

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.1.015>

고체 추진제의 연소 및 빠른 감압에 의한 소화 모델 CFD 모사

이건희^a · 전락영^a · 정민영^a · 심홍민^b · 오 민^{a,*}

CFD Simulation of Combustion and Extinguishment of Solid Propellants by Fast Depressurization

Gunhee Lee^a · Rakyong Jeon^a · Minyoung Jung^a · Hongmin Shim^b · Min Oh^{a,*}

^aDepartment of Chemical Engineering, Hanbat National University, Korea

^bAgency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: minoh@hanbat.ac.kr

ABSTRACT

In this study, an extinguishment model of a three-dimensional solid propellant rocket was developed by combustion and fast depressurization to control the thrust of a solid rocket. Computational fluid dynamics simulation was carried out to ascertain the change in flow patterns in the combustion chamber and the extinguishment process by using a pintle. An ammonium perchloride was used as the target propellant and the dynamic behavior of its major parameters such as temperature, pressure, and burning rate was predicted using the combustion model. The dynamic behavior of the combustion chamber was confirmed by fast depressurization from an initial pressure of 7 MPa to a final pressure of 2.5 MPa at a depressurization rate of approximately -912 MPa/s.

초 록

본 연구는 고체추진기관의 추력제어와 불필요한 연소방지를 위해 연소 중 빠른 감압을 통한 소화모델의 3차원 로켓 유동해석을 수행하였다. 핀틀을 적용하여 감압속도에 따른 연소실 유동변화와 소화과정에 대한 전산유체역학 모사를 수행하였다. 암모니움퍼클로라이트 단일 산화제를 사용하였으며, 연소 중 가스상의 온도, 압력, 연소율 등의 주요 변수의 동적 거동을 예측하였다. 초기압력 7 MPa에서 감압 후 최종 압력 2.5 MPa로 약 -912 MPa/s로 감압 시, 연소실의 동적 거동을 확인하였다.

Key Words: Solid propellant(고체 추진제), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), AP (암모니움퍼클로라이트), Fast Depressurization(빠른 감압), Extinguishment(소화)

Nomenclature

Received 24 August 2018 / Revised 24 November 2018 / Accepted 29 November 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

A : Pre-factor

$\bar{B}_{ag,k}$: Birth term of k -th moment by aggregation kernel
$\bar{B}_{br,k}$: Birth term of k -th moment by breakage kernel
b	: Power factor for temperature
$\bar{D}_{ag,k}$: Death term of k -th moment by aggregation kernel
E	: Activation energy
Q_{pq}	: intensity of heat exchange between the p -th phase and q -th phase
R_{pq}	: interaction force between the p -th phase and q -th phase
S_F	: source term for force
S_h	: source term for heat
S_m	: source term for mass
a_q	: volume fraction of q -th phase
v_q	: velocity of q -th phase
m_k	: k -th moment
\dot{m}_{pq}	: mass transfer from the p -th phase to q -th phase
h_q	: specific enthalpy of q -th phase
p_q	: static pressure of q -th phase
q_q	: heat flux of q -th phase
h_{pq}	: interface enthalpy from the p -th phase to q -th phase
$\rightarrow g$: gravity of all phases
$\rightarrow v_{pq}$: interface velocity from the p -th phase to q -th phase
ρ_s	: density of solid phase
ρ_q	: density of q -th phase
$\rightarrow u$: velocity of solid phase
$\overline{\tau}_q$: shear stress of q -th phase

1. 서 론

고체 추진제는 단시간에 안정적으로 고온의 열량을 낼 수 있어 미사일 방어체제, 국방과학, 우주 발사체 등 다양한 분야에서 중요하게 다루지는 고 에너지의 물질이다.

고체 추진제는 주로 산화제, 바인더, 금속연료로 구성되며 여기에 첨가제가 추가 된다. 고체 추진제의 조성에 따라 로켓의 비추력, 연소 속도 조절, 연소 안정성 등을 조절한다. 고체 추진제는 사용 용도에 따라 균일 추진제와 혼합 추진제로 나뉠 수 있다. 균일 추진제는 단기, 복기, 삼기 추진제가 대표적이며 복기 추진제가 가장 많이 사용된다. 혼합 추진제는 Hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) 추진제, Hydroxyl-terminated polyether (HTPE) 추진제, Glycidyl azide polymer (GAP) 추진제 등이 있으며, 대표적인 산화제는 Ammonium perchlorate (AP), Ammonium nitrate (AN), Nitramine (RDX, HMX) 가 있다. 균일 추진제는 주로 총포나 작은 로켓에 사용되며, 혼합 추진제는 균일 추진제보다 기계적 성질이 우수하여 주로 로켓에 사용된다[1].

