



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.1.033>

대칭형 핀틀 노즐의 핀틀 위치와 고도 변화에 대한 정상상태 특성 연구

정기연^{a,*} · 강동기^a · 정은희^a · 이대연^a · 최재성^a

A Study on the Steady-State Characteristics of Symmetric Pintle Nozzle with Varying Position of Pintle and Change in Altitude

Kiyeon Jeong^{a,*} · Dong-Gi Kang^a · Eunhee Jung^a · Daeyeon Lee^a · JaeSung Choi^a

^aPGM Tech R&D Lab, LIG Nex1 Co., Ltd., Korea

*Corresponding author. E-mail: kiyeon.jeong@lignex1.com

ABSTRACT

In this study, numerical simulations were performed to investigate the steady-state characteristics of a symmetric pintle nozzle by varying the position of the pintle and the altitude. The pintle nozzle shape was used in a linear pintle nozzle that had been analyzed prior to the study, and the boundary conditions of the chamber were considered to be according to the propellant burn-back characteristics. A software was used to perform a verification analysis of the square nozzle, pintle nozzle, and high-altitude conditions with an appropriate analytical technique. The pintle position had three different nozzle throat area conditions: fully closed, half open, and fully open, and the altitude was set at 0, 5, and 20 km. The study compared the thrust, pintle drive load, and static stability at each condition.

초 록

본 연구에서는 좌, 우로 배치된 대칭형 핀틀 노즐의 고도 변화와 핀틀 위치 변화에 따른 특성을 파악하기 위해 수치해석을 수행하였다. 핀틀 노즐 형상은 선행연구를 수행한 직선형 핀틀 노즐을 사용하였고, 연소실 경계조건은 추진제 연소특성을 고려하였다. 해석을 수행할 유동해석 프로그램으로 사각노즐, 핀틀 노즐, 고고도 조건의 검증해석을 수행하여 적절한 해석기법을 설정하였다. 핀틀 위치는 full close, half open, full open 의 3가지 서로 다른 노즐 목 크기조건을 설정하였고, 고도는 0, 5, 20 km 조건을 설정하였다. 각 조건별 추력과 핀틀의 구동하중, 정적 안정성을 비교하여 연구를 수행하였다.

Key Words: Divert Attitude Control System(위치 및 자세 제어 시스템), Symmetric Pintle Nozzle (대칭형 핀틀 노즐), Static Stability(정적 안정성), Drive Load(구동하중)

Received 4 October 2018 / Revised 8 January 2019 / Accepted 10 January 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

최근 유도무기용 고체추진기관은 기존의 체계와는 달리 빠른 속도의 표적과의 높은 명중률을 요구한다. 속도가 빠른 표적과의 명중률을 높이기 위해서는 정확한 목표물 탐지 및 고기동성과 정밀한 추력 제어 성능이 필수적이다. 이를 위해 연소실 압력 제어와 추력을 효율적으로 제어하는 기법이 필요하다.

고체추진기관의 특성을 유지한 채로 추력을 제어하기 위해서는 핀틀 구동을 이용한 추력 조절 기법이 효과적이다. 핀틀 노즐은 기존의 노즐에 핀틀을 추가하여 노즐 목 단면적의 크기를 변화시켜 추력을 조절하는 시스템이다[1]. 핀틀 노즐 시스템은 핀틀의 구동이 단순하며 설계 방식에 따라 추력 조절 범위를 조절할 수 있기 때문에 여러 항공우주기술 선진 국가에서 활발히 연구가 수행되었다.

Fig. 1은 프랑스의 SPS(Snecma Propulsion Solide)에서 제안한 것으로 하나의 연소실에서 연소가스를 공유하여 사용하는 일체형 Divert Attitude Control System(DACS)이다. 이러한 형태를 가지게 되는 것은 연소관 내부에 양쪽으로 충전된 추진제가 소모되었을 경우에도 무게 중심이 크게 변화하지 않게 되어 자세제어 측면에서 용이하기 때문이다.

DACS는 Fig. 2처럼 DCS(Divert Control System)와 ACS(Attitude Control System)로 구분되며 DCS는 탑재체의 상하좌우 위치제어에 사용되어 십자가 모양으로 노즐이 서로 배치되어 있다. 하나의 연소관을 서로 공유하여 노즐이 작동하기 때문에 각 노즐별 압력 분배와 추력 분배에 대한 연구가 수행되었으며 이론적 알고리즘이 제시되었다[1-5].

핀틀 노즐의 유동해석은 노즐이 대칭적으로 분포되어 있으므로 단일 노즐에 대한 특성을 주로 분석하였다. 국방과학연구소에서는 핀틀 형상과 추력이 성능에 관한 공압 시험 및 유동해석을 진행하였으며 최근에는 핀틀과 노즐 소재 및 구동 성능에 대한 연소시험을 수행하였다[6-9]. 한국항공대학교에서는 핀틀 노즐의 형상 및 위

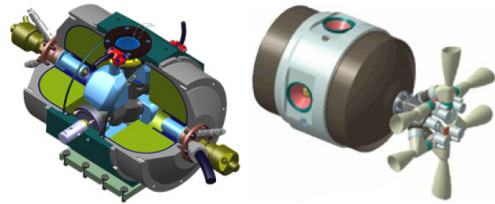


Fig. 1 Coupled DCS and ACS.

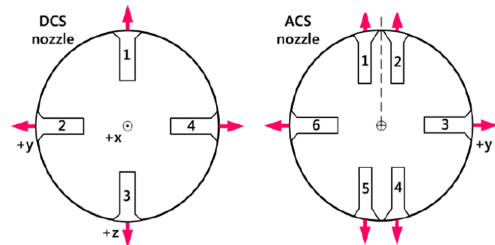


Fig. 2 Configuration of DACS.

치에 따른 성능특성과 핀틀이동 시 발생하는 압력진동현상 및 연소현상을 해석적으로 분석하였다. 그리고 핀틀 노즐의 유동해석에 적합한 난류 모델 및 압축성계수 보정모델을 연구하였다[10-14]. LIG Nex1에서는 관통형 핀틀 노즐에 대한 유동해석과 핀틀 추진기관에 사용되는 소화성 추진제에 대한 소화특성 연구를 수행하였다[15-19].

