

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.5.001>

## 가변노즐의 변위가 제트 엔진의 유동 및 추력특성에 미치는 영향에 관한 수치해석

박준호<sup>a</sup> · 손채훈<sup>a,\*</sup> · 박동창<sup>b</sup>

### A Numerical Study on Effects of Displacement of a Variable Area Nozzle on Flow and Thrust in a Jet Engine

Junho Park<sup>a</sup> · Chae Hoon Sohn<sup>a,\*</sup> · Dong Chang Park<sup>b</sup>

<sup>a</sup>School of Mechanical and Aerospace Engineering, Sejong University, Korea

<sup>b</sup>The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [chsohn@sejong.ac.kr](mailto:chsohn@sejong.ac.kr)

#### ABSTRACT

Variable area nozzle, where both throat and exit area vary, is required for optimal expansion and optimal nozzle shape upon operation of after-burner. Steady-state and transient analyses are carried out for each condition with and without afterburner operation and as a function of the location of the nozzle flap. Effects of that nozzle displacement on flow and thrust characteristics are analyzed from numerical results. With variable area nozzle adopted, the combustion field is variable in time, leading to periodically variable thrust. For off-design conditions, flow separation shows up due to over expansion at the flap tips and shock wave does in the nozzle due to under expansion. The undesirable phenomena can be solved by control of variable area nozzle.

#### 초 록

노즐 목 및 출구 면적이 동시에 조절되는 축소-확대 형상의 가변노즐을 수치해석적으로 연구하였다. 최적 팽창 및 후기 연소기 구동시의 최적 노즐 형상 구현을 위해 가변 노즐이 요구된다. 후기연소기 작동유무와 노즐 플랩 위치에 따른 각 조건에 대한 정상상태 계산 및 이동격자 기법을 적용한 과도해석을 수행하였다. 노즐 가변에 의해 내부 유동장의 변화가 유발되었고, 추력이 주기적으로 변화하였다. 탈설계점에서 과도팽창으로 인해 노즐 출구 끝단에서 유동 박리 현상이 발생하였으며, 과소팽창에 의해 충격파가 발생하였다. 이러한 현상은 가변 노즐의 제어를 통해 해결할 수 있다.

Key Words: Variable Area Nozzle(가변 노즐), Chemical Equilibrium Analysis(화학 평형 해석), Shock Wave(충격파), Flow Separation(유동 박리)

항공기의 다양한 작동고도에서 최적의 임무수행을 위해서는 배기노즐의 출구 및 목 면적의 변화가 요구된다[1]. 추력 효율은 노즐 출구 압력이 작동고도의 대기압과 일치하는 경우 이상적인 성능을 나타내므로 변화하는 외기압력에 따라 노즐 단면적이 최적의 크기를 가질 때 최고 추력을 발휘할 수 있다. 또한 짧은 시간에 고 추력을 얻기 위해 장착되는 후기연소기의 작동 시에는 높아진 주 엔진배압(back pressure)으로 인한 압축기의 서지(surge) 현상을 방지하기 위해서도 배기노즐의 단면적은 가변적이어야 한다[2]. 따라서 현대 제트엔진의 배기노즐에는 소위 가변노즐(variable area nozzle)이 채택되고 있다. 가변노즐은 다수의 구동기로 작동되며 노즐출구 및 목 면적을 최적의 상태로 변화시킨다.

항공기 배기노즐은 연소가스의 엔탈피를 운동 에너지로 변환시키는 장치로서 고온, 고압의 연소가스가 배기노즐을 지나며 가속되고 가속된 연소가스가 대기로 배출되며 추력을 발생시킨다. 배기노즐은 일반적으로 축소 또는 축소-확대 형상을 지니며 노즐 압력비(nozzle pressure ratio) 4 이상의 초음속 항공기에 축소-확대 노즐이 채택된다. 아음속 상태의 연소가스는 축소부를 지나며 가속되고 노즐 목(throat)에서 마하수가 1에 도달(chocking)하면 확대부를 통과하며 초음속상태로 가속된다. 항공기 배기시스템은 후기연소기가 장착된 축소-확대 형상의 가변노즐이 일반적으로 사용되고 있으며 초음속 비행환경에서 배기가스를 효율적으로 팽창시켜 고 추력을 발생시킨다[3].

