날카로운 모서리에 의해 경사충격파가 발생하였으며, 과대팽창된 노즐 유동에 의해 노즐 출구에서 수직충격파가 발생하였다. 또한, 외부 유동과 노즐 플룸 사이의 전단층이 발달하면서 측면 벽과 상호작용함으로써 발생하는 복잡한 유동 현상을 관찰하였다. 주요 결과를 다음과 같이 요약할 수 있다.

- 1) 노즐 목 면적과 출구 면적의 비(AR)가 1,067일 때, 노즐 압력비(NPR)가 증가할수록 총추력은 증가하고, 벽면에 의한 항력은 감소하는 경향을 보였다. 벽면이 존

재할 경우 총추력은 감소하였으나, 이는 벽면 항력 증가 때문이 아니라 노즐 자체 추력의 감소에 기인한 것으로 분석되었다. 또한 벽면 존재 여부는 노즐 출구 마하수와 압력에도 영향을 미쳐, 벽면이 존재할 경우 노즐 출구 마하수가 감소하고 출구 압력이 상승하는 현상이 나타났다.

- 2) 노즐 압력비(NPR)가 3일 때, 노즐 면적비(AR)가 증가할 경우 총추력은 감소하였으며, 벽면 항력은 AR=1.18까지 감소하다가 이후 증가하는 양상을 보였다. AR 변화에 따른 노즐 출구 유동 특성은 NPR 변화 경우와는 다른 경향을 보였는데, AR이 증가하면 플룸 확산이 심화되어 벽면과의 상호작용이 강화되고, 이로 인해 벽면이 존재할 때 출구 마하수가 오히려 증가하고 출구 압력이 감소하는 반전 현상이 나타난 것으로 보인다.
- 3) NPR=3, AR=1.067 조건에 대한 상세 유동장 분석 결과, 노즐 플룸과 벽면 상호작용에 의해 벽면에 두 개의 고압부가 형성되는 것이 확인되었다. 하나는 노즐 플룸이 벽면 끝단에 직접 충돌하여 형성된 1차 제트 충돌에 의한 고압부이며, 다른 하나는 2차 제트가 벽면 방향으로 유도되어 충돌하면서 형성된 고압부이다. 전단 응력 분석 결과, 1차 제트 충돌부에서는 강한 전단 응력이 발생하였고, 2차 제트 충돌부에서는 방사형 전단 응력 패턴이 나타났다. 또한, VEN 외부 플랩 후류 영역에는 플룸의 유인 효과로 인해 유도된 박리 영역이 형성되는 것이 관찰되었다.

이상의 결과를 통해, 동체 후방 구조물과 노즐 플룸 간의 상호작용은 총 추력 성능뿐만 아니라 노즐 내부 및 주변 유동장 형성에까지 중요한 영향을 미치는 것으로 나타났다. 후속 연구에서는 비정상 해석을 포함하여 더욱 정밀한 해석을 통해 다양한 비행 조건 및 노즐 형상 변화에 따른 플룸-구조물 상호작용 특성에 대한 추가적인 분석이 필요할 것으로 판단된다. 이러한 현상은 초음속 전투기와 엔진의 통합 시험 시 나타날 수 있으며, 개발 단계에서 검토되어야 한다.

## 후 기

본 논문은 한화에어로스페이스의 첨단 항공엔진 기술 개발 과제(RO25080)로 수행된 연구임.