DACS 탑재체는 미사일의 2단 혹은 3단에 배치되어 종말단계에서 표적을 격추시키기 때문에 고고도에서 노즐이 작동한다. 고고도에서는 대기의 밀도가 낮기 때문에 기체를 연속체라고 가정하여 해석하는 Reynolds Averaged Navier Stokes(RANS) 방정식으로는 해석방법이 유효하지 못하다. 주로 Bird가 개발한 Direct Simulation MonteCarlo(DSMC) 방법을 사용하여 유동을 해석한다[20, 21]. 하지만 연속체로 가정하여 해석을 수행하여도 적은 오차범위 내에서 결과를 도출할 수 있으며 성능을 파악하는데 문제가 없다. 고고도 환경 모사를 위한 디퓨저 해석의 문헌조사[22-26]를 보면 연속체 가정을 통한 해석을 수행하여도 결과에 큰 차이가 없다.

따라서 본 연구에서는 위치제어용 핀틀 노즐의 대칭적 형상에 대하여 핀틀 위치와 고도 변

화에 대한 정상상태 특성을 유동해석적으로 분석하였다. 해석을 수행하는 핀틀 노즐은 기존 선행연구 형상을 사용하였고, 고고도에서의 유동해석은 해석방법을 검증하고 적용하였다. 기존에는 단일 핀틀 노즐에 대한 해석들이 주를 이루었다면, 이번 연구를 통해 2개의 핀틀 노즐이 대칭을 이루며 가지는 정적 특성을 파악하고자 한다.

2. 해석모델 및 수치기법

2.1 해석모델

해석을 수행한 도메인은 Fig. 3과 같다. 추진기관의 중앙에 연소실이 있으며 좌, 우로 핀틀과 노즐이 위치해있다. 좌, 우 핀틀과 노즐은 서로 같은 형상이며 핀틀의 헤드 형상은 직경이 선형적으로 감소하는 형상이다. 핀틀의 길이는 직경의 2.5배이다. 노즐의 초기 목 단면적 반경은 5 mm, 노즐 출구 반경은 13 mm이고 노즐 출구 확산반각은 15°이다. 핀틀의 반경은 3.5 mm이며 외기의 크기는 반경방향으로 500 mm, 중심축 방향으로 2000 mm로 설정하였다. 핀틀의 초기위치와 노즐 목까지의 거리는 20 mm로 핀틀이 전진하면 노즐 목의 크기가 감소한다. Fig. 5는 핀틀의 위치에 따라 노즐 목의 변화를 초기

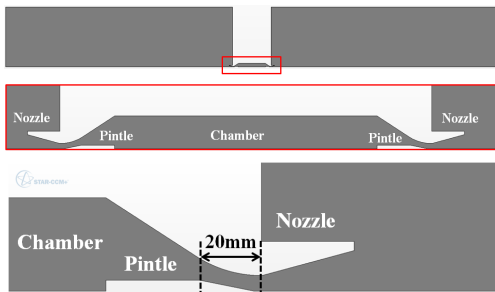


Fig. 3 Analytical domain of pintle nozzle.

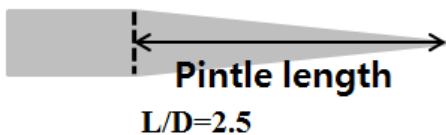


Fig. 4 Pintle shape.

노즐 목 크기로 무차원화 한 것이다. 핀틀이 20 mm 전진하면 노즐 목은 약 50% 감소한다.

2.2 격자구성 및 경계조건

해석 모델의 격자 및 경계조건은 Fig. 6과 같다. 핀틀과 노즐 사이의 간격이 매우 작아지면 벽면에서의 난류 생성과 소멸 및 박리특성이 나타나므로 벽면에서의 첫 번째 격자는 $y^+ = 1$ 로 생성하였다. 벽면에서의 정확한 유동구배를 포착하기 위해 prism layer 격자 생성기법을 적용하였고 총 20개의 layer를 생성하였다. Prism layer 기법은 Fig. 7과 같이 벽면에서 정렬모양의 수직 격자를 생성하는 기법이며 h_o 는 벽면에서 첫 번째 격자간격이고, h_t 는 총 두께이며 쌍곡 삼각함수로 구성된 확장함수가 격자를 분포시킨다. 격자 생성에 사용되는 확장함수는 Eq. 1과 같다.

$$s(n_i) = 1 + \frac{\tanh[F_s(n_i/N - 1)]}{\tanh(F_s)} \tag{1}$$

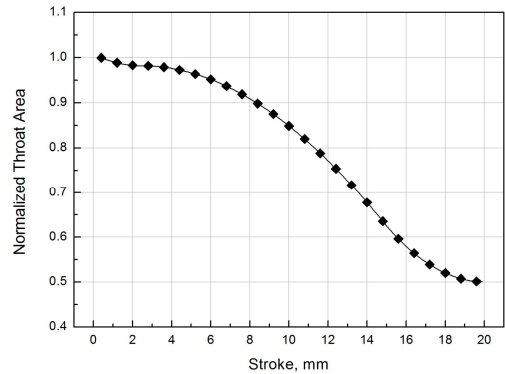


Fig. 5 Normalized nozzle throat area at pintle position.

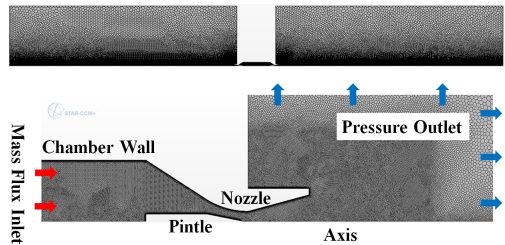


Fig. 6 Analytical domain of pintle nozzle.

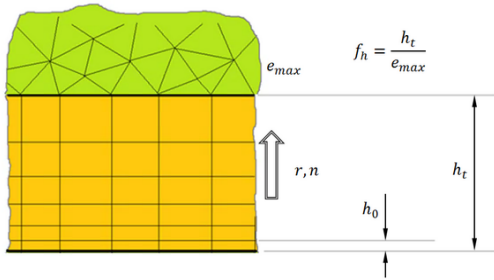


Fig. 7 Method of Prism layer.

여기서 n_i 는 각 노드점이고, N 는 총 layer 개수, F_s 는 확장지수(Stretching factor), s 는 확장함수이다. 핀틀 주위에서의 복잡한 유동특성을 정확하게 포착하기 위해 0.4 mm 수준의 격자밀집 (Volume control)을 적용하였다. 격자는 프로그램이 제공하는 polyhedral 비정렬 격자생성기법을 적용하였으며, 격자의존성 검증을 통해 격자개수는 약 290,000 개로 설정하였다.