제트엔진의 설계기술은 소수의 기술 선진국만이 보유하고 있으며 이는 군사적인 문제와 직결되므로 기술이전 및 정보교류가 극히 제한적이다. 이런 이유로 현재 수많은 항공기 제트엔진이 개발되어 광범위하게 사용되고 있지만 이들의 상세한 정보를 얻기는 힘든 실정이다. 따라서 제한적인 정보를 바탕으로 제트 엔진의 여러 가지 특성들을 비교 분석하는 과정이 필요하다.

본 연구에서는 Pratt & Whitney사의 F100 엔진의 배기 노즐을 모사한 축소-확대 형상의 가변노즐을 모델링하고 공개된 기초 정보를 바탕으

로 유동해석을 수행하였다. 그리고 가변노즐의 변위가 추력 및 유동특성에 미치는 영향을 수치해석적으로 조사하였다. 시간에 따른 노즐의 변위에 따라 유동장은 설계점부터 탈설계점까지의 넓은 조건에서의 순간 유동장을 연속적으로 갖게 된다. 따라서, 탈설계점에서 발생할 수 있는 유동 현상과 그 현상의 시간 가변적 거동을 조사하고자 한다. 이러한 해석결과를 통해 가변노즐의 효과와 기능을 파악하고자 한다.

## 2. 수치해석모델 및 방법

### 2.1 수치 해석 모델

본 연구의 해석 대상으로 한국의 주력전투기인 F-15, F-16에 사용되고 있는 F100-PW-229 터보 팬 엔진을 선정하였다[3]. 엔진 개발사와 문헌에 의해 공개된 정보를 바탕으로 후기연소기를 포함하는 가변노즐의 기하학적 형상을 도출하였다. 가변노즐 모델링에 참고한 F100엔진의 기초 자료를 Table 1에 정리하였다. 엔진의 총 길이, 입구 직경, 바이패스비(bypass ratio), 공기 질량유량, 추력연료 소모율(thrust specific fuel consumption) 그리고 가용최대추력이 제시되어 있으며 후기연소기 미 작동 시 17800 lbf(79.1 kN), 후기연소기 작동 시 29000 lbf(129 kN)의 최대 추력 성능을 나타낸다.

엔진의 바이패스된 공기와 터빈을 통과한 주 흐름 연소가스가 만나는 mixer부분을 해석대상의 입구 부분으로 선정하였다. 가변노즐의 작동 범위는 최소 면적비 1.18(closed state)부터 최대 면적비 2(open state)로 설정하였다. 아음속, 초음속 플랩의 길이와 두 플랩 간의 각도는 고정하였으며 회전축을 중심으로 회전운동을 함에 따라 노즐 목 및 출구 면적이 동시에 변화할 수 있도록 설정하였다. Closed 및 open state에서의 노즐 목 직경은 각각 544 mm와 657 mm이다.

본 연구의 대상인 가변노즐의 형상 및 격자를 Fig. 1에 나타내었다. 2차원 축 대칭 형상으로서 해석 영역 전체에 정렬 격자를 적용하였으며 축소-확대 노즐 영역과 벽면 근처에 격자를 집중시

Table 1. F100-PW-229 engine's specifications [3].

Length [in]	D <sub>i</sub> [in]	Bypass Ratio	$\dot{m}_a^*$ [lbm/s]	TSFC** [1/h]	Thrust [lbf]
191	34.8	0.36	248	0.74	17800
				2.05	29000

\*mass flow rate of air , \*\*Thrust Specific Fuel Consumption

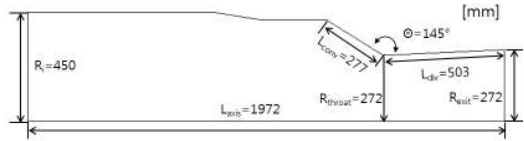
켰다. 전체 격자수는 약 54,000개 이며 노즐 상류격자수는 약 16,000개로 격자수를 30,000개 까지 증가시켰을 때 오차는 0.14%미만으로 계산되었다. 또한 급격한 유동장의 변화가 생기는 축소-확대 노즐 영역의 격자수는 약 38,000개 이며 격자수를 50,000개 까지 증가시켰을 때, 최대 오차점인 충격과 하류에서의 압력상승 값의 오차는 1% 미만으로 계산되었다.