고체 추진제의 장점은 오랜 저장이 가능하며, 로켓 크기에 따라 추진제의 함량 조절이 가능하다. 고체 추진제는 외부 열원에 의해 고체상의 용해로써 응축상이 생성되며, 응축상 반응, 가스상 연소반응 등을 통해 고온의 가스가 생성되며 이를 통하여 로켓의 추력을 얻게 된다. 이때 연소특성과 비추력은 고체 추진제의 특성에 따라 결정된다[2].

그러나, 고체 추진제는 연소가 시작되면 추진제를 모두 소비할 때까지 연소가 지속되어 연소간 추력 제어, 원하는 시점에서 추진제의 소화를 시행하는데 어려움이 있다[3]. 이에 따라 불필요한 연소를 피하며 효율성을 높이기 위해 고체 추진제 추력 제어의 다양한 연구가 진행되고 있고 있으며 연소 도중 고체 추진제의 소화를 통해 추력을 없애는 방법이 제시되었다. 대표적인 소화방법으로는 빠른 감압, 빠른 복사, 불꽃 억제제 주입에 의한 소화 등이 보고되어 있다. 감압은 연소실의 노즐목 혹은 핀틀을 열어줌으로써 압력강하가 일어나게 하는 방법이며, 불꽃억제는 고체 추진제의 연소 중 불꽃 억제제를 투여하여 추진제의 연소를 없애는 방법이다. 복사는 고체 추진제의 연소를 위한 열원의 양을 조절하여 복사열을 줄여 소화를 하는 방법이다. 그

러나, 불꽃 억제제를 이용한 고체 추진제의 소화를 위해서는 억제제의 주입방법, 주입량 등 기존 추진제 연소실에 반영하는데 있어서 고려사항이 많으며 로켓 모터에 사용된 적이 없다[4]. 복사의 경우 초기 외부 열원에 의한 영향으로 소화 유무를 따지는 것이기에 연소중 소화에 대한 연구결과는 아직 존재하지 않는다[5]. 이러한 소화 방법 중, 빠른 감압을 통한 고체 추진제의 소화 연구가 현실적인 대안으로써 가장 많이 수행되었다.

AP 단일 산화제를 대상으로 초기 연소실 압력 7 MPa에서 연소 중 2.5 MPa으로 -912 MPa/s 속도의 압력강하에 대해 소화의 유무를 확인한 연구[6], AP 산화제 기반의 혼합 고체 추진제에 대해 초기압력 0.4에서 4 MPa 부터 0.1 MPa에서 3.25 0.33 MPa 까지 빠른 감압에 대한 소화 유무를 확인한 연구가 있다[7]. 또한 AP 기반 혼합 추진제를 대상으로하여 초기압력 약 4.2-4.7 MPa에서 연소중 263-2,533 MPa/s로 다양한 사례연구를 통해 각 감압속도에 따른 소화 유무성에 대한 연구 결과와 3.45 MPa에서 압력강하율 413~1,379 psi/s로 소화성 고체 추진제에 대한 연구가 있다.[8,9] 빠른 감압에 대한 고체 추진제의 소화 연구는 실험 및 시뮬레이션 등 다양하게 존재하지만, 유동해석에 대한 시뮬레이션은 2D에 대한 연구가 주를 이루고 있다.

본 연구는 로켓 모터 연소실을 대상 시스템으로 3차원 CFD 모델링 및 동적모사 함으로써, 고체 추진제의 동적거동을 해석하였다. 주요 수행 내용은 1) 고체 추진제에서 대표적으로 사용되는 산화제인 AP를 사용하였다, 2) 고체상, 응축상, 기체상에 대한 연소 간 변화에 대한 유동해석을 수행하였다. 3) 고체 추진제의 추력 조절을 위해 빠른 감압에 의한 소화성 경향을 예측하는 연구를 수행하였다.

