

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.2.001>

Hot Gas와 Cold Gas를 이용한 모사 이중펄스 로켓 추진기관의 내부 유동 특성

조기홍^a · 박정호^b · 김의용^{c,*}

Internal Flow Characteristics of Simulated Dual Pulse Rocket Motor by Using the Hot Gas and Cold Gas

Kihong Cho^a · Jungho Park^b · Euiyong Kim^{c,*}

^aDepartment of Chemical Engineering, University of Seoul, Korea

^aDepartment of Technology Planning, Defense Agency for Technology and Quality, Korea

^bDepartment of Development, Hanwha Corporation Daejun Plant, Korea

^cDepartment of Chemical Engineering, University of Seoul, Korea

*Corresponding author. E-mail: eykim@uos.ac.kr

ABSTRACT

Dual pulse rocket motor is a variant of solid rocket motor with two propellant grain separated by a pulse separation device. The major performance of such a rocket motor is influenced by the change in the hole area of pulse separation device to nozzle throat area ratio. In this study, we performed flow analysis to investigate the internal flow characteristics according to the pulse separation device hole area to nozzle throat area ratio change. Gases used flow analysis were used combustion gas of HTPB/AP composite propellant and nitrogen gas. Flow analysis results of the dual pulse rocket motor were validated by comparison with experimental results of pneumatics. Commercial CFD code ANSYS FLUENT 14.5 is used in this study to simulate flow analysis.

초 록

이중펄스 로켓 추진기관은 하나의 펄스분리장치에 의해 분리된 2개의 추진제 그레인을 가진 변형된 고체 추진기관이다. 이러한 추진기관의 주요 성능은 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비의 변화에 영향을 받는다. 본 연구에서는 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비 변화에 따른 내부유동특성을 고찰하기 위해 유동해석을 수행하였다. 유동해석에 사용된 기체로는 hot gas로 HTPB/AP계 복합추진제 연소가스와 cold gas로 질소가스를 사용하였다. 이중펄스 로켓 추진기관의 내부유동해석 결과는 공압실험 결과와 비교 분석을 통해 검증하였다. 본 논문에서는 상용 CFD(Computational Fluid Dynamics) 코드인 ANSYS FLUENT V14.5를 이용하여 유동을 모사하였다.

Key Words: Dual Pulse Rocket Motor(이중펄스 로켓 추진기관), Internal Flow Analysis(내부유동해석), Pneumatics Test(공압실험), Pulse Separation Device(펄스분리장치), Simulation(모사)

Received 23 December 2014 / Revised 8 March 2015 / Accepted 13 March 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

이중펄스 로켓 추진기관은 하나의 연소관 내에

오리피스 역할을 하는 펄스분리장치(PSD, Pulse Separation Device)를 설치하여 에너지를 효율적으로 활용하기 위한 일종의 변형된 고체 추진기관이다[1,2].

이중펄스 로켓 추진기관은 1단 연소실의 추진제가 연소한 후 2단 연소실의 추진제가 연소하면서 발생된 고온, 고압의 연소기체가 펄스분리장치를 통해 1단 연소실 내로 유입되고, 그 기체들이 노즐을 통해 배출되면서 추력이 발생된다. 이러한 구조를 갖는 이중펄스 로켓 추진기관은 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비에 따라 압력, 유속 및 온도 등 내부유동특성에 변화가 수반된다[2-4].

본 논문에서는 이중펄스 로켓 추진기관의 펄스 분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비 변화에 따른 내부유동특성 고찰을 위해 hot gas 및 cold gas를 이용하여 유동해석을 수행하였다. 유동해석에 사용된 hot gas로는 HTPB(Hydroxyl Terminated Poly-Butadiene)/AP(Ammonium Perchlorate) 계 복합추진제의 연소가스를 사용하였으며, cold gas로는 질소가스를 사용하였다. 유동해석 결과는 공압실험을 통해 해석결과에 대한 검증을 수행하였다. 본 연구에서는 이중펄스 로켓 추진기관의 내부유동특성 고찰을 위해 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 상이한 5종의 해석모델을 생성하였다. 유동해석은 상용 CFD(Computational Fluid Dynamics) 코드인 ANSYS FLUENT V14.5를 이용하여 해석을 수행하였다.