2.2 수치 해석 방법

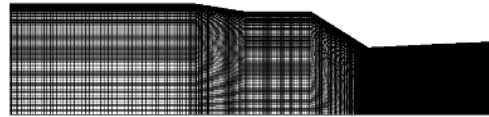
노즐의 성능을 정확히 예측하기 위해서는 팽창과정에서 화학 성분의 변화는 물론 이에 따른 열역학적 물성치의 변화를 잘 예측해야 한다. 따라서 화학 반응의 속도를 고려하는 비평형 해석이 가장 정확한 방법이지만 시간과 비용적인 측면에서 비효율적이다. 따라서 최종적인 평형 상태만을 고려하는 화학 평형 해석이나 화학 반응 속도를 고려하지 않는 동결 유동 해석이 그 대안이 될 수 있다. 화학 평형 해석은 에너지 회복을 크게 예측하여 실제보다 더 큰 성능을 나타내며 동결 유동 해석은 성분 조성이 변화하면서 화학적 에너지가 열 및 운동에너지로 환원되는 것을 예측할 수 없기 때문에 더 낮은 성능이 예측된다[4]. 동결 유동 해석에서는 지배 방정식으로 연속방정식, 상태방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식을 고려하며 그 일반적인 형태는 다음과 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

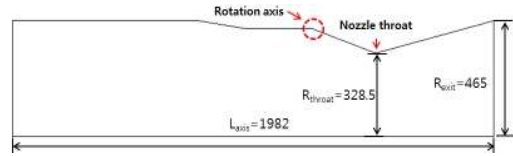
$$p/\rho = (R/W)T \tag{2}$$



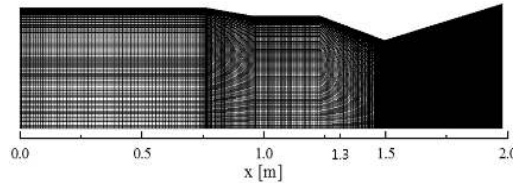
(a) Schematic of the closed state



(b) Computational grids for the closed state



(c) Schematic of the open state



(d) Computational grids for the open state

Fig. 1 Schematics and computational grids for variable area nozzle.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \mu \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \left( \frac{\partial u_m}{\partial x_m} \right) \delta_{ij} \right) + \rho f_i \tag{3}$$

$$c_p \frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + c_p \frac{\partial \rho u_i T}{\partial x_i} - \frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial(\rho p)}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i p}{\partial x_i} \right) = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) + \tau_{ji} \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \tag{4}$$

여기서,  $t$ 는 시간,  $x_i$ 는  $i$ 방향의 좌표계,  $u_i$ 는  $i$ 방향으로의 순간 가속도,  $u_j$ 는  $j$ 방향으로의 순간 가속도를 의미하며,  $\rho$ 는 유체의 밀도,  $P$ 는 압력,  $\mu$ 는 점성계수,  $\delta_{ij}$ 는 Kronecker 델타,  $f_i$ 는  $i$ 방향의 체적력을 나타낸다.

Table 2. Design specification of the F100 engine for the CEA calculation.

	Condition 1	Condition 2
Fuel	Jet-A ( $C_{12}H_{23}$ , 300K)	
Oxidizer	Air (860 K)	Condition 1 + Bypassed Air (890 K)
Pressure [bar]	31.75	3.75
O/F Ratio	49.83 ( $\Phi=0.2924$ )	14.86 ( $\Phi=0.98$ )
Mass Flow Rate [kg/s]	114.16	120.07

본 연구에서는 화학 평형 해석을 통해 연소가스 혼합물의 성분을 결정하고, 화학조성의 변화가 없다고 가정하는 동결 유동 해석방법을 적용하여 2차원 가변노즐에 대한 수치해석을 진행하였다. 화학 평형 해석에는 NASA의 CEA(Chemical Equilibrium Analysis) CODE[5]를 이용하였다. F100 엔진과 유사한 성능의 터보팬 엔진 사이클 해석 결과를 참고하여 연소실의 압력 및 온도를 결정하였으며[6] 추력연료소모율로부터 연료의 질량유량을 선정하였다. 유량 고정상태에서 노즐의 가변을 통해 나타나는 비정상 상태 현상을 조사하고자 한다.

