

고체추진 추력조절 시스템에 적용가능한 감압률 모델링 방법론 연구

윤지수^{a,*} · 허준영^a · 오석진^a

Depressurization Modeling Methodology for Thrust Variable Solid Propulsion System

Jisu Yoon^{a,*} · Junyoung Heo^a · Seokjin Oh^a

^a1st R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: yjs@add.re.kr

ABSTRACT

The depressurization rate in a thrust variable solid rocket motor is the major factor that has the greatest influence on the thrust termination performance. In this study, the depressurization rates range of model solid rocket motor was identified and major factors affecting the depressurization rate were found. It is important for actual system design to understand the depressurization rate of the system that can satisfy the target performance as well as the extinguishing characteristics of the solid propellant. The methodology for obtaining the depressurization rate model in this study is considered to be applicable to the optimal design of the thrust terminable propulsion system.

초 록

추력조절이 가능한 고체추진기관에서 감압률은 추력중단 성능에 가장 큰 영향을 미치는 인자이다. 본 연구에서는 몇 종류의 추진기관에서 구현 가능한 감압률의 범위를 파악하였으며 이를 통하여 추진기관 감압률에 미치는 주요 인자를 도출하였다. 추진제에 대한 소화특성 파악뿐만 아니라 추진기관의 목표성능을 만족할 수 있는 감압률을 파악하는 것이 실제 추력조절 시스템 설계에 중요하며 본 연구에서와 같은 감압률 모델획득 방법론은 추력중단이 필요한 고체추진기관 설계에 적용 가능할 것으로 판단된다.

Key Words: Solid Rocket Motor(고체추진기관), Thrust Variable(추력조절), Thrust Termination(추력중단), Depressurization Rate(감압률), Pintle(핀틀)

1. 서 론

고체추진기관은 액체추진기관에 비하여 간단한 구조로 준비과정 없이 빠르게 발사할 수 있는 장점으로 인하여 다양한 무기체계에 널리 활용되고 있다. 하지만 무기체계의 기술발달로 인

Received 1 June 2022 / Revised 7 August 2022 / Accepted 15 August 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2022년도 춘계학술대회(2022.5.25.~27, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

하여 하나의 목표를 수행하기 위한 시스템이 아닌 하나의 플랫폼에서 다양한 역할 수행을 요구하거나 복잡한 비행거동을 요구하는 경우가 증가하고 있다. 미국에서 진행 중인 Operational Fires(OpFires) 프로젝트의 경우에도 하나의 시스템으로 사거리 조절을 위하여 2단 추진기관에 대한 추력중단을 요구하고 있다[1]. 또한 다탄두 시스템과 같이 하나의 추진기관에서 다양한 탄도를 만족해야할 경우에도 추력 조절이 필수적이며, 미사일 방어 시스템 또한 추력조절기능을 포함하는 요구조건 하에 시스템 개발을 진행하는 경우도 많다. 추력 조절 및 중단이 가능할 경우 앞서 언급한 Opfires 개발 방향에서와 같이 하나의 플랫폼을 유연하게 운용할 수 있는 장점이 있다. 따라서 앞으로의 고체추진기관 개발 방향에는 추력 조절뿐만 아니라 추력 중단 기술이 주요할 것으로 판단된다.

미국 Aerojet에서는 1973년 추력 중단 및 재점화에 대한 실험적 연구를 고도조건에서 수행한 바 있으며, 단일 실험에서 5회 재점화에 성공하였다[2,3]. 이러한 소화 재점화 시스템 개발을 위해서는 추진제의 소화 특성에 대한 연구가 필수적이다.

Ciepluch 등의 실험결과에 따르면 연소실 압력이 증가함에 따라 소화에 필요한 임계 감압률이 증가하는 특성을 확인하였으며[4], Merke 등의 연구에서도 연소실초기압력, 최종압력의 증가에 따른 임계 감압률 증가특성을 실험적으로 확인하였다[5]. 실험이 아닌 이론적인 접근으로 Jeong 등은 응축영역 에너지 방정식과 기체 영역에 관한 화염모델을 사용하여 연소실 압력강하에 반응하는 고체 추진제의 동적 소화특성 검토연구를 수행한 바 있다[6].