연소실 입구조건은 추진제 burn-back 조건을 사용하였다. 추진제 burn-back 조건은 연소실 압력변화에 따른 추진제에서의 연소속도 변화율을 고려한 것이다. 적용한 burn-back조건식은 Eq. 2와 같다. 여기서 \dot{r} 은 추진제의 연소속도이며 a, n 은 추진제 특성, P_c 는 연소실의 압력이다. 계산에 사용된 추진제의 n 값은 0.7이며 1,000 psi에서 연소속도는 9 mm/s이다.

$$\dot{r} = aP_c^n \quad (2)$$

작동유체는 추진제의 분자량과 비열비를 고려해 주었다. 분자량은 33.31이고 비열비는 1.21이다. 노즐 밖의 외기조건을 고려하기 위해 표준대기상태의 압력 출구 조건을 적용하였다. 유동해석과 격자생성 프로그램은 STAR-CCM+ v10.06을 사용하였다.

2.3 수치기법

노즐 형상은 제트(jet) 축을 중심으로 축대칭이므로 2차원 축대칭 압축성 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations) 해석을 수행하였으며 지배방정식은 Eq. 3과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int W d\tilde{V} + \oint [F - G] \cdot d\tilde{a} = \int Hd\tilde{V} \quad (3)$$

여기서 W, F, G, H 는 Eq. 4와 같다.

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho(v - v_g) \\ \rho(v - v_g) \otimes v + pI \\ \rho(v - v_g)H + pv_g \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} 0 \\ T \\ T \cdot v + \dot{q} \end{bmatrix}$$

$$H = \begin{bmatrix} S_u \\ f_r + f_g + f_p + f_u + f_w + f_L \\ S_u \end{bmatrix} \quad (4)$$

Eq. 4에서 ρ 는 밀도, v 는 속도, E 는 전에너지, p 는 압력, T 는 점성 텐서, \dot{q} 는 열 플럭스 벡터, v_g 는 격자 속도이다. 해석에 사용된 시간기법은 steady를 사용하였다. 공간정확도는 해석 프로그램이 제공하는 MUSCL 3rd를 사용하였으며, 충격과 발생 시 정확한 계산을 수행하기 위해 flux에 대해 AUSM+ FVS[27, 28] 기법을 적용하였다.

3. 해석기법 검증

3.1 사각노즐에서의 박리유동해석

노즐에서의 박리위치 뿐만 아니라 노즐 내부에서 발생하는 복잡한 유동구조를 정확히 포착해야 출구에서의 노즐 성능특성을 분석할 수 있다. 사각노즐 검증해석을 통해 사용하는 유동해석 프로그램의 박리위치 및 충격과 간섭에 의한 유동구조 해석을 검증하였다.

출구면이 사각형 형태의 노즐에서 연소실 압력과 외기 압력비(NPR)에 따른 노즐에서의 압력분포 결과를 검증에 사용하였으며 형상은 Fig. 8과 같다.

목 단면적 부분의 면적이 2,785 mm² 이고, 1.797의 노즐 면적비를 가지며 101.34 mm의 깊이를 가진 노즐이다[29].

격자는 약 15만개를 사용하였으며, 난류모델은 $k-\epsilon$ realizable 모델을 사용하였다. NPR(Nozzle Pressure Ratio)은 연소실의 압력과 외기의 압력

비를 의미한다. NPR이 5보다 작은 경우, 노즐 확산부에서 박리유동이 발생하며 노즐 내부에서 마하디스크와 팽창파가 발생하게 된다. 실험 결과와 동일 조건으로 CFD 해석을 수행한 결과 노즐에서의 박리위치를 잘 포착하는 것을 확인하였으며 그 결과는 Fig. 9와 같다.

3.2 핀틀노즐에서의 유동해석

핀틀이 노즐목을 통과하는 관통형 핀틀 노즐의 핀틀 위치에 따른 노즐에서의 압력분포 결과를 검증해석에 사용하였다[30]. Fig. 10은 공압조

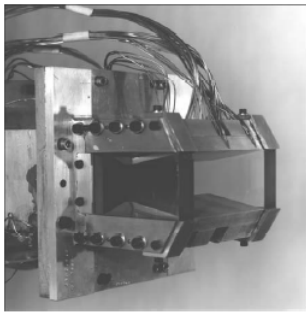


Fig. 8 Rectangular nozzle.

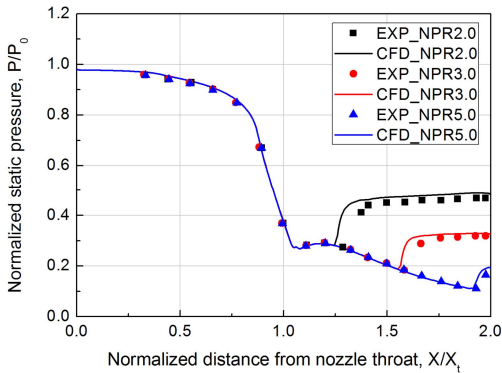


Fig. 9 Pressure distribution of rectangular nozzle.

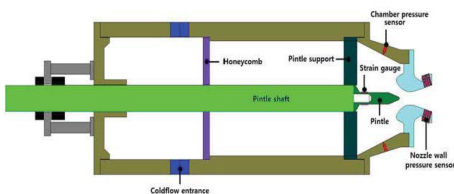


Fig. 10 Pintle assembly for cold flow test.

건에서의 실험 개략도를 나타낸 것이다. 논문에 제시된 핀틀 형상중 설계형상과 동일한 직선형 핀틀의 실험값을 검증에 사용하였다. 핀틀의 위치는 노즐에서 박리가 가장 많이 발생하는 위치를 선택하였다. 이 위치에서의 실험값을 이용하여 해석 프로그램의 박리위치 검증 및 계산에 적합한 공간정확도와 난류모델을 선택하였다.

Fig. 11은 1~3차의 공간정확도에 따른 노즐에서의 압력분포를 나타낸 것이다. 공간정확도의 차수가 높을수록 한 점을 계산하는데 주변 값을 많이 사용하므로 격자를 늘리지 않고도 계산의 품질이 좋아진다. 1차 공간기법의 경우 제트(jet) 방향만 고려되기 때문에 박리유동이 포착되지 않는다. 2차 이상의 공간정확도의 경우 모두 박리를 포착하며, 박리유동 뿐만 아니라 노즐 내부에서의 압축, 팽창파의 정확한 해석을 위해 3차의 MUSCL 기법을 선택하였다.