NASA CEA CODE의 해석은 후기연소기 미작동 조건(condition 1)과 후기연소기 작동조건(condition 2)에 대한 총 2가지 CASE에 대하여 수행하였다. Condition 1의 경우에는, 바이패스된 공기를 제외한 주 흐름 공기유량과 연소실내부 연료량을 고려하여 연소실의 연소 환경을 CEA를 통해 모사한 후 그 결과와 바이패스된 공기가 혼합된 상태를 최종상태로 결정하고 질량분율을 계산하였다. Condition 2의 경우에는, 앞서 condition 1에서 계산된 연소가스를 산화제로 간주하여 후기연소기 작동상태를 모사하였다. CEA 계산을 위한 F100엔진의 사양 및 최종 연소가스의 조성을 Table 2와 3에 각각 나타내었다.

Table 3. Species mass fraction of combustion products.

Species mass fraction		
	Condition 1	Condition 2
$N_2$	0.75103	0.69438
$CO_2$	0.04799	0.14634
$H_2O$	0.0179	0.08638
CO	-	0.06104
AR	0.00931	0.01192
$H_2$	-	0.00113
OH	0.00015	0.00047
CO	-	0.00024
$O_2$	0.17217	0.00005
H	-	0.00002
O	-	0.00001
NO	0.00108	-
$NO_2$	0.00037	-

가스터빈 엔진의 1차 연소실(primary combustor)내에서는 터빈입구 온도의 제한으로 연료희박(fuel lean)조건에서 연소반응이 진행된다[3]. 따라서 condition 1(당량비,  $\Phi=0.2924$ )의 작동유체는 다량의 산소를 포함하고 있어 추가적인 연소가 가능한 상태이다. 반면 condition 2(당량비,  $\Phi=0.98$ )의 작동유체는 후기연소기의 작동으로 인해 산소가 극소량만이 존재하는 것을 확인하였다.

본 연구에서는 난류모델로 표준(standard) k- $\epsilon$  모델을 적용하였고 노즐 벽면 경계층에서는 표준 벽함수(standard wall function)를 사용하였다. 입구 경계조건으로는 CEA 해석결과로 얻어진 혼합물을 작동유체로 하여 일정 질량유량 조건을 부여하였고 출구 조건은 계산된 결과를 외삽(extrapolate)하는 압력조건을 부여하였다. 공간 차분에는 중앙차분법을, 시간 적분을 위해서는 Crank-Nicolson법을 사용하였다. 과도 해석을 위한 시간간격을 40  $\mu s$ 로 설정했으며 시간 간격을 더 짧게 변화하여도 계산결과의 변화가 거의 없음을 확인하였다. 수치해석을 위한 solver로서 범용 열 유체 해석 코드인 CFD-ACE[7]를 사용하였다. 선행연구의 엔진 사이클해석 결과[6]와 본 연구의 수치해석 방법을 적용한 유동해석 결과는 노즐 출구에서 Mach number, 압력, 속도에 대해 평균 5%미만의 오차를 나타내었다.

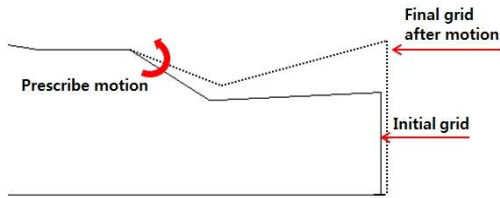


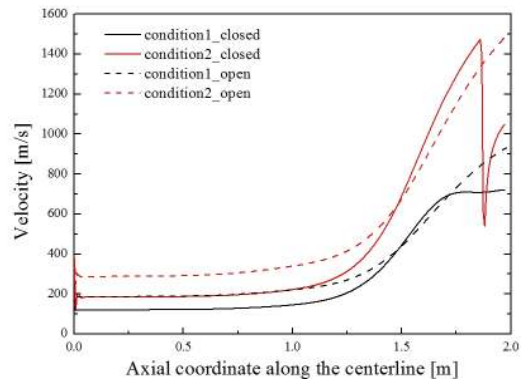
Fig. 2 Deformation of nozzle geometry.