2. 이론적 배경

2.1 고체 추진제의 연소 및 소화 메커니즘

혼합 고체 추진제의 연소 및 소화 메커니즘을

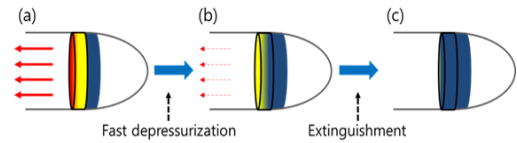


Fig. 1 Mechanism for combustion and extinguishment of a solid propellant by fast depressurization: (a) combustion, (b) fast depressurization, (c) extinguishment.

Fig. 1에 나타내었다. 고체 추진제의 연소는 초기 고체상으로부터 녹는점 이상으로 온도가 상승하여 고체 추진제가 액체상으로 변하게 된다. 액화된 고체 추진제로부터 응축상 반응을 일으키며 액상과 기상이 함께 존재하는 응축상이 생성된다. 응축상 반응으로부터 생성된 가스 간의 가스상 반응이 일어나며 이 반응은 발열 반응으로 가스의 팽창과 더불어 고온의 가스가 생성되어 불꽃을 형성하며 로켓 연소실의 온도가 상승하게 되며 팽창된 가스에 의해 추력을 얻게 된다[10]. (Fig. 1(a)) 불꽃의 형성은 AP 입자가 분해되어 과염소산, HClO_4 를 생성하며, 바인더는 분해되어 탄화수소와 수소를 생성한다. 이러한 기체 생성물은 연소 표면에서 열을 발생시키며 미리 혼합된 불꽃을 형성한다. 미리 혼합된 불꽃은 과량의 산화제를 포함하고 있기 때문에, 바인더의 분해에 의해 생성된 가스와 반응하여 확산 불꽃을 생성한다[4]. 연소 중 일어나는 소화는 편틀을 급격히 개방하여 연소 가스가 급격히 빠져 나가며 압력이 감소하고 이에 따라 온도가 감소하게 된다. (Fig. 1 (b)). 또한 가스상과 표면 사이 불꽃거리가 멀어짐에 따라 추진제 표면으로의 열 전달이 감소하여 최종적으로 더 이상 응축상, 가스상 반응이 일어나지 않게 되어 고체 추진제의 소화가 이루어지게 된다. (Fig. 1 ©)

2.2 로켓 연소실의 CFD 모델링

AP 고체 추진제 로켓 유동해석을 위한 격자 형상을 Fig. 2에 나타냈다. 로켓은 End burning 연소실을 대상으로 모델링하였다. 이와 관련된 로켓의 설계 및 운전 조건을 Table 1에 나타내었다. 로켓은 연소모델 중 압력강하에 따른 소화

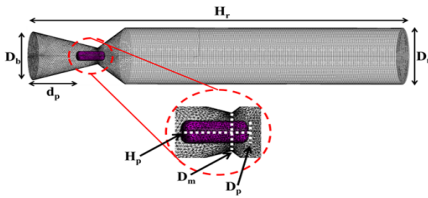


Fig. 2 Schematic of a pintle rocket motor for CFD model and simulation.

Table 1. Design and operating conditions of a pintle rocket motor

Parameter		Value
Rocket height, H_r		400mm
Top diameter, D_t		70mm
Middle diameter, D_m		20mm
Bottom diameter, D_b		60mm
Pintle	Distance from bottom, d_p	47mm
	Height, H_p	30mm
	Diameter, D_p	12mm
Quality	Max skewness	0.87352
	Min orthogonal quality	0.12648
Number of mesh		105,190
Initial temperature		300 K
Initial pressure		7 MPa

Table 2. Global reaction kinetics mechanism of AP solid propellant [11]

Reaction	A [(m ³ /mol) ⁿ⁻¹ /s]	b	E [J/mol]
$NH_4ClO_4 \rightarrow NH_3 + HClO_4$	8E12	0	117,152
$NH_4ClO_4 \rightarrow 2H_2O + Cl + NO_2$	5E07	0	92,408
$NH_4ClO_4 \rightarrow ClO_3 + NH_3 + OH$	1E09	0	92,408
$ClO_3 \rightarrow ClO + O_2$	1E12.23	0.5	0
$HClO_4 + HNO \rightarrow ClO_3 + NO + H_2O$	1E7.38	0	25,100
$2OH \rightarrow H_2O + O$	6.2E2	1.3	0

특성을 확인하기 위해, 핀틀을 적용하였으며, 연소 시 가스가 배출되는 노즐목의 면적은 핀틀의 위치에 의해 결정되며, 초기 핀틀 위치에 따른 노즐목의 면적은 약 50 mm²이며, 핀틀의 이동에 따라 소화를 위한 빠른 감압 시 배출되는 면적은 최대 314 mm²다.