또한 Donde 등은 AP/CTPB 조성의 추진제의 소화특성에 대하여 실험적인 연구를 수행하였으며 최종 도달압력이 1 atm인 경우와 3.25 atm인 경우로 나누어 임계감압률을 확인하는 연구를 수행하였다[7]. Ye 등은 AP/HTPB 추진제에 대하여 급속감압 시험을 수행하였으며 그 과정에 대한 가시화 연구를 함께 수행하였다[8]. 국내에서도 Jeong 등은 폐쇄형 연소챔버에 파열판을

장착하여 압력강하 시점 초기 압력을 조절하여 추진제 구성에 따라 임계감압률을 실험적으로 연구하였으며 산화제 입자크기, 산화제 혼합비, 알루미늄 첨가 유무가 추진제 소화 특성에 큰 영향을 주는 것을 확인하였다[9]. Kim 등은 파열판을 통한 급 감압실험을 통하여 AP/HTPB 복합 추진제의 소화특성에 대하여 연구를 진행한 바 있다. 감압 후 최종 도달압력을 상압, 6 bar 및 10 bar로 바꾸어가며 시험을 수행하였으며 그 결과 총 감압률보다 최종 도달압력이 소화를 위한 임계감압률에 큰 영향을 미치는 것을 확인하였다[10].

이전연구자들의 추진제 특성연구를 통해 도출된 소화 시점 압력 및 임계감압률 범위를 Table 1과 같이 정리하였다. 표에서 확인할 수 있듯이 초기 압력 조건 및 시험 장치와 같은 시험조건에 따라 임계 감압률의 범위가 크게 바뀌는 것을 확인하였다. 참고문헌 [3]에서 확인할 수 있듯이 Aerojet 시험의 경우 고도조건 시험으로 최종도달압력이 대기압보다 낮으며 이러한 최종도달압력 조건의 변화가 임계 감압률에 큰 영향을 미치는 것은 Kim 등의 연구[10]에서 보고된 바 있다. 즉 Opfires와 같은 단 분리 시스템에 추력중단 구조를 적용하기 위해서는 운용조건에 맞는 추진제 특성 파악이 필요하다. 하지만 핀들이 적용된 추력조절 추진기관의 경우 시스템 설

Table 1. Depressurization rate range of previous research.

	Propellant	P _{initial} * range [psi]	dP/dt range [psia/sec]
Donde et al.[7]	AP/CTPB	80~600	2,900 ~110,000
Ye et al.[8]	AP/HTPB	500~1,100	2,900 ~20,000
Jeong et al.[9]	AP/HTPB	600~950	20,000 ~90,000
Choi et al.[10]	AP/HTPB	80~950	2,500 ~15,000

*Pressure at Depressurization

계과정에서 시스템이 구현 가능한 감압률의 한계가 존재하게 된다. 핀틀의 거동으로 노즐면적을 변화시키는 시스템의 특성 상 핀틀의 형상 및 구동기의 성능이 순간적인 노즐목 면적 변화율을 구현하게 되며 이에 종속적으로 시스템의 감압률이 결정되게 되는 것이다. 즉 기존의 추진제 특성에 대한 연구뿐만 아니라 추력조절 및 소화 특성이 가능한 핀틀 추진기관[1,2]의 감압률에 대한 영향인자들에 대한 파악이 함께 이루어져야 실험적으로 확인한 추진제 특성을 바탕으로 실제 구현 가능한 시스템 설계 및 개발을 수행할 수 있을 것으로 판단된다. 본 연구에서는 앞서 언급한 바와 같이 추진제관점에서 임계감압률 확인이 아닌 시스템관점에서 구현할 수 있는 감압률을 확인하고 영향을 미치는 인자들을 도출하고자 하였다. 또한 회귀분석을 통하여 가상의 시스템의 구성 인자가 변화함에 따라 구현할 수 있는 감압률 범위를 모델링하는 방법론을 도출하여 요구조건에 부합하는 추진기관 설계 시 활용 가능성을 검토하였다.

2. 실험 방법 및 조건

Fig. 1과 같이 핀틀이 적용된 고체추진기관의 경우 핀틀의 위치를 조정하여 노즐목 면적을 조정할 수 있으며 이를 바탕으로 연소실 내부압력 및 추력을 조절하게 된다. 고체추진기관의 경우 추진제의 연소속도가 추진기관 내부압력에 영향을 받으며, 이는 곧 연소가스 생성량 및 추력에 직접적인 영향을 미치게 된다. 즉 핀틀 추진기관에서 감압률을 이용하여 소화를 시도할 경우에도 상기 언급한 인자들은 복합적으로 작용하게 되며 시스템이 구현할 수 있는 한계감압률이 결정되게 된다.

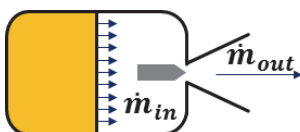


Fig. 1 Pintle system schematic diagram.

고체추진기관의 감압률에 영향을 미칠 수 있는 인자 중 연소면적, 추진제 압력지수, 추진기관 압력은 연소가스 생성량(\dot{m}_{in})에 영향을 미치며, 내부 자유체적, 노즐목 면적 등은 연소가스 유출량(\dot{m}_{out})에 영향을 미치는 인자이다.