본 연구에서는 가변노즐의 운동을 모사하기 위하여 해석 코드에서 제공하는 격자변형 기법 (grid deformation module)을 과도해석에 적용하였다. 격자변형 기법은 격자의 운동이나 변형을 모사하는 방법으로서 Fig. 2에 그 개략도를 나타내었다. Closed state에 해당하는 초기 격자계로 부터 격자변형 경계조건에 의해 Open state에 해당하는 최종상태로 변형시킬 수 있다. 어느 상태이든지 노즐 목에서의 초킹이 유지되도록 유량을 설정하였다. 본 연구에서는 노즐구동에 따른 면적비의 변화를 구현하기 위해 경계조건으로 회전축에 대한 각속도 조건을 부여하였다. Park 등[8]의 연구에 의하면 가변노즐의 가진 주파수가 1 Hz이하인 경우 가진 주파수가 증가할수록 반력의 크기가 오히려 감소하는 반면 1 Hz 이상이 되면 반력이 증가하는 것으로 나타났다. 따라서 본 연구에서는 가변노즐의 구동 속도를 0.5 Hz로 설정하였다.

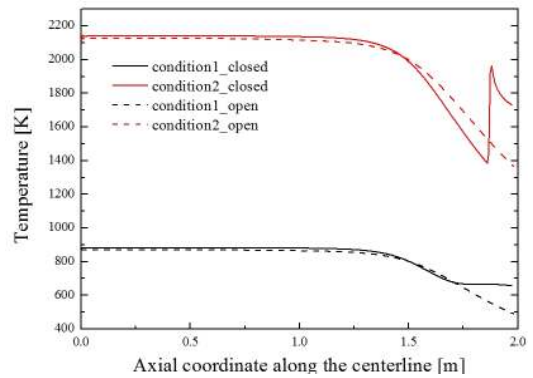
### 3. 결과 및 고찰

각 작동조건과 노즐 플랩 구동 위치에 따라 총 4가지 case에 대한 정상상태 계산을 수행하였으며 노즐 중심축의 속도, 온도, 압력 분포를 Fig. 3 에 나타내었다. Condition 2의 closed state(탈설계점 조건에 해당)의 경우 노즐내부 초음속 플랩 영역에서 충격파(shock wave)가 발생하여 속도가 완만하게 가속되지 못하나 open state(설계점 조건에 해당)로 노즐 면적비가 증가할 경우 완만하게 가속되는 것을 알 수 있다.

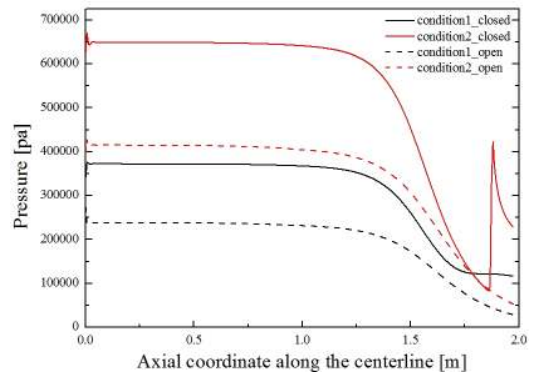
온도는 후기연소기 작동 조건인 condition 2가 1에 비해 전반적으로 높은 분포를 보였으며 압



(a) Velocity magnitude profiles



(b) Temperature profiles



(c) Pressure distribution

Fig. 3 Velocity magnitude, temperature and pressure distribution along the center line.

력의 경우 동일 조건중 목 면적이 더 큰 open state에서 더 낮은 분포를 보이는 것을 확인하였다. 이는 노즐 목의 확장이 주 엔진 배압을 적절

하게 조절하고 있음을 나타내는 결과이다.

제트엔진의 추력은 다음과 같은 식으로 계산된다.

$$F = \dot{m}v + (P_e - P_a)A_e \quad (5)$$

여기서 대기압( $P_a$ )으로 고도 약 5000 m 조건인 49500 Pa을 사용하였다. 위 식에서와 같이 작동 고도에 따라 추력성능이 다르게 계산되므로 설계점인 condition 2의 open state에서 완전팽창 조건에 근접하는 대기조건을 사용하였다. 계산된 노즐 출구의 평균속도, 압력 그리고 추력의 상세한 값을 Table 4에 나타내었다.