## References

- (1) Liu, Y., Chen, M., and Tang, H., 2021, "Modeling and Control Schedule Design of a Two-dimensional Thrust-vectoring Nozzle and Aeroengine," *The Aeronautical Journal*, Vol. 125, No. 1287, pp. 879~915.
- (2) Alford, J. S., and Taylor, R. P., 1965, "Aerodynamic Stability Considerations of High-pressure Ratio, Variable-geometry Jet Nozzles," *Journal of Aircraft*, Vol. 2, No. 4, pp. 308~311.
- (3) Beheim, M. A., and Boksenbom, A. S., 1968, "Variable Geometry Requirements in Inlets and Exhaust Nozzles for High Mach Number Applications," No. NASA-TM-X-52447.
- (4) Gamble, E., Terrell, D., and DeFrancesco, R., 2004, "Nozzle Selection and Design Criteria," 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.
- (5) Miller, E. H., and Protopapas, J., 1985, "Nozzle design and integration in an advanced supersonic fighter," *International Journal of Turbo and Jet Engines*, Vol. 2, No. 4, pp. 273~284.
- (6) Rizzo, S., Ferlauto, M., and Marsilio, R., 2019, "Active Flow Control of an Over-Expanded Nozzle by Shock Vector Control," 6th European Conference on Computational Mechanics: Solids, Structures and Coupled Problems, ECCM 2018 and 7th European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECFD 2018 (pp. 461~470). International Centre for Numerical Methods in Engineering, CIMNE.
- (7) Stitt, L. E., 1990, "Exhaust Nozzles for Propulsion Systems with Emphasis on Supersonic Cruise Aircraft," No. NASA-RP-1235.
- (8) Choi, J., Ko, K., and Sim, H., 2025, "A Study on Maximum Performance Range and Architecture of an Advanced Aero Engine within constraints for Next-generation Fighter," *The KSFM Journal of Fluid Machinery*, Vol. 28, No. 3, pp. 15~24.
- (9) Baars, W., Tinney, C., Murray, N., Jansen, B., and Panickar, P., 2011, "The Effect of Heat on Turbulent Mixing Noise in Supersonic Jets," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition.
- (10) Kuo, C. W., Veltin, J., and McLaughlin, D. K., 2014, "Acoustic Measurements of Models of Military Style Supersonic Nozzle Jets," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 27, No. 1, pp. 23~33.
- (11) Martens, S., Spyropoulos, J. T., and Nagel, Z., 2011, "The Effect of Chevrons on Crackle: Engine and Scale Model Results," *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, Vol. 54617, pp. 315~326.
- (12) Pilon, A. R., Powers, R. W., McLaughlin, D. K., and Morris, P. J., 2017, "Design and Analysis of a Supersonic Jet Noise Reduction Concept," *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 5, pp. 1705~1717.
- (13) Seiner, J., Ukeiley, L., Jansen, B., Kannepalli, C., and Dash, S., 2012, "Noise Reduction Technology for F/A-18 E/F Aircraft," 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.

- (14) Seiner, J., Jansen, B., and Murray, N., 2009, "Aero-performance Efficient Noise Suppression of a Supersonic Model Twin Jet Nacelle," 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference), p. 3130.
- (15) Liu, J., Kailasanath, K., Ramamurti, R., Munday, D., Gutmark, E., and Lohner, R., 2009, "Large-eddy Simulations of a Supersonic Jet and Its Near-field Acoustic Properties," AIAA journal, Vol. 47, No. 8, pp. 1849~1865.
- (16) Martelli, E., Saccoccio, L., Ciottoli, P. P., Tinney, C. E., Baars, W. J., and Bernardini, M., 2020, "Flow Dynamics and Wall-pressure Signatures in a High-Reynolds-number Overexpanded Nozzle with Free Shock Separation," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 895, A29.
- (17) Munday, D., Gutmark, E., Liu, J., and Kailasanath, K., 2008, "Flow and Acoustic Radiation from Realistic Tactical Jet CD Nozzles," 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference), p. 2838.
- (18) Olson, B. J., and Lele, S. K., 2013, "A Mechanism for Unsteady Separation in Over-expanded Nozzle Flow," Physics of Fluids, Vol. 25, No. 11.
- (19) Zebiri, B., Piquet, A., Hadjadj, A., and Verma, S. B., 2020, "Shock-induced Flow Separation in an Overexpanded Supersonic Planar Nozzle," AIAA Journal, Vol. 58, No. 5, pp. 2122~2131.
- (20) Urbanczyk, P. S., Alonso, J. J., Nigam, N., Qi, X., and Chen, P., 2017, "Coupled Multiphysics Analysis for Design of Advanced Exhaust Systems," 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, p. 799.
- (21) Papamoschou, D., Zill, A., and Johnson, A., 2009, "Supersonic Flow Separation in Planar Nozzles," Shock waves, Vol. 19, pp. 171~183.