2. 본 론

2.1 유동해석

2.1.1 지배방정식

일반적으로 자연계의 유체 유동은 질량, 운동량 및 에너지 보존의 법칙을 만족하며, 이는 압축성을 다루는 연속 방정식, 모멘텀 방정식, 에너지 방정식으로 표현된다. 이를 일반 직교 좌표계(cartesian coordinate)에서 다음과 같이 나타낼 수 있다.

연속 방정식 :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

모멘텀 방정식 :

$$\begin{aligned} x-Momentum : \\ \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

y-Momentum :

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho vu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vv)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right]$$

에너지 방정식 :

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u E)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v E)}{\partial y} = \\ \Phi + \frac{\partial}{\partial x} \left[k \frac{\partial T}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[k \frac{\partial T}{\partial y} \right] + \left[u \frac{\partial p}{\partial x} + v \frac{\partial p}{\partial y} \right] \end{aligned} \quad (3)$$

여기서, ρ 는 밀도(density), u, v 는 각각 x, y 방향의 속도 벡터(velocity vector), μ 는 점도(viscosity), k 는 열전도도(thermal conductivity), E 는 단위질량당 전 에너지, Φ 는 소산함수(dissipation function)를 의미한다.

2.1.2 난류 모델링

본 연구에서 유동해석에 사용된 난류모델인 SST $k-\omega$ 모델은 Wilcox, D.C.[5]에 의해 제안된 표준 $k-\omega$ 모델에서 출발하여 Menter, F.R.[6]에 의해 제안된 난류 모델로서 선형 와점

Table 1. Specifications of CFD model.

Classification	1st chamber length(mm)	Nozzle throat area(A_t , mm ²)	Orifice area (A_p , mm ²)	Ratio (A_p/A_t)	Pneumatic test
case 1	191.4	78.54	39.27	0.5	O
case 2			78.54	1.0	
case 3			157.08	2.0	O
case 4			235.62	3.0	
case 5			314.16	4.0	O

성 모델의 2-방정식 모델중 하나이다. SST $k-\omega$ 모델은 벽면 근처의 경계층 영역을 비교적 정확하게 예측하고, 초기조건에 민감한 $k-\omega$ 모델과 자유전단 영역을 비교적 정확하게 예측하고, 벽 근처에서 벽 함수나 모델링이 필요한 $k-\epsilon$ 모델을 이용하기 위해 두 모델을 결합한 모델이다 [6-7].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}) + \tilde{G}_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \end{aligned} \quad (5)$$

여기서, \tilde{G}_k 는 속도 구배(velocity gradient)에 의한 난류 운동에너지이고, \tilde{G}_ω 는 ω 에 의해 구해진다.

$$G_k = -\rho u'_i u'_j \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (6)$$

$$G_\omega = \alpha \frac{\omega}{k} G_k \quad (7)$$

여기서, 계수 $\alpha = \frac{\alpha_\infty}{\alpha^*} (\frac{\alpha_0 + Re_t/R_w}{1 + Re_t/R_w})$ 이며, D_ω 는 교차 확산(cross-diffusion)값이다. S_k, S_ω 는 UDS(User-Defined Source term)이다. Γ_k 와 Γ_ω 는 k 와 ω 의 유효 확산도를 나타낸 것이며, $k-\omega$ 모델에 대한 유효확산도(effective diffusivity)는 다음과 같다.

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (8)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (9)$$

σ_k 와 σ_ω 는 k 와 ω 에 대한 난류 프란틀 수(Prandtl number)이고, μ_t 는 난류 점도(turbulent viscosity)이다. Y_k 와 Y_ω 는 난류에 의한 k 와 ω 의 소실(dissipation)을 나타내며 다음과 같다.

$$Y_k = \rho \beta^* f_\beta k \omega \quad (10)$$

$$Y_\omega = \rho \beta f_\beta \omega^2 \quad (11)$$

2.1.3 해석 모델

해석 모델은 1단 연소실 추진제의 연소가 완료된 후 2단 연소실에서 평균압력 700 psig의 연소기체가 1단 연소실로 유입될 때 1단 연소실의 압력분포, 유속분포 및 온도분포를 확인할 수 있도록 모델을 생성하였다.

펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비(Ap/At)에 따른 압력분포, 유속분포 및 온도분포 등 내부유동특성을 확인하기 위해 Table 1과 같이 모델을 구성하였다. 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비는 각각 0.5, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0 등 5종으로 구성하였으며, 각 해석모델의 2단 연소실 길이 및 노즐 목 직경은 각각 193.0 mm, \emptyset 10.0 mm로 동일하게 적용하였다.

2.1.4 유동해석 방법

유동해석 방법은 관내 난류 유동 모사에 폭넓게 사용되는 SST $k-\omega$ 모델을 사용하여 정상상태 유동으로 해석하였다. 해석 solver는 압축성 유동해석에 적합한 것으로 알려진 density based solver를 사용하였다. 이중펄스 로켓 추진기관의 내부유동 해석을 위한 지배방정식의 이산화에는 직교 좌표계(x, y)에서 유한체적법으로 차분하였고, 비정렬 격자계를 사용하였다.

모멘텀 방정식의 대류항에 의한 공간 소산을 계산하기 위한 기울기는 Least Squares Cell-Based를 적용하였다. 대류항은 2차 정확도를 갖는 Second order upwind scheme을 적용하였다.

유동 모델은 Fig. 1과 같고, 정렬 격자계를 사용하였다. 격자는 사각 격자를 사용하였으며, 각 모델 별로 약 50,000개 이상의 셀을 사용하였다.

2.1.5 초기조건 및 경계조건

본 연구에서 이중펄스 로켓 추진기관의 내부유동특성 해석을 위한 유입부의 경계조건은 유체의 유동이 아음속 영역으로 subsonic pressure inlet

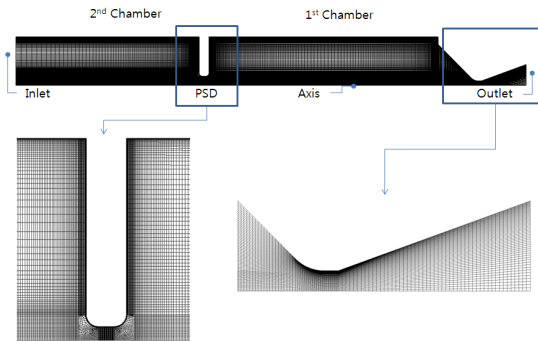


Fig. 1 Computational domain, PSD and nozzle mesh.

Table 2. Properties of material.

Classification	Hot gas	Cold gas
Density(g/cm ³)	Ideal gas	
C _p (J/kg · K)	4,071.03	4,342.52
Ratio of specific heat	1.128	1.400
Viscosity(kg/m · s)	1.79e-05	1.663e-05
Mw(kg/kg-mol)	29.3	28.0
Temperature(K)	3,554.7	300

B.C로 설정하였다. 유출부는 노즐 출구로 유체 유동이 초음속 유동영역이므로 supersonic pressure outlet B.C로 설정하였으며, 챔버 벽, 노즐 및 펄스 분리장치 부분은 no slip B.C를 적용하였다. 대칭축은 axis B.C로 설정하였다.

유동해석에 사용된 HTPB/AP계 복합 추진제 연소가스 물성은 NASA의 CEA(Chemical Equilibrium with Application)에서 산출하였으며, 질소가스 물성은 FLUENT의 DB에서 제공하는 값을 적용하였다. 유동해석에 사용된 연소가스의 세부 물성은 Table 2와 같다.

HTPB/AP계 복합추진제 연소가스를 이용한 유동해석은 단일화학종 비반응으로 해석을 수행하였다.

유동해석에 적용된 초기 입력값은 유입부 온도 hot gas 3,554.7 K, cold gas 300 K, 압력은 hot gas 및 cold gas 모두 정체압력 700 psig로 설정하였다. 유출부 초기조건은 hot gas 및 cold gas 모두 300 K 및 0 psig로 대기압 조건을 설정하였다.

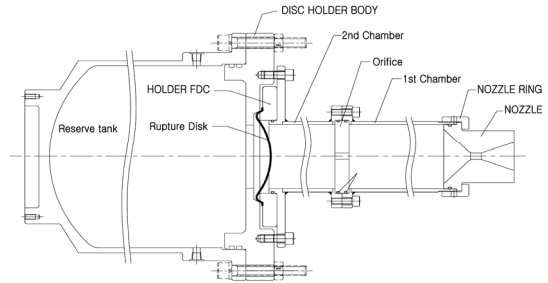


Fig. 2 Schematic diagram of pneumatic chamber.