설계점인 condition 1의 closed state와 condition 2의 open state에서의 추력은 각각 98.9 kN과 184.2 kN 으로 후기연소기 작동조건에서 약 1.86배 높은 추력성능을 나타내고 있다. 탈 설계점인 condition 1의 open state에서는 과대팽창(over-expansion)으로 인해 Fig. 4에서와 같이 노즐 끝단에서 유동박리(flow separation)가 발생하여 역류(backflow)현상이 생기는 것을 확인하였다. 또한 운동량 상승으로 인한 추력상승보다 압력추력의 손실이 크기 때문에 총 추력은 감소하는 것으로 나타났다. Condition 2의 closed state의 경우 설계점인 open state의 추력 성능에 97%에 해당하는 비교적 높은 값이 계산되었지만 과소팽창(Under expansion)으로 인해 Fig. 5에서와 같이 노즐 내부에 충격파가 발생하고, 과도한 주 엔진 배압으로 인해 엔진 수명 및 성능에 좋지 않은 영향을 미칠 것으로 예상된다.

플랩 벽면의 압력과 온도 분포는 가변노즐의 구동 성능에 영향을 미치므로 그 성능예측은 중요하다. 본 연구에서는 기본적인 압력 및 온도 분포의 특성을 파악하는 것이 주목적이므로 표면 냉각은 고려하지 않았으며 벽 조건은 단열조건을 부여하였다. 각 조건에 대한 노즐 벽면의 압력분포를 Fig. 6에 나타내었다. 노즐 벽면의 압력은 완만하게 팽창하지 못하고 노즐 목에서 순간적인 감소구간이 나타남을 알 수 있다. 이는 노즐 목의 뾰족한 형상으로 인해 노즐 목 하류에서 갑작스런 과대팽창이 발생하였기 때문이며

Table 4. Calculated data of velocity, pressure, and thrust.

	Condition 1		Condition 2	
	closed	open	closed	open
V [m/s]	714.4	899	1166	1493
P [kPa]	113.7	29.7	196.4	49.5
Thrust [kN]	$F_m^*$	$F_p^{**}$	$F_m$	$F_p$
	84.2	14.7	103.5	-11.3
	98.9	92.2	179.3	184.2

\*Momentum term, \*\*Pressure term

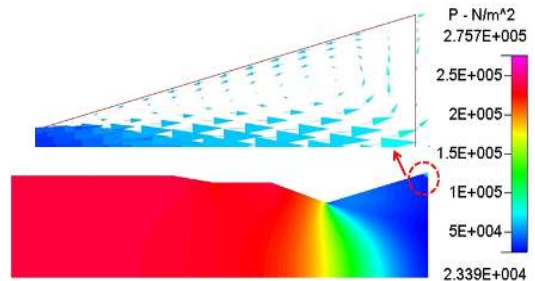


Fig. 4 Pressure contour and flow separation for condition 1 at open state.

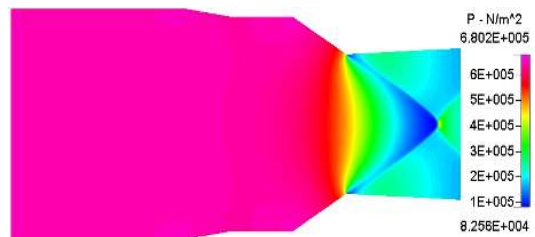


Fig. 5 Pressure contour for condition 2 at closed state.

냉각공기 유량과 노즐 축소 및 확대 각을 통해 조절할 수 있다고 알려져 있다[9]. 또한, open state의 노즐 출구 끝단에서 발생한 압력 상승은 과대팽창으로 인한 유동 박리 현상에 기인한 것으로서 실제 노즐에서 진동으로 인한 불안정성(buffeting)을 초래할 수 있으며 이는 추가적인 냉각공기의 공급으로 안정화시킬 수 있다고 알려져 있다[10].