또한, 유동해석을 위한 로켓의 격자는 축대칭 기법을 사용하여, 4 등분하여 해석하였다. 격자는 육면체, 사면체, 오면체 (피라미드 및 쉘기) 격자를 사용하였다. 격자의 비율은 로켓의 연소실 부분에 대하여 육면체 격자 40.3%, 배출부에 대하여 사면체 격자 54.6%, 핀틀부분에 대하여 쉘기 격자 4.9%, 격자의 품질향상을 위해 피라미드 격자 0.3%를 사용하였다.

Table 2는 CFD 모사에 사용된 AP 고체 추진체의 응축상 및 가스상의 반응식으로 총 6개의 총괄 반응식을 사용하였다. 본 연구에서 사용한 총괄 반응식은 본 연구팀에서 AP 고체 추진체를 대상으로 선 수행된 연구로부터 지배적인 반응식을 추출하여 사용하였다[11]. 총괄 반응식은 전체 응축상과 가스상 반응식에서 약 99%의 영향력을 차지하는 반응식으로 사용하였으며, 응축상 반응으로부터 가스상 성분과 가스상 반응식의 연계성을 고려하여 적용하였다. 반응식은 Arrhenius 반응식을 사용하였으며, 해당 수식은 아래와 같다.

$$K_i = A_i T^b \exp\left(\frac{-E_i}{RT}\right), i = 1 \sim 6 \quad (1)$$

2.3 해석 방법

유동해석을 위해 본 연구는 격자 생성부터 유동계산까지 ANSYS사의 Fluent를 사용하였다. 격자는 동적 격자 (dynamic meshing)를 사용하여 연소 중 임의의 시간대에 핀틀을 배출부로 이동시키는 기법을 사용하였다.

로켓의 CFD 해석은 편미분 방정식, 비선형 대수 방정식 등으로 구성되어 있어 수치 해법상으로 해결하기 힘든 부분이다. CFD에서는 기본적으로 연소에 대한 현상을 해석할 수 있는 모델

인 Non-premixed, Premixed 및 Partially Premixed Combustion을 제공하지만 열원에 의해 고체 추진제에서 발생하는 용융 및 연소 메커니즘 현상을 적절히 묘사하는데 어려움이 있다. 따라서 본 연구에서는 이와 같은 현상을 C언어를 이용하여 수치화 하였으며 User Defined Function (UDF)을 사용하여 CFD 모사에 적용하였다. 또한 UDF에서 고체 추진제의 응축상 반응과 가스상 반응일 일어나면서 연소를 위해 추진제 표면에 10,000 W/m²의 열원을 제공하도록 에너지 소스를 주었다.

본 연구에서 혼합 추진제의 연소 및 소화모델 유동해석을 위해 고체상, 응축상, 가스상에 대하여 상간 mixture 표현과 고온, 고압 고속에서의 상의 안정성을 위해 다상 유동 모델인 Eulerian multiphase model을 사용하였으며, 노즐에서 이동하는 가스상의 속도분포를 해석하기 위해 난류모델은 SST k-omega model을 사용하였다. Fluent에서 고체상을 표현하기 위해 Granular 기법을 적용하여 particle size 및 packing limit를 설정하였다. 또한, 고체 추진제의 열분해, 가스상 및 응축상 반응은 Arrhenius 수식을 사용하여 반응 속도를 계산하였으며, 해당 수식은 UDF를 통해 구축하였다. 또한, UDF에서 온도에 따라 계산된 반응속도를 이용하여 고체상, 응축상 및 가스상의 온도에 따른 질량 변화와 에너지 소스를 계산하여 챔버 내 상의 온도를 계산 수행하였다. 계산 과정은 Fig. 3에 도식화하여 나타내었다.