Fig. 12는 난류 모델에 따른 노즐에서의 압력 분포를 나타낸 것이다. 실험과 결과가 유사한 난류모델은 $k-\epsilon$ realizable과 $k-\omega$ SST이다. 두 모델의 결과를 자세히 비교해보면, 노즐방향 무차원거리 0.6 부근에서 박리가 시작되는 위치는 동일하게 포착한다. 이후 얇은 팽창파를 지난 후 두 번째 박리가 발생하는 위치는 $k-\epsilon$ realizable 모델이 더 잘 포착한다. 따라서 난류모델은 $k-\epsilon$ realizable 모델을 선택하였다. 또한 앞서 수행된 선행연구 결과[14]를 보면 $k-\epsilon$ 모델에 압축성계수를 추가한 난류모델이 핀틀 유동에서의 박리 유동에 적합하다고 제시되어있다.

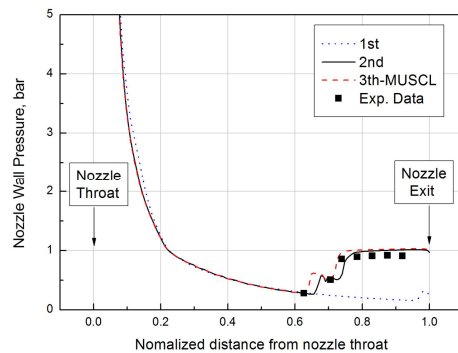


Fig. 11 Nozzle wall pressure vs Discretization method.

3.3 고고도조건 유동해석

대기가 희박한 고고도에서는 밀도와 압력이 급격히 하강하여 로켓에서 발생하는 후류의 화염을 예측하는 것이 매우 중요하다. 저 밀도 노즐에 대하여 결과가 공개되어 있는 Rothe[31]의 실험 결과를 이용하여 고고도에서의 유동해석을 검증하였다.

Rothe 노즐의 형상은 Fig. 13과 같다. 사용된 기체는 질소이고, 노즐 입구의 경계조건으로 전 온도 300 K, 전압력 474 Pa이다. 또한 배압은 1.5 Pa이다. 격자는 약 8만개를 사용하였으며, 난류모델은 $k-\epsilon$ realizable 모델을 사용하였다.

Fig. 14는 노즐 대칭축의 밀도분포이다. x축은 노즐 목부터 노즐 출구까지 노즐 목의 반경으로 정규화한 거리이고, y축은 ρ/ρ_0 로 정규화한 밀도이다. 노즐 목부터 출구까지 실험결과와 일치함

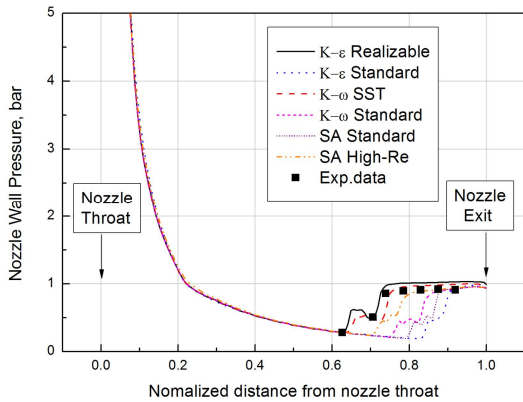


Fig. 12 Nozzle wall pressure vs Turbulent model.

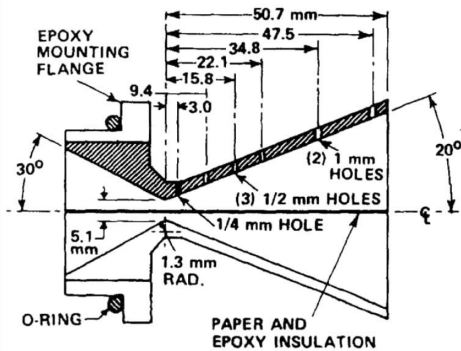


Fig. 13 Rothe's nozzle.

을 알 수 있다. 이를 확장하여 Fig. 15와 같이 노즐 출구에서 외기유동까지의 밀도분포 역시 실험과 유사하다. Fig. 16은 노즐 목에서 출구까지의 온도분포를 나타낸 것으로, 노즐 출구로 갈수록 유동의 속도가 빨라져서 시험에서 측정되는 값과 CFD 결과 사이에 차이가 발생한다.

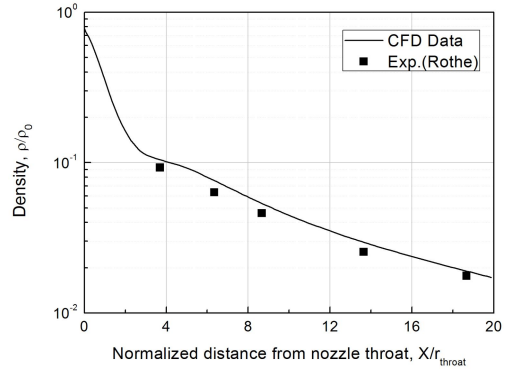


Fig. 14 Density variation from nozzle throat.

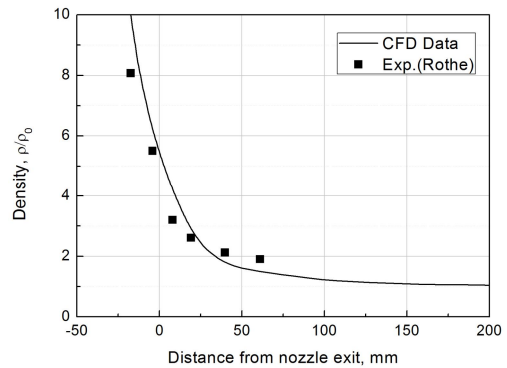


Fig. 15 Density variation from nozzle exit.

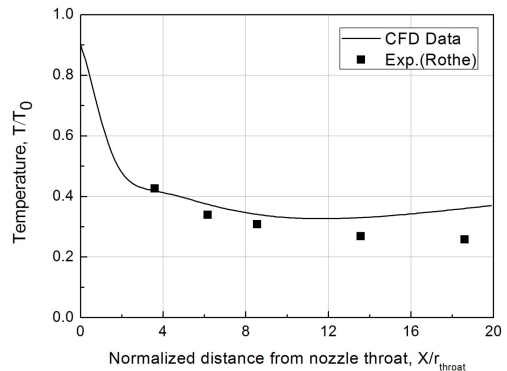


Fig. 16 Temperature variation from nozzle throat.