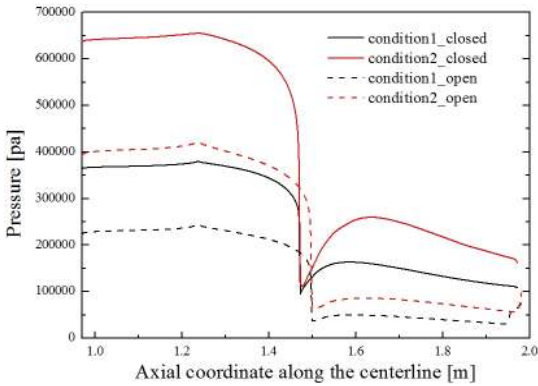
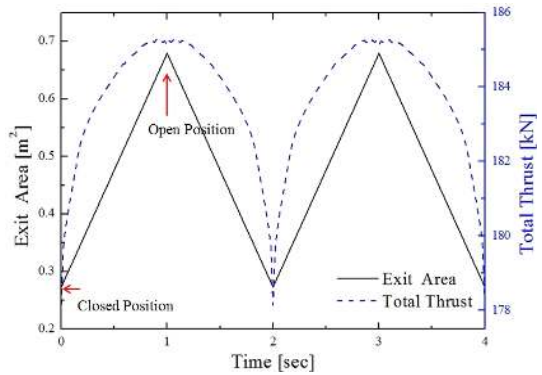
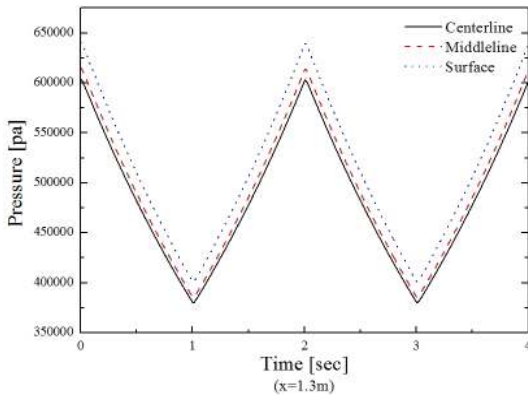


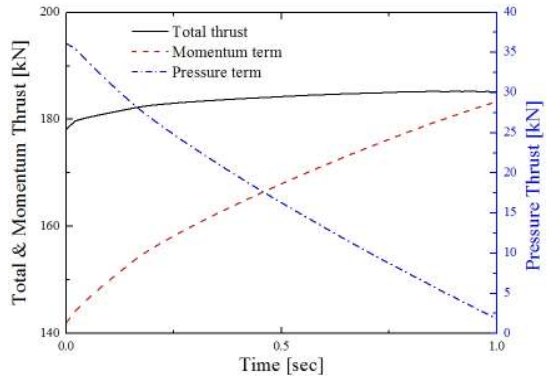
Fig. 6 Pressure profiles along the nozzle surface.



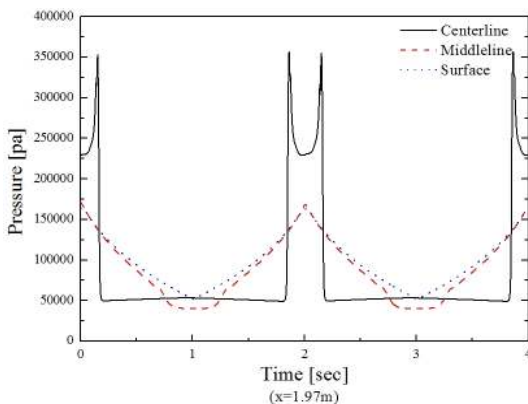
(a) Variation of total thrust and nozzle exit area



(a) Upstream of the nozzle throat ( $x=1.3$  m)



(b) Variation of total thrust and its components of momentum and pressure terms during 1 s



(b) Downstream of the nozzle throat ( $x=1.97$  m)

Fig. 7 Pressure profiles upstream and downstream of the nozzle throat.

과도해석은 총 4 sec까지 진행하였으며 이는

Fig. 8 Time histories of thrust and the nozzle exit area.

노즐 위치가 초기 위치로부터 2 cycle 변형하는 시간에 해당한다. 앞서 언급한 바와 같이 격자변형 기법을 이용하였으며 condition 2와 동일한 경계조건을 적용하였다. 가변노즐 구동에 대한 플랩의 경계조건으로 각속도 0.5 Hz (0.227 rad/s)를 설정하였다. 플랩의 위치가 closed state로부터 open state로 가변하는데 소요되는 시간은 총 1 s이다. 시간에 따른 압력분포를 Fig. 7에 나타내었으며 노즐이 가변 후 초기상태로 복귀하는 시간인 2 sec 간격으로 동일한 경향성을 보였다. 노즐 목 상류( $x=1.3$  m)압력은 Fig. 7에서와 같이 목 면적이 증가함에 따라 거의 선형적으로 감소하며 이는 정상상태 계산결과와 동일하게 노즐 목 직경의 증가가 상류 압력을

적절히 조절하고 있음을 보여주는 결과이다. 노즐 출구부( $x=1.97$  m) 압력의 경우 Fig. 8에서와 같이 노즐 벽면(surface) 부근과 중간지점(middle line)에서는 노즐 상류 압력과 비슷한 경향성을 나타내고 있지만 노즐 축(center line)에서는 충격파가 노즐 출구에 도달하는 0.16-0.17 s 구간이후로 거의 일정한 값을 나타낸다. 이는 노즐 중심축의 팽창속도가 벽면에서 보다 더 빠르기 때문인 것으로 추정된다.