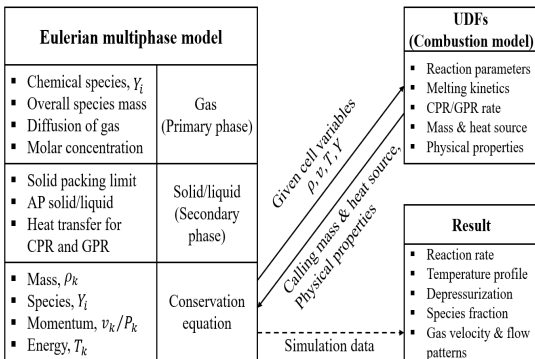


Fig. 3 UDF structure for CFD simulation.

3. CFD 모사 결과 및 논의

3.1 로켓의 연소모델

Fig. 4 에서는 로켓의 온도장을 시간 변화에 따라 나타내었다 (0.01 초, 0.04 초, 0.07 초, 0.10 초). 초기 로켓 압력 7 MPa에서 고체 추진제가 녹는점이상으로 상승함에 따라 반응이 시작되며 이에 따라 연소가 시작됨을 볼 수 있다. Fig. 4 를 통해 추진제의 표면으로부터 멀어질수록 0.01 초에서 0.010 초까지 온도가 약 830 K 에서 1,700 K 증가함을 볼 수 있으며, 이는 초기 고체 추진제가 녹으면서 가스상 반응을 일으켜 발열에 의해 온도가 상승하는 것으로 해석된다.

시간 변화에 따른 로켓의 속도장을 Fig. 5에 나타냈다. 가스상의 속도는 핀틀을 지나면서 약 1218 m/s (Fig.8의 0.001s)에서 최대 2000 m/s(Fig.8의 0.010s)까지 상승함을 확인할 수 있으며, 이와 같은 현상은 핀틀에 의해 연소 가스 배출구의 면적이 줄어들며 따라 가스상의 속도가 빨라지는 것으로 해석할 수 있다.

Fig.4와 Fig.5의 로켓 연소실의 가스상 온도와 속도 증가를 통해 연소과정을 해석할 수 있으며, 이때 고체 추진제의 연소율을 Fig. 6을 통해 확인할 수 있다. Fig. 6 (a)와 (b) 는 1초, 2초 연소가 되었을 때의 고체 추진제 표면 길이 변화를 노란 점선을 통해 나타냈으며, 1초 동안 약 8mm의 고체 추진제의 양이 줄어든다. 따라서 연소 시 고체 추진제의 연소율은 8mm/s로 나타난다. 연소율의 결과는 기존 수행된 실험 및 모사 결과와 비교하였을 때, 87%와 97%의 정확도로 타당한 연구결과를 확인할 수 있다[6,11].

Fig. 7은 연소 시 압력이 7 MPa에서 핀틀의 이동에 따라 2.5 MPa으로 감압되었을 때 연소실 내의 압력 변화를 보여준다. 연소 후 약 5.5 초가 경과한 후 핀틀의 이동으로 인한 압력강하가 일어나게 된다. 약 0.005초 (Fig.7의 5.500 s ~ 5.505 s) 동안 핀틀이 이동함에 따라, 면적이 약 50 mm²에서 약 314 mm²로 증가하는 것을 확인할 수 있었으며, 연소실의 압력은 7 MPa에서 2.5 MPa으로 감소함을 통해 감압속도가 -912 MPa/s임을 확인할 수 있다.

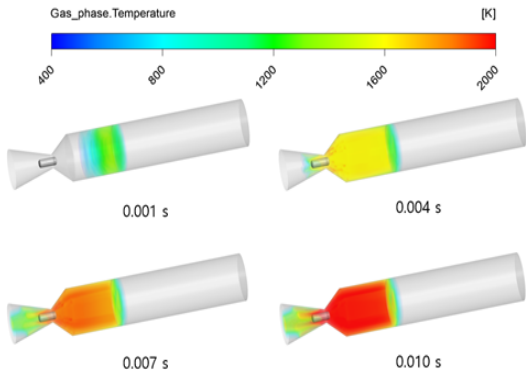


Fig. 4 Gas phase temperature profiles in the rocket of solid propellant at combustion time.

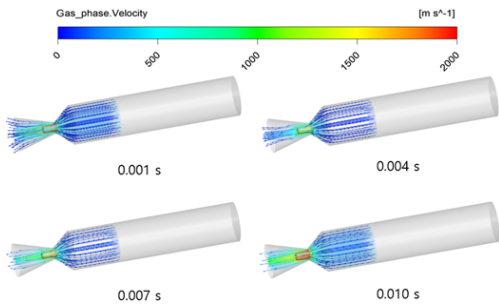


Fig. 5 Gas phase velocity profiles in the rocket of solid propellant at combustion time.