4. 해석 결과

4.1 핀틀 위치에 따른 결과

Fig. 17은 핀틀 위치에 대한 형상을 나타낸 것이다. 핀틀 위치에 따라 노즐 목 크기가 변하는 구간은 20 mm이며, open은 노즐 목이 제일 큰 위치이고 close는 노즐 목이 최소인 위치이다. 해석 도메인인 Fig. 3을 보면 핀틀 노즐은 좌, 우로 배치되어 있으며 두 핀틀이 모두 노즐 목 크기가 최대일 때를 full open, 모두 최소일 때를 full close, 한쪽만 최대일 때를 half open으로 설정하였다. 각 핀틀의 위치에 따라 연소실에서 유동이 나가는 노즐 목의 크기가 달라져서 연소실 안의 압력도 달라진다. 압력이 변하면 각 핀틀에 걸리는 구동하중도 달라지며 각 조건별 압력과 구동하중, 추력은 Table 1과 같다.

핀틀에 걸리는 구동하중은 연소실의 압력에 가장 큰 영향을 받으며, 한쪽만 열린 half open의 경우 핀틀이 노즐 목의 크기를 최소로 할 때 구동하중이 많이 걸린다. half open 상태에서 동일한 연소실 압력에서 핀틀에 걸리는 하중은 약 12배 차이난다. 구동하중과 동일하게 노즐에서 발생하는 추력도 노즐 목이 최소일 때 높게 나타난다. 노즐에서 발생하는 추력은 연소실의 압력과 노즐 목 크기에 비례하는데, 노즐 목의 감소량(50% 감소)보다 연소실 압력의 증가량(1500% 증가)이 더 크므로 핀틀로 노즐 목을 막을수록 추력은 증가한다. half open 상태에서의 추력은 open과 close 상태가 약 2배 차이이며 구동하중에 비해 차이가 적다.

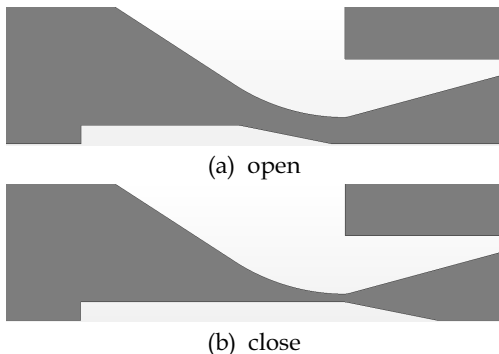


Fig. 17 Difference of pintle position.

Fig. 18은 고도 0 km 조건에서 각 핀틀 위치별 마하수 분포를 나타낸 것이다. Fig. 18의 (a) full open과 (b) full close는 동일 연소실 압력에서 노즐 목 크기가 같으므로 대칭적인 분포를 나타낸다. Fig. 18(c), (d) half open의 경우 동일 연소실 압력에서 좌, 우 서로 다른 노즐 목 크기를 가지므로 각 노즐에서 유동의 분포가 다르며 추력의 차이가 발생하여 탑재체 전체가 이동하게 된다.

Table 1. Chamber pressure, pintle load and thrust by each condition.

Case	Chamber Pressure	Pintle Load	Thrust
Full Close	85.6 bar	146.06 N	544.4 N
Half Open	18.1 bar	2.64 N(o*) 31.09 N(c*)	181 N(o*) 94 N(c*)
Full Open	5.7 bar	0.845 N	45.6 N

o* : open, c* : close

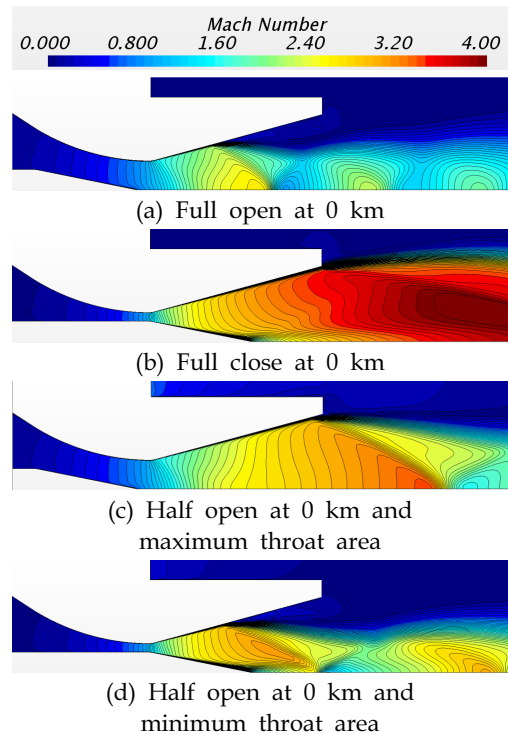


Fig. 18 Mach contour by each pintle position.

Table 2는 half open 조건에서의 정적 안정성을 확인하기 위해 피칭모멘트 값을 나타낸 것이다. 중심축의 대칭점을 원점으로 각 구성품별 발생하는 모멘트를 Eq. 5를 이용하여 계수로 표현하였다. 밀도는 대기밀도, 속도는 M 1.0, 기준면적과 길이는 노즐 출구 값을 사용하였다. Table 2에서 (+)값은 z방향 오른손법칙이므로 z축을 기준으로 시계 방향으로 회전하며 그림 Fig. 19와 같다.

$$C_m = \frac{M}{0.5\rho v^2 AL} \quad (5)$$

각 구성품별 피칭모멘트 값을 보면 동일한 왼쪽, 오른쪽 구성품이어도 노즐과 핀틀에서 모멘트 방향이 반대이다. 즉 노즐과 핀틀에서는 반대 방향으로 힘을 받고 있다. 좌, 우 노즐의 경우 위쪽 방향으로 힘을 받고 있으며, 핀틀은 아래 방향으로 받고 있다. 좌우 노즐에서는 모멘트 값이 큰 차이가 없지만 핀틀에서는 서로 다른 노즐 목 크기로 인해 핀틀에 가해지는 구동력이 달라서 피칭모멘트도 차이가 발생한다.

Half open 상태에서의 추력과 피칭모멘트 값을 가지고 정적 안정성을 파악해보면 추력은 open 쪽이 크고 피칭모멘트는 중심축에서 close 방향으로 발생하므로 추진기관은 close 방향으로

Table 2. Static stability by each component under half open condition.

Component	Moment coefficient
Inlet	0
Nozzle_left	-940.548
Nozzle_right	942.163
Pintle_left	64.646
Pintle_right	-85.266
Total	-18.977



Fig. 19 Rotational direction at half open condition

직진운동과 회전운동을 동시에 한다.