시간에 따른 노즐 출구 면적과 추력성능을 Fig. 8에 나타내었다. 출구면적이 확장됨에 따라 운동량 추력항은 증가하며 압력 추력항은 감소하는 경향성을 나타내었다. 노즐 출구 압력이 대기압과 동일하게 팽창되어 압력추력이 0에 근접한 지점에서 총 추력의 최대값이 계산되었다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 후기연소기를 포함하는 2차원 축소-확대 형상의 가변노즐에 대한 유동해석을 수행하였다. CEA를 통해 후기연소기 작동유무에 따른 연소상태를 모사하여 작동유체를 선정하였으며 각 작동조건에 대해 노즐플랩 위치에 따른 정상상태 계산과 이동격자기법을 적용한 과도해석을 통해 노즐변위에 따른 유동 및 추력특성을 분석하였다. 후기연소기 미 작동 조건에서 노즐 플랩이 open state에 위치할 경우 과대팽창으로 인한 노즐 끝단의 유동박리 현상이 나타났으며 이로 인해 추력손실이 발생하였다. 또한, 후기연소기 작동조건에서 노즐플랩이 closed state에 위치할 경우 노즐 내부에 충격파가 발생하는 것을 확인하였다. 이와 같은 탈설계점 유동 특성으로부터 가변노즐의 작동을 통해 고정노즐에 비해 더 유동적인 유동 형태와 높은 효율을 얻을 수 있을 것으로 예측된다.

가변노즐에서 시간에 따른 노즐 형상 및 노즐 단면 면적 변화는 노즐 내부 유동의 변화를 유발하며 그로 인해 추력도 변하게 된다. 본 연구에서 도출한 시간에 따른 과도해석 데이터는 가변 노즐을 작동시키는 구동기 (actuator)의 동역

학적 모델링에 사용될 것이다. 이를 위해서는 넓은 범위의 가변 노즐의 구동 속도에 대한 데이터가 필요하다. 또한, 가변 노즐 내부 유동장 변화와 구동기 사이의 연계 해석이 요구되며 이러한 연구가 추후 수행될 예정이다. 또한 본 연구의 결과는 추후 가변노즐 연구에 있어서 기초 데이터로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

#### 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소(계약번호 UD120037CD)의 연구비 지원에 의한 연구 결과임.

#### References

1. Flack, R.D., *Fundamentals of jet propulsion with application*, Cambridge University Press, New York, 2005.
2. Wlash, P.P. and Fletcher, P., *Gas turbine performance*, Blackwell Science, Limited., 2004.
3. Mattingly, J.D., Heiser, W.H., and Pratt, D.T., *Aircraft Engine Design*, 2nd ed., AIAA Education Series, New York, 2002.
4. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, U.S.A., 1992.
5. Gordon, S., and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composition and Applications," NASA RP-1311, October 1994.
6. Yu, D.H., Kang, H.S., Choi, S.M., Myong, N.S. and Kim, W.C., "Conceptual Design of an Exhaust Nozzle of an Aircraft Turbofan Engine," *The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, pp. 158-162, 2012.
7. CFDRC, *CFD-ACE-GUI Modules Manual*, Vol. 1, Ver. 2013, Huntsville, AL, 2013.



- 
8. Park, D.C., Lee, S.Y., Yun, S.J. and Yoon, H.G., "Multi-Body Dynamics Characteristics of Variable Nozzle," *The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, pp. 711-712, 2010.
  9. Oates, G.C., *Aircraft Propulsion Systems technology and design*, AIAA, 1989.
  10. Alford, J.S., Taylor, R.P., "Aerodynamic stability considerations of high-pressure ratio, variable-geometry jet nozzles," *Journal of Aircraft*, Vol. 2, No. 4, pp. 308-311, 1965.