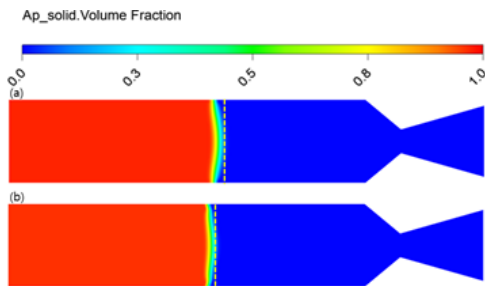


Fig. 6 Burning rate of solid propellant (a) combustion at 1 s (b) combustion at 2 s.

3.2 압력강하에 따른 로켓모터 소화 현상

빠른 감압에 의한 로켓 소화방법은 연소 중 핀틀을 배출구쪽으로 이동시켜 출구의 단면적 증가, 이에 따라 발생하는 압력강하를 수행했다. Fig. 8 은 핀틀의 이동과 감압에 따른 가스상 온도장을 나타낸다. 가스상의 온도는 압력강하에

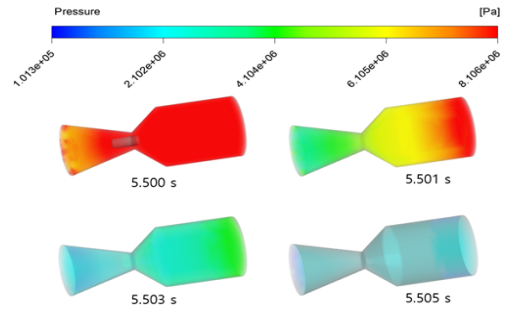


Fig. 7 Gas phase pressure profiles in the rocket of solid propellant from 70 atm to 25 atm for fast depressurization.

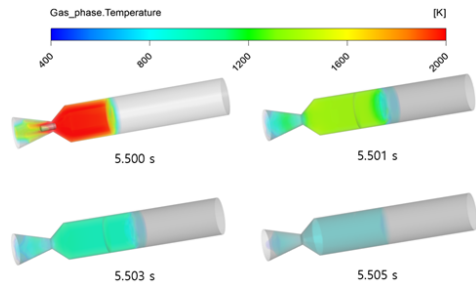


Fig. 8 Gas phase temperature profiles in the rocket of solid propellant from 70 atm to 25 atm for fast depressurization.

따라 감소함을 확인할 수 있었으며, 가스상 온도가 핀틀의 이동에 따라서 연소 중 온도 약 1,700 K (Fig. 8의 5.500 s)에서 700 K(Fig. 8의 5.505 s)으로 감소되며, 표면 온도 또한 830 K(Fig. 8의 5.500 s)에서 600 K(Fig. 8의 5.505 s)으로 감소함을 확인할 수 있다. Fig. 7의 시간에 따른 압력변화와 관련하여, 압력감소에 따라 온도가 감소하는 현상이 나타나며 이와 같은 현상은 핀틀의 이동에 따른 단시간 연소가스의 배출량의 증가, 압력강하에 따른 불꽃거리 증가, 가스상 온도감소로 인한 반응열 감소로 인해 나타나는 현상으로 해석할 수 있다. 가스상의 온도가 최대 1,100 K 떨어짐에 따라 표면 온도는 600 K으로 떨어지며 이는 AP의 녹는점 보다 낮은 온도로 응축상이 고체상으로 상변화를 일으키며 응축상 및 가스상 반응이 중단된다.

고체 추진제의 연소부터 빠른 감압에 의한 소

화 시 가스상의 최대 온도 및 연소율 변화를 전체 시간에 대하여 Fig. 9에 나타내었다.

Fig. 10은 0.005초 동안 핀틀의 이동에 따른 가스상의 속도장을 나타낸다. 속도장은 감압에 따라 연소 중 가스상의 속도가 핀틀 주변 최대 약 2,000 m/s, 표면에서 0 m/s로 수렴하며, 속도가 사라짐을 확인할 수 있다. 즉, 가스상이 핀틀의 이동에 따라 외부로 배출됨을 설명할 수 있다. 또한, Fig. 10을 통해 가스상 속도가 감소하는 것은 가스상 소멸을 해석할 수 있으며, Fig. 9를 통해 가스상의 온도 감소는 불꽃 온도의 감소와 표면으로부터 온도감소를 확인할 수 있다. 이와 같은 현상은 고체 추진제 표면사이의 불꽃 거리가 증가하는 것으로 해석할 수 있다.