2.2 공압실험

이중펄스 추진기관을 모사하기 위한 공압실험 장치 제작 및 실험을 수행하였다. 공압실험장치는 질소 탱크와 모사 이중펄스 로켓 추진기관을 연결한 후 연소실에 700 psig의 연소기체를 유입할 수 있도록 설계하였다.

공압실험에 적용된 기체의 초기 질량유량을 최대화하기 위해 1,100 psig에서 파열되는 파열판을 설치하였다. 질소 탱크는 2개를 사용하였으며, 레귤레이터 압력을 1,110 psig로 설정하였다[8].

본 연구에 사용된 공압실험장치는 Fig. 2와 같이 제작하였다. 또한 1, 2단 연소실의 압력을 확인하기 위해 각 연소실에 압력센서를 부착하여 계측하였다.

본 실험에서는 펄스분리장치 직경을 조절하여 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 각각 0.5, 2.0, 4.0 등 3종의 연소관을 제작하였다. 공압 실험장치의 모사 이중펄스 로켓 추진기관의 연소관 직경 및 노즐 목 직경은 해석 모델과 동일하게 각각 Ø 101.6 mm, Ø 10.0 mm를 적용하였다.

2.3 유동해석 결과

2.3.1 압력분포에 미치는 영향

펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비에 따른 연소실 압력분포 해석 결과는 Fig. 3에 나타났다.

Fig. 3의 case 1~5는 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 각각 0.5, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0인 경우이다. Fig. 3의 압력분포 해석결과에서 알 수 있듯이 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 증가할수록 1단 연소실의 압력이 증가하여 2단 연소실에서 유입되는 압력과 유사하게 되고, 1, 2단 연소실의

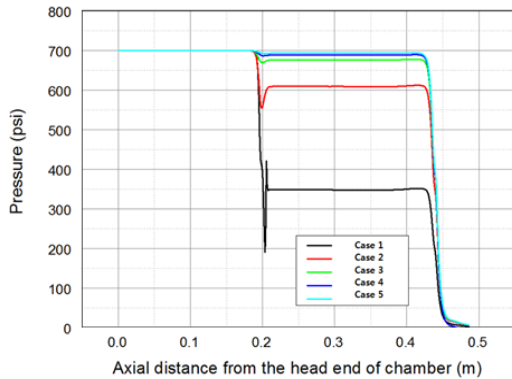


Fig. 3 Pressure distribution of hot gas with axis line.

압력차는 감소하는 것을 확인할 수 있었다.

이러한 현상은 연소기체가 펄스분리장치 홀을 통과할 때 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 작을 경우 2단 연소실에 비해 펄스분리장치 홀 면적의 급격한 감소로 유속이 빨라진다. 이에 따라 펄스분리장치 홀에서 국부적인 압력강하가 발생하고, 1단 연소실로 유입된 연소기체는 노즐 목을 통해 빠져 나가게 된다.

펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 상대적으로 큰 경우는 2단 연소실에서 유입되는 연소기체가 펄스분리장치 홀을 통해 빠져나갈 때 펄스분리장치 홀 면적이 완만하게 감소하여 유속 증가가 크지 않으므로 압력강하현상이 작게 발생하고, 1단 연소실 내 압력은 2단 연소실 압력인 700 psig에 근접하게 된다.

Fig. 4는 동일한 해석모델에 대해 각각 질소기체와 HTPB/AP계 복합추진제 연소기체를 사용하여 유동해석을 수행한 것으로 HTPB/AP계 복합추진제 연소기체를 사용했을 때 압력분포 및 압력차는 질소가스를 사용하여 해석한 결과와 유사한 결과를 나타냈다.

2.3.2 유속분포에 미치는 영향

펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비 변화에 따른 유속분포 해석 결과는 Fig. 5에 나타났다. Fig. 5의 case 1~5의 세부 규격은 Table 1에서 확인할 수 있다.