Table 3은 full open과 full close에서의 각 구성품별 모멘트계수를 나타낸 것이다. Full open과 full close 조건은 양쪽이 대칭의 유동분포를 지니므로 회전 모멘트 계수의 합은 0에 수렴할 것으로 예상했으나 실제로는 작은 값이 발생하였다. Half open의 경우 총 모멘트 값인 -18.977이 노즐에서 발생하는 -940.548의 2% 수준이고 값 자체가 커서 전체 탑재체의 회전성에 영향을 미치지 않지만, full open과 full close는 전체 모멘트 값이 노즐에서 발생하는 모멘트 값의 0.001% 미만이고 값 자체도 매우 작으므로 무시할 만하다. 이 분석은 정적인 상태에서의 분석이고 실제 연소시간이 수십, 수백초 일 때는 작은 모멘트 값이 중첩돼서 대칭조건에서도 탑재체의 안전성에 영향을 미친다.

4.2 작동 고도에 따른 결과

자세제어용 핀틀 노즐의 고고도 특성을 파악하기 위해서 고도 5, 20 km에서의 압력과 온도를 적용하여 해석을 수행하였다. 각 고도별 외기의 압력과 온도, 밀도는 Table 5와 같다.

Table 4는 full close 조건에서 해수면과 고도 5, 20 km 일 때의 추력을 비교한 것이다. 고도 변화에 따라서 연소실의 압력은 변하지 않기 때문에 출구에서 발생하는 질량유량과 속도, 압력은 동일하다. 단지 외부의 압력이 달라지므로 추력 계산 시 추력의 압력항만 증가한다.

Table 3. Static stability by each component under full open and full close condition.

Component	M.C.* full open	M.C.* full close
Inlet	0	0
Nozzle_left	-245.965	-4503.982
Nozzle_right	245.943	4503.943
Pintle_left	16.975	411.036
Pintle_right	-16.969	-411.028
Total	-0.015	-0.032

M.C.* : Moment Coefficient

Table 4. Thrust and pintle load by each altitude under full close condition.

Altitude	0 km	5 km	20 km
Thrust	544.4 N	564.7 N	568.5 N
Pintle Load	146.06 N		

Table 5. Boundary conditions by each altitude.

Case	Pressure [Pa]	Temperature [K]	Density [kg/m^3]
0 km	101,325	300.0	1.176
5 km	54,048	255.5	0.737
20 km	5,529	216.5	0.089

작동 고도에 따라서 연소실의 압력이 변하지 않기 때문에 핀틀에 걸리는 하중 역시 고도 변화에 무관하다. 그리고 노즐 및 핀틀에 걸리는 하중이 추진기관의 정적 안정성에 영향을 미치므로 고도 변화에 따라 피칭모멘트의 변화는 발생하지 않는다.

Fig. 20은 full close 조건에서 각 고도별 노즐에서의 마하수 분포를 나타낸 것이다. 외기의 고도가 높아질수록 밀도가 낮아져서 화염이 잘 팽창하며 그로인해 동일 연소실 압력에서 노즐 출구 이후의 마하수가 증가한다. 고도의 변화에 따라서 노즐 내부의 유동구조가 변하지 않으므로 노즐과 핀틀에 가해지는 구동력도 동일하여 모멘트 계수는 고도 변화에 동일하다.

Fig. 21은 full open 조건에서 각 고도별 노즐 출구에서의 마하수 분포를 나타낸 것이다. Full open 조건의 경우 연소실 압력이 매우 낮으므로 외기 고도가 증가하면 외기에 의해 박리된 유동이 팽창되어 노즐 전 영역에 영향을 미친다.

Full close와 full open 조건에서 작동 고도별 정적 안정성을 파악해보기 위해 각 구성품별 모멘트 계수를 Table 6, 7에 나타내었다. 고도가 변화하면 모멘트 계산식에서 밀도 값이 변하지만 각 고도별 동일한 조건에서 안정성을 비교해 보기 위해 Table 6~8에서의 밀도는 고도 0 km 값을 동일하게 적용하였다.

Full close 조건의 경우 고도 0 km에서 노즐

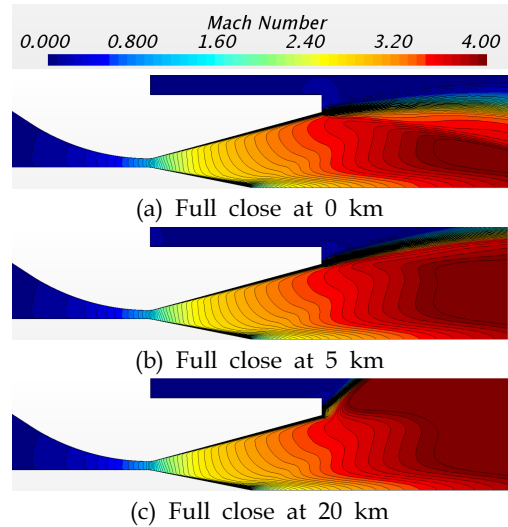


Fig. 20 Mach contour by each altitude in full close conditions.

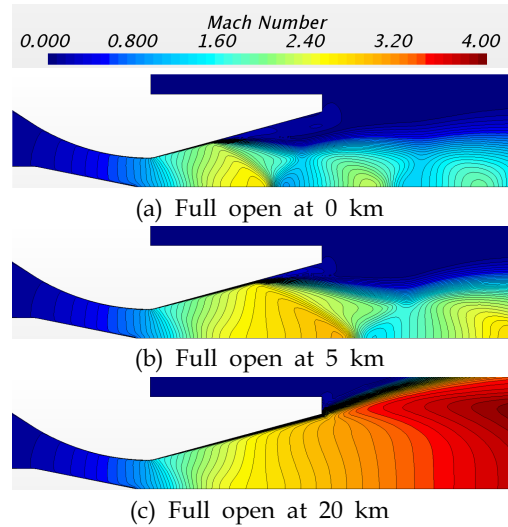


Fig. 21 Mach contour by each altitude in full open conditions.

Table 6. Moment coefficient by each component in full close condition.

Component	0 km	5 km	20 km
Nozzle_left	-4503	-4511	-4499
Nozzle_right	4503	4511	4499
Pintle_left	411	411.5	410
Pintle_right	-411	-411.5	-410
Total	0	0	0

Table 7. Moment coefficient by each component in full open condition.

Component	0 km	5 km	20 km
Nozzle_left	-245	-251	-244
Nozzle_right	245	251	244
Pintle_left	17.0	17.6	17.2
Pintle_right	-17.0	-17.6	-17.2
Total	0	0	0

Table 8. Moment coefficient at half open condition.

Component	0 km	5 km	20 km
Total	-18.977	-20.546	-22.976

내에 유동이 완전히 팽창되었으므로 고도가 높아져도 노즐 내부의 유동이 동일하여 모멘트 값은 동일하다. 하지만 full close 조건의 경우 고도 0 km에서 유동박리로 인해 노즐 내부에서 유동이 완전히 팽창되지 못했고, 고도가 높아지면 유동이 팽창되어 노즐에 가해지는 힘이 달라져 모멘트 계수 값이 달라질 것으로 예상했지만 고도별 모멘트 계수를 비교해보면 큰 차이가 없다.