Fig. 11은 고체 추진제의 시간에 따른 질량과 압력 변화량을 나타낸다. 압력강하는 5.5초까지 7 MPa으로 일정하다가 약 0.005초 동안 핀틀의 이동에 따라 7 MPa에서 2.5 MPa으로 감압되는 것을 확인할 수 있으며, 고체 추진제의 질량 변화량 또한 약 5.5초까지 일정하게 감소하다가 약 5.505초 이후 더 이상 변화하지 않음을 확인할 수 있다. Fig. 8에서 가스상 온도 감소로 인해 녹는점 아래로 낮아진 고체 추진제가 더 이상 용융되지 않음과 Fig. 6을 통해 계산된 연소율 또한 0 mm/s로 수렴함을 의미하며, 고체 추진제의 소화 현상을 해석할 수 있다.

4. 결 론

본 연구는 고체 추진제의 연소 모델과 핀틀을 이용한 소화 모델 3차원 로켓 유동해석을 수행하였다. 유동해석은 ANSYS의 Fluent를 사용하여 전산유체역학 기법을 이용한 고체 추진제의 연소 및 소화 모델링 및 모사를 수행하였으며, 대상 고체 추진제로써 AP 고체 추진제를 사용하였다. 또한, 공정모사는 응축상 반응과 가스상 반응에 대해 총괄 반응식과 반응속도, 반응열 등 주요 변수에 대해 C언어 기반의 사용자 정의 함수를 적용하였다.

공정 모사를 통해 본 연구는, 연소에 대한 온

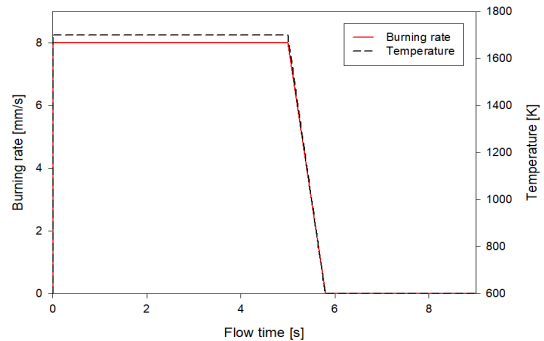


Fig. 9 Temperature and burning rate in rocket of solid propellant at combustion and extinguishment time.

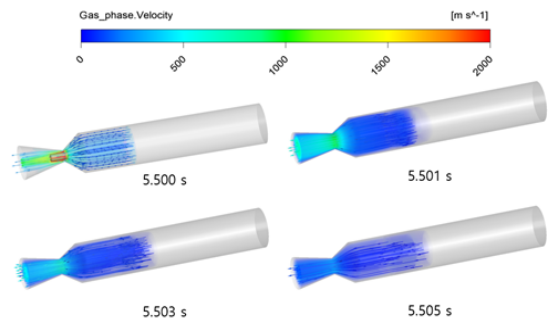


Fig. 10 Gas phase velocity profiles in the rocket of solid propellant from 70 atm to 25 atm for fast depressurization.

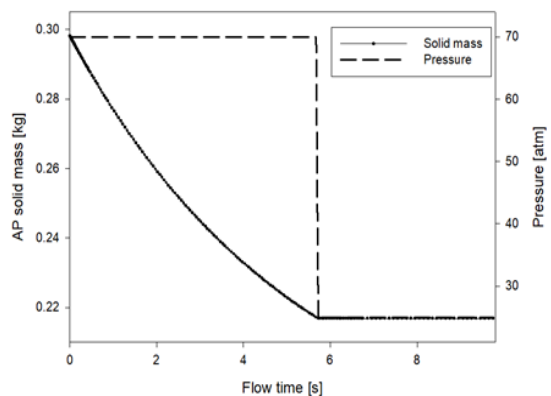


Fig. 11 Propellant mass and pressure profiles in the rocket of solid propellant from 70 atm to 25 atm for fast depressurization.