Fig. 5의 유속분포 해석결과에서 확인할 수 있듯

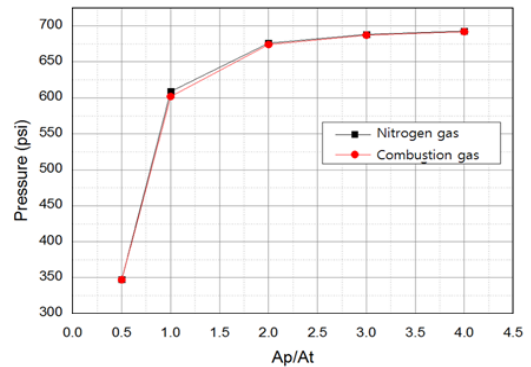


Fig. 4 Comparison of 1st chamber pressure between hot gas and cold gas.

이 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 작을수록 1단 연소실의 유속은 증가하고, 펄스분리장치 홀 면적이 증가하면 유속은 감소하는 것을 확인할 수 있다.

이러한 현상은 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 작은 경우($Ap/At=0.5$) 연소기체가 2단 연소실에서 1단 연소실로 유입되기 위해 펄스분리장치 홀을 통과할 때 펄스분리장치 홀 면적이 급격하게 감소하여 유속 증가현상이 나타난 것으로 판단된다.

Hot gas 사용한 이중펄스 로켓 추진기관의 유속 분포를 세부적으로 살펴보면, 펄스분리장치 홀에서 유속은 Fig. 5와 같이 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 작은 경우($Ap/At=0.5$) 펄스분리장치 홀에서 유속이 급격하게 증가함을 알 수 있다. 또한, 이 경우($Ap/At=0.5$) 펄스분리장치 홀에서 마하수 약 1.6까지 순간적으로 증가한 후 감소하여 1단 연소실 내에서 일정 거리까지는 마하수가 약 1.0 근처로 유지되는 것을 확인할 수 있다.

동일한 해석모델에 대해 질소가스를 사용한 유동해석 결과와 HTPB/AP계 복합추진제 연소가스를 사용한 유동해석 결과의 비교 그래프는 Fig. 6에 나타났다. Fig. 6에서 확인할 수 있듯이 HTPB/AP계 복합추진제 연소가스를 사용했을 때 유속분포 해석결과는 질소가스를 사용하여 해석한 결과와 유사하였다. 이것은 유동 해석에 사용된 기체의 영향을 받지 않고 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비에 의해 결정됨을 의미한다.

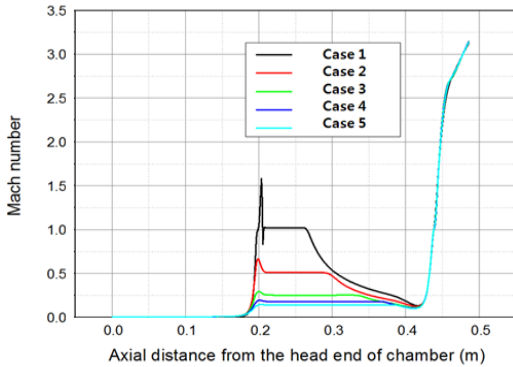


Fig. 5 Mach number distribution of hot gas with axis line.

2.3.3 온도분포에 미치는 영향

펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비 변화에 따른 연소실 온도분포 해석결과는 Fig. 7에 나타냈다. Fig. 7의 case 1~5의 세부 규격은 Table 1에서 확인할 수 있다.

온도분포 해석결과에서 알 수 있듯이 펄스분리장치 홀 면적이 감소하면 1단 연소실의 온도는 감소하고, 펄스분리장치 홀 면적이 증가하면 온도는 2단 연소실에서 유입되는 온도와 거의 같아지는 것을 확인할 수 있다. 이중펄스 로켓 추진기관의 내부유동해석 결과에서 온도분포는 전반적으로 압력분포와 거의 유사한 경향을 보였다.

온도분포 해석결과를 세부적으로 살펴보면 펄스분리장치 홀에서 온도는 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 0.5, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0일 때 각각 3,437.1 K, 3,500.0 K, 3,542.9 K, 3,549.6 K 및 3,551.8 K로 나타났다.

이러한 현상은 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비의 관계에 의해 나타난 현상이다. 즉, 펄스분리장치 홀 면적이 노즐 목 면적보다 작은 경우 초킹되므로 유속이 증가하고, 압력 및 온도는 감소한다. 펄스분리장치 홀 면적이 노즐 목 면적보다 크거나 동일한 경우 초킹은 일어나지 않으나 펄스분리장치 홀 면적이 연소실 유로 면적보다 작으므로 펄스분리장치 홀에서 유속이 증가하고, 이에 따라 압력 및 온도는 감소하게 된다.