좌우가 비대칭인 half open 조건의 경우 각 고도별 총 모멘트 계수를 Table 8에 비교하여 나타내었다. full close 및 full open 조건과는 다르게 고도 증가에 따라 모멘트 계수 값이 증가하였으며 0 km와 20 km를 비교하였을 때 동일 조건에서 모멘트 계수가 약 21% 증가하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 좌, 우로 배치된 대칭형 핀틀 노즐의 고도 변화와 핀틀 위치 변화에 대한 특성을 파악하기 위해 전산유동해석을 수행하였다. 핀틀 노즐의 형상은 선행연구를 수행한 직선형 핀틀 노즐을 사용하였고, 핀틀의 이동거리가 20 mm일 때 노즐 목 크기 변화는 초기 면적대비 50%이다. 핀틀과 노즐의 간격이 매우 작고 노즐 이후의 복잡한 유동을 정확히 포착하기 위해 벽

면에 20 개의 prism layer를 생성하였으며 벽면에서 첫 번째 격자의 크기는 $y^+ = 1$ 로 설정하였다. 노즐 주위에 0.4 mm 크기의 격자밀집 (Volume-control)방법을 적용하였고 총 격자수는 약 29 만개이다.

연소실에서의 압력변화가 추진제 연소특성에 영향을 미치기 위해서 추진제의 특성변수인 a 와 n 값을 고려하여 연소실 경계조건을 설정하였다. 추진제의 n 은 0.7이고 1,000 psi에서 연소속도는 9 mm/s이다.

해석을 수행한 전산유동해석 프로그램의 적절한 해석기법을 선정하기 위해 박리유동을 동반한 사각노즐과 핀틀노즐의 검증해석을 수행하였다. 각 노즐의 실험값에 대한 벽면 압력분포를 모사하기 위해 격자수와 난류모델, 공간정확도 기법을 변경해 해석을 수행하였으며 3차의 MUSCL 기법과 $k-\epsilon$ realizable 난류모델이 가장 잘 맞는 것을 확인하였다. 대기가 희박한 고고도 조건에서는 Rothe의 노즐 실험 결과를 이용하여 유동해석을 검증하였으며, 유체를 연속체로 가정하여 해석을 수행하여도 노즐 내부는 실험결과와 매우 유사하였고 노즐 외부의 유동도 경향이 유사하였다.

대칭형 핀틀노즐의 노즐 위치는 노즐 목의 크기가 가장 큰 open 상태와 노즐 목의 크기가 가장 작은 close 위치로 구분하였다. 해석 조건은 양쪽 모두 노즐 목이 큰 full open, 양쪽 모두 노즐 목이 작은 full close, 한쪽만 노즐 목이 큰 half open으로 세 가지로 해석을 수행하였다. 고도변화에 대한 해석은 0, 5, 20 km로 구분하였다.

해수면 고도(0 km)에서 핀틀 위치 조건에 따라서 해석을 수행한 결과 노즐 목의 크기가 가장 작은 full close 조건이 연소실 압력이 가장 높았으며, full open 조건에 비해 약 15배 높았다. 추력도 압력과 유사한 비율을 나타냈으며 구동하중은 150배 이상 높게 나타났다. 핀틀의 위치가 각기 다른 half open의 경우 노즐 목이 큰 위치에서 추력이 높게 나타났으며 노즐 목이 작은 위치에서는 추력은 50% 수준으로 작은 대신

구동하중이 10배 이상 크게 작용하였다.

핀틀의 위치에 따라 정적안정성을 분석하기 위해 각 구성품별 모멘트 계수를 추출하였다. 핀틀의 위치가 대칭 조건에서는 모멘트 계수가 노즐에서 발생하는 모멘트 계수의 0.001%로 매우 작은 값을 나타내었다. 정상상태 조건에서는 안정성에 영향을 미치지 않을 값이지만 실제 수싯, 수백초 연소에서는 작은 모멘트 값이 중첩돼서 대칭조건에서도 탑재체의 안전성에 영향을 미칠 것이다.

고도 변화에 대한 해석은 노즐에서의 추력과 핀틀 구동하중, 유동구조, 정적 안정성을 분석하였다. 추력은 외기의 압력 감소로 인한 추력의 압력항 증가분만큼 증가하였다. 고도가 높아지더라도 연소실 압력과 노즐 내부의 유동은 변하지 않으므로 핀틀에 걸리는 구동하중은 동일하다. 연소실의 압력이 가장 작은 full open 조건에서 고도 0 km에서는 노즐 내부에서 박리가 발생하여 유동이 팽창하지 못하지만, 고도가 높아지면 압력이 낮아져서 유동이 노즐내부에서 모두 팽창하였다. 팽창된 유동은 노즐의 벽면에 영향을 미치므로 고도 변화에 따라 모멘트 계수가 변할 것으로 예상하였으나 full open과 full close 조건에서는 고도 변화에 따라 모멘트 계수는 변하지 않았다. 핀틀 위치가 비대칭인 half open 조건에서는 고도가 증가하면 모멘트 계수 값이 증가하였고 고도 0 km 조건과 20 km 조건을 비교하였을 때 약 21% 증가하였다.

References

1. Ki, T.S., "Research for Thrust Distribution Method of DACS for Response to Pintle Actuating Failure," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 5, pp. 61-70, 2017.
2. John, L.B. and Roberto, D.S., "Solid Rocket Motor Control : Theoretical Motivation and Experimental Demonstration," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE *Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2003-4968, Jul. 2003.
3. Christina, A.D. and Amy, B.G., "Variable Thrust Solid Propulsion Control Using Labview," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE *Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2003-4968, Jul. 2003.
4. Niu, W.Y., Bao, W., Chang, J., Cui, T. and Yu, D.R., "Control System Design and Experiment of Needle-type Gas Regulating System for Ducted Rocket," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 224, No. 1, pp. 563-573, 2010.
5. Morris, J.W., Carlson, R.W., Peterson, K.L. and Reich, E.M., "Multiple Pintle Nozzle Propulsion Control System," US Patent No. 5456425, Oct. 10. 1995.
6. Lee, J.H., Kim, J.K., Jang, H.B. and Oh, J.T., "Experimental and Theoretical Investigations of Thrust Variation with Pintle Positions Using Cold Gas," 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE *Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Hartford, C.T., U.S.A., AIAA 2008-4787, July, 2008.
7. Lee, J.H., Kim, L.C., Part, S.H., Lim, S.T., Oh, S.J., Won, J.W. and Yun, E.Y., "A Study on the Performance of Variable Thrust Rocket Motor by the Pintle Nozzle," 39th *The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Yeosu, Korea, pp. 367-370, Nov. 2012.
8. Lee, J.H., Kim, Y.C., Part, S.H., Oh, S.J., Lim, S.T., Oh, J.Y., Won, J.W. and Ko, H., "A Study on the Performance of Blunt Body Pintle Nozzle," 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE *Joint Propulsion Conference*, San Jose, C.A., U.S.A., AIAA 2013-4080, Jul. 2013.
9. Ko, H., Lee, J.H., Chang, H.B. and Yoon, W.S., "Cold Tests and the Dynamic Characteristics of the Pintle Type Solid Rocket Motor," 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE

- Joint Propulsion Conference*, San Jose, C.A., U.S.A., AIAA 2013-4079, Jul. 2013.
10. Park, H.J., Kim, L.N., Heo, J.Y., Sung, H.G. and Yang, J.S., "Numerical Study on Dynamic Characteristics of Pintle Nozzle for Variant Thrust: Part 1," 37th *The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 213-217, Nov. 2011.
 11. Heo, J.Y., Kim, K.W., Sung, H.G. and Yang, J.S., "Numerical Study on Dynamic Characteristics of Pintle Nozzle for Variant Thrust: Part 2," 38th *The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Gumi, Korea, pp. 123-128, May. 2012.
 12. Heo, J.Y., Jeong, K.Y. and Sung, H.G., "Numerical Study on Dynamic Characteristics of Pintle Nozzle for Variant Thrust: Part 3," 40th *The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Busan, Korea, pp. 523-528, May. 2013.
 13. Heo, J.Y., Jeong, K.Y. and Sung, H.G., "Numerical Study fo the Dynamic Characteristics of Pintle Nozzles for Variable Thrust," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 1, pp. 230-237, 2017.
 14. Heo, J.Y., Jung, J.Y., Sung, H.G., Yang, J.S. and Lee, J.H., "Compressibility Correction Effects of Two-equation Turbulence Models for a Supersonic Through-type Pintle Nozzle with Large Scale Separation Flow," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 1, pp. 66-69, 2013.
 15. Jeong, K.Y., Hong, J.S., Heo, J.Y., Sung, H.G., Yang, J.S. and Ha, D.S., "Thrust Characteristics of Through-type Pintle Nozzle at Operating Altitudes Conditions," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 4, pp. 59-67, 2016.
 16. Sung, H.G., Jeong, K.Y. and Heo, J.Y., "Performance Characteristics of a Pintle Nozzle using the Conformal Sliding Mesh Technique," *Journal of the Aerospace Science and Technology*, Vol. 61, pp. 85-94, 2017.
 17. Jeong, K.Y., Kang, D.G., Lee, D.Y. and Kim, D.H., "Assessment and Validation of Grids Scale, Turbulence Models and Spatial Accuracy for the Separation Flow in Through-type Pintle Nozzle," *Journal of the Computational Fluid Engineers*, Vol. 22, No. 3, pp. 17-27, 2017.
 18. Jeong, K.Y., Kang, D.G., Jung, E.H., Lee, D.Y. and Kim, D.H., "Steady and Unsteady State Characteristics of Length Effects about Linear Pintle Nozzle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 3, pp. 28-39, 2018.
 19. Choi, J.S., Lee, C.H., Lim, J.I. and Lee, H.J., "A Study on Characteristic of Extinguishment for Solid Propellants Composition by Rapid Depressurization," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 5, pp. 37-49, 2017.
 20. Jeon, W.J., Baek, S.W., Park, J.H. and Ha, D.S., "Rocket Plume Analysis with DSMC Method," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 5, pp. 54-61, 2014.
 21. Choi, Y.I. and Kim, K.T., "Plume Density Simulation of KM Residual Thrust using DSMC Method," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 6, pp. 27-33, 2014.
 22. Jeong, B.G., Kim, H.J., Jeon, J.S., Ko, Y.S. and Han, Y.M., "Performance Characteristics Under Non-Reacting Condition with Respect to Length of a Subscale Diffuser for High-Altitude Simulation," *Transaotions of the Korean Society of Meohanioal Engineers*, Vol. 38, No. 4, pp. 321-328, 2014.
 23. Jeong, B.G., Yim, K.J., Jo, S.H., Kim, H.J., Jeon, J.S., Ko, Y.S., Kim, S.H. and Han, Y.M., "A Numerical Study on Performance

- Characteristics of a Subscale Diffuser for High-Altitude Simulation," 38th The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference, Gumi, Korea, pp. 570-573, May 2012.
24. Yoon, S.K., Yeon, H.W., Sung, H.G. and Shin, W.S., "Study on Design Parameters of Supersonic Ejectors to Simulate High Altitude Engine Test," 30th The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference, Incheon, Korea, pp. 353-356, Nov. 2008.
25. Song, B.C. and Kim, H.J., "A Numerical Study on The Performance Characteristics of Center-body Diffuser with change of Geometry," 46th The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference, Jeju, Korea, pp. 68-74, Dec. 2016.
26. Sung, H.G., Kim, S.J., Yeom, H.W. and Heo, J.Y., "On the Assessment of Compressibility Effects of Two-Equation Turbulence Models for Supersonic Transition Flow with Flow Separation," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 14, No. 4, pp. 387-397, 2013.
27. Liou, M.S., "A Sequel to AUSM : AUSM+," *Journal of Computational Physics*, Vol. 129, pp. 364-382, 1996.
28. Liou, M.S., "Ten Years in the Making : AUSM Family," NASA/TM-2001-210977, AIAA 2001-2521. 2001.
29. Elmiligui, A., Abodol-Hamid, K.S., and Hunter C.A., "Numerical Investigation of Flow in an Over-expanded Nozzle with Porous Surfaces," *Journal of aircraft*, Vol. 43, No. 4, pp. 1217-1225, 2006.
30. Kim, J.K., "Study on the Effects of Pintle Shapes and Position in Nozzle Flowfield, and Thrust in a Solid Rocket Motor with Pintle Nozzle," Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical Design Engineering, Chungnam National Univ., Chungnam, Korea, 2011.
31. Rothe, D.E., "Electron-Beam Studies of Viscous Flow in a Supersonic Nozzle," *AIAA Journal*, Vol. 9, No. 5, pp. 804-810, 1971.