도, 속도 장에 대해 유동해석을 수행하였으며, 연소 도중 핀틀 개방을 통한 압력강하에 따른

유동해석을 수행하였다. 연소 시 가스상의 온도는 초기 300 K에서 약 1,700 K까지 상승함을 확인하였으며, 시간에 따른 고체 추진제의 질량 변화를 통해 연소율을 계산하였으며, 8 mm/s의 속도로 연소가 됨을 확인할 수 있었다.

연소 도중 0.005초 동안 핀틀의 이동을 통해 로켓 연소실 압력이 7 MPa에서 2.5 MPa으로 약 -912 MPa/s로 감소하는 것을 해석하였다. 압력 강하에 따라 추진제의 표면 온도가 최대 830 K에서 약 600 K까지 감소함과, 이에 따른 속도, 압력, 고체 추진제의 질량 변화량을 확인하였다. 최종적으로, 고체 추진제의 소화는 연소 중 핀틀의 개방을 통해 연소가스 배출구의 면적이 급격히 증가하며, 이에 따라 연소 가스가 빠져나감에, 온도가 감소하게 되는 현상을 해석하였다.

질량 변화량을 통해 연소율이 0 mm/s로 수렴함과 속도장을 통해 빠른 감압이 가스상과 고체 추진제 표면 사이의 불꽃 거리를 증가시킴을 알 수 있었으며, 고체 추진제의 표면으로부터 멀어지면서 가스상과 표면 열 전달 감소를 확인할 수 있었다. 본 연구를 통해, 감압속도가 고체 추진제에 미치는 영향을 확인할 수 있었으며, 감압속도가 약 -912 MPa/s 일 때, 고체 추진제 표면으로부터 연소 가스까지 변화되는 유동패턴을 통해 고체 추진제의 소화를 확인하였다.

본 연구를 통해 고체 추진제의 연소 및 소화 특성을 CFD 전산해석을 통해 관찰하였다. 특히, 압력 강하에 의한 소화 특성에 대하여 전산해석을 통해 모사하고 소화 과정에 발생하는 현상을 분석하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청의 재원으로 국방과학연구소의 지원(UD180004GD)을 받아 수행된 연구 결과입니다.

References

1. Davenas. A, *Solid rocket propulsion technology*, 1st ed., Pergamon, Oxford, U.K., Ch. 9, 1992.
2. Beckstead. M.W, Puduppakkma. K, Thakre. P and Yang. V, "Modeling of combustion and ignition of solid-propellant ingredients," *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 33, No. 6, pp. 497-551, 2007.
3. Yim. Y.J, and Hwang. K.S, "The Families and Selection of the Solid Propellants," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 22, No. 6, pp. 147-154, 1994.
4. Kuo, K.K and Summerfield. M, "Fundamentals of Solid Propellant Combustion," American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., New York, N. Y., U.S.A., Ch. 12, 1984.
5. Ohlemiller T.J, Caveny. L.H, Deluca. L, and Summerfield. M, "Dynamic effect on ignitability limits of solid propellants subjected to radiative heating," *Symposium (International) on Combustion*, Vol. 14, No. 1. pp. 1297-1307, 1973.
6. Kumar. N, Alexander. R, and Ramakrishna. P.A, "Extinction of AP monopropellant by rapid depressurization: Computational and experimental studies," *Combustion and Flame*, Vol. 184, pp. 90-100, 2017.
7. Donde. R, Riva. G and Deluca. L, "Experimental and theoretical extinction of solid rocket propellants by fast depressurization," *Acta Astronautica*, Vol. 11, No. 9, pp. 569-576, 1984.
8. Steinz. J.A and Selzer. H, "Depressurization extinguishment of composite solid propellants: flame structure, surface characteristics and restart capability," *Combustion science and technology*, Vol. 3, No. 1, pp. 25-36, 1971.
9. Choi. J.S, Lee. C.H, Lim. J.I and Lee. H.J,

1. Davenas. A, *Solid rocket propulsion*

- "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. 37-45, 2017.
10. Kubota. N, "Propellants and explosive, thermochemical aspects of combustion" John Wiley & Sons Inc., Weinheim, Germany., Ch. 3, 2002.
11. Vo. N.D, Jung. M.Y, Oh. D.H, Park. J.S. k, Moon. I, and Oh. M, "Moving boundary modeling for solid propellant combustion," *Combustion and Flame*, Vol. 189, pp. 12-23, 2018.