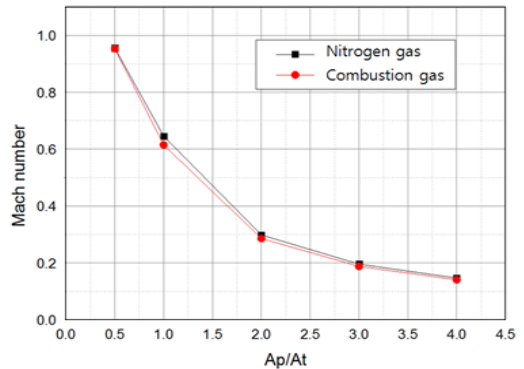


Fig. 6 Comparison of mach number between hot gas and cold gas.

모든 해석 모델의 노즐 확장부에서 온도는 노즐 목을 지나는 시점에서부터 대기중으로 배출되기 전까지 약 900 K 가까이 감소한 것으로 나타났다. 이것은 노즐 확장부에서 유동은 초음속 유동영역으로 유속이 급격히 증가하고 이로 인해 압력과 온도가 급격하게 감소한다. 이러한 현상은 실제 이중펄스 로켓 추진기관의 연소가스 물성을 사용하여 유동해석 수행한 Javed, A. et. al[1]의 연구결과에서도 확인할 수 있다.

본 연구에서 수행한 HTPB/AP계 복합추진제 연소가스의 유동해석에서 분석한 온도 감소비율과 질소가스 유동해석에서 온도감소비율의 비교 결과는 Fig. 8에 나타냈다.

Fig. 8에서 확인할 수 있듯이 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 작은 경우($A_p/A_t=0.5$) 각각 3.3%와 15.4%로 나타났다. 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 큰 경우($A_p/A_t=4.0$)는 각각 0.08%와 0.39%로 유사한 것으로 나타났다.

온도 감소 비율이 차이가 발생한 것은 HTPB/AP계 복합추진제 연소가스 비열비($\gamma=1.128$)와 질소가스 비열비($\gamma=1.400$) 차이로 인해 온도 감소 비율이 상이하게 나타난 것으로 판단된다.

24 공압실험 결과

펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비에 따른 공압실험 결과는 Table 3에 나타냈다. Table 3의 공압실험 결과에서 확인할 수 있듯이 펄스

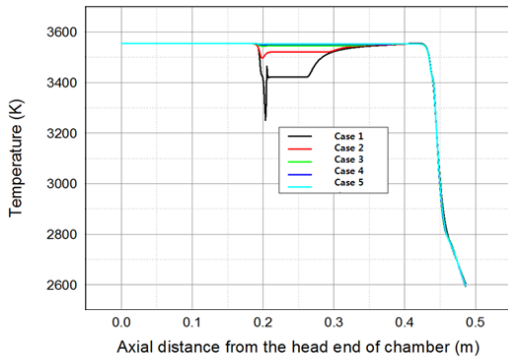


Fig. 7 Result of temperature distribution with axis line.

분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 증가 할 수록 1단 연소실 압력은 증가하여 2단 연소실 압력인 700 psig에 가까워져 1, 2단 연소실 압력 차는 거의 없는 것을 알 수 있다.

펄스분리장치 홀 면적과 노즐 목 면적비에 따른 1, 2단 연소실의 압력은 큰 차이를 보였다. 펄스분리장치 홀 면적과 노즐 목 면적비가 작은 경우($A_p/A_t=0.5$) 1, 2단 연소실 압력차가 크게 나타났으며, 펄스분리장치 홀 면적과 노즐 목 면적비가 큰 경우($A_p/A_t=4.0$) 1, 2단 연소실의 압력차는 없는 것으로 나타났다.

이러한 현상은 펄스분리장치 홀 면적과 노즐 목 면적비가 작을 경우 2단 연소실의 연소기체가 펄스분리장치 홀을 통과할 때 펄스분리장치 구조물에 의해 방해가 받아 압력강하가 커지기 때문에 나타난 현상으로 유동해석 결과와 동일하다.

3. 결 론

본 연구에서는 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비 변화에 따른 이중펄스 로켓 추진기관의 내부유동특성을 고찰하였다. 내부유동특성 고찰을 위한 유동해석에는 상용 코드인 ANSYS FLUENT 14.5를 사용하였다. 난류모델로는 SST $k-\omega$ 모델을 사용하였으며, solver는 density based solver를 적용하였다.

펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비에 따

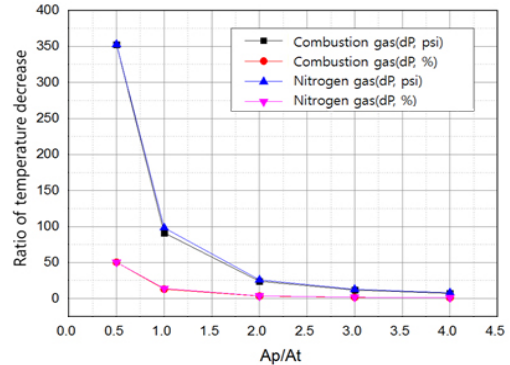


Fig. 8 Comparison of temperature decrease ratio between hot gas and cold gas.

Table 3. Pneumatic test result for 1st chamber pressure according to hole area of PSD.

Classification	Ap/At		
	0.5	2.0	4.0
Pneumatic test(psig)	333.15	671.93	697.16
CFD result(psig)	340.72	674.12	692.01

른 유동해석 결과를 종합해보면, 압력분포, 유속 분포 및 온도분포는 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 증가하면 유속은 감소하고, 압력 및 온도는 증가하는 것으로 나타났다. 반면에 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 감소하면 유속은 증가하고, 압력 및 온도는 감소하는 경향을 나타냈다.

이러한 현상은 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비가 작을 경우 연소가스가 2단 연소실에서 1단 연소실로 유입될 때 펄스분리장치 홀 면적의 급격한 감소로 인해 유속은 증가하고 압력강하가 발생되어 압력은 감소하게 된다. 또한, 상태방정식($P=\rho RT$) 의 기 온도는 압력에 비례하게 되므로 온도 역시 감소하게 된다.

HTPB/AP계 복합추진제 연소가스를 이용한 hot gas의 유동해석 결과와 질소가스를 이용한 cold gas 유동해석 결과는 유사한 것으로 확인되었다. 그러나, 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비 증가에 따른 온도감소비율은 cold gas가 hot gas에 비해 상대적으로 크게 나타났다. 이것

은 cold gas의 경우 비열비가 1.400이고, hot gas의 경우 비열비가 1.128로 비열비가 상이하여 나타난 현상으로 판단된다. 또한, 공압실험 결과는 유동해석 결과와 거의 유사하게 나타났다.

따라서, 모사 이중펄스 로켓 추진기관의 유동해석 결과는 향후 실제 추진기관 설계시 펄스분리장치 홀 면적대 노즐 목 면적비 설정에 활용이 가능할 것으로 판단된다.

References

1. Javed, A., Manna, P. and Chakraborty, D., "Numerical Simulation of a Dual Pulse Solid Rocket Motor Flow Field," *Defence Science Journal*, Vol. 62, No. 6, pp. 369-374, 2012.
2. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., pp. 419-577, 2001.
3. Kong, J.A., Chun, P.A. and Thompson, A.M., "Multimission Propulsion Technology-Advanced Technology Demonstration(MMPT-ATD) Final Program Summary of Test Results and Conclusions," *CPIA Pub.* 630 (Vol. III), Oct. 1995.
4. Naumann, K.W., Stadler, L.J., Trouillot, P., Weigand, A., Schilling, S. and Niedermaier, H., "Double Pulse Solid Rocket Motor Technology at Bayern-Chemie/Protac," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Sacramento, CA, U.S.A., AIAA 2006-4761, July 2006.
5. Wilcox, D.C., "A Half Century Historical Review of the k-w Model," *29th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A., AIAA 1991-615, Jan. 1991.
6. Menter, F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering applications," *AIAA Journal*, Vol. 25, pp. 1473-1480, 1994.
7. Raymond, M., *Flow of Industrial Fluids: Theory and Equations*, CRC Press, New York, N.Y., U.S.A., 2004.
8. Cho, K.H., Park, J.H. and Kim, E.Y., "Analysis on the Internal Flow of the Hydraulic Dual Chambers Applying Various Orifice", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 1, pp. 58-64, Feb. 2014.