따라서 본 연구에서는 Fig. 2와 같이 Matlab simulink를 이용하여 핀틀 추진기관의 거동을 모사할 수 있도록 연소공간 체적변화, 추진제 연소유량 및 노즐 배출유량을 고려하여 연소실 압력변화를 예측할 수 있는 모델을 만들고 상기 언급한 인자들이 압력감소율에 미치는 영향을 분석하였다.

감압률 분석을 위하여 모델링을 수행한 기준 조건은 무기체계 적용가능성을 고려하여 연소실 압력 1,000 psia, 추력 65 kN을 만족할 수 있는 직경 600 mm 추진기관으로 정의하였으며, 노즐목 면적 및 연소면적을 상기 조건을 만족할 수 있도록 정의하였다. 연소면적의 시간에 따른 연소면적 변화를 배제하고자 연소면적이 일정하게 유지되는 끝단연소 조건으로 계산을 수행하였으며 추진제 연소속도는 1,000 psia 조건에서 10.21 mm/s로 고정한 조건에서 분석을 수행하였다.

소화시점에서 추진기관 내부 압력이 감압률에 미치는 영향을 파악하고자 소화시점 추진기관 내부압력을 2,000, 1,000, 500 psia으로 바꾸어 가며 영향을 파악하였다.

또한 소화시점 추진기관 내부압력이 1,000

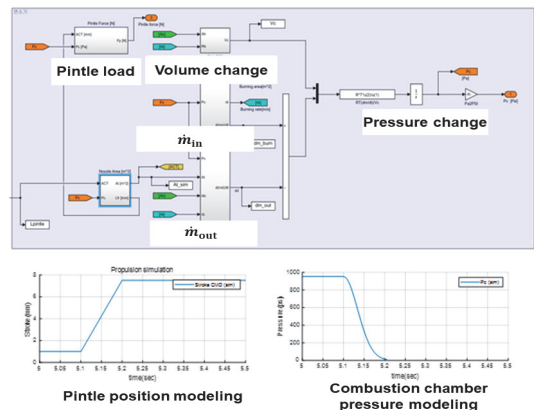


Fig. 2 Simulink system model.

psia인 조건에 대하여 노즐목 면적 변화율(dA), 추진제 압력지수(n) 및 추진기관 연소실 자유부피(V_{ext})를 바꾸어가며 감압률을 획득하여 각 인자들의 영향을 파악하였다. 노즐목 면적 변화율은 소화가 시작되는 시점의 노즐목 면적을 기준으로 0.1초 동안 변화시키는 노즐목 면적 비로 정의 하였다. 예를 들어 노즐목 면적 변화율 4.5의 경우 소화시점의 목면적이 0.1초 이후 4.5배 증가하는 조건을 의미한다. 이러한 목면적비는 실제 시스템으로 구현할 경우 핀틀 형상에 영향을 받으며 0.1초로 임의로 정의한 응답시간은 핀틀 구동장치 종류 및 핀틀하중에 영향을 받는다. 본 연구에서는 이러한 시스템 특성을 단순화 하여 0.1초 동안의 면적변화로 정의하고 이어지는 분석을 수행하였다. 소화시점 자유체적이 증가하게 되면 동일한 목 면적으로 압력을 해소시킬

경우 압력 감소율이 감소하게 된다. 이것은 시스템 관점에서 운용 초기 보다 말기로 갈수록 압력감소율이 감소하여 소화에는 악영향을 미치게 됨을 의미하며 이러한 인자의 영향을 파악하고자 Fig. 3과 같이 직경대비 0.5부터 2.0까지 조건을 초기체적으로 정의하여 Table 2와 같이 각 4 케이스씩 $4 \times 4 \times 4$, 총 64가지 조건에 대한 압력감소율을 확인하였다.

추가적으로 추진기관의 크기가 압력감소율에 미치는 영향을 파악하기 위하여 직경 400 mm 및 900 mm 조건에 대한 압력감소 특성을 파악하였다. 600 mm 기준조건에서 연소면적 및 목면적을 추진기관 직경비에 맞추어 조정하였다. 600 mm 추진기관을 기준으로 900 mm 추진기관은 직경이 3/2배 되었으므로 연소면적 및 노즐목 면적을 9/4배로 조절하였으며, 400 mm 추진기관의 경우 직경이 2/3배 되었으므로 노즐목 및 직경 또한 4/9배 한 조건에 대하여 모델링을 수행하였다. 초기 자유체적의 경우 소화시점의 추진기관 형상의 비율이 동일하도록 즉 Fig. 3과 같이 임의 추진기관의 소화시험 자유체적 형상의 길이 대 직경비(L/D)를 0.5~2.0으로 맞출 수 있도록 자유체적 값을 정의 하였으며, 직경 600 mm와 동일하게 각각 64가지 조건에 대한 압력감소율을 획득하여 총 추가된 128가지 조건에 대한 경향을 비교하였다.

분석에 적용된 감압률은 Eq. 1과 같이 추진기관 내부 압력이 소화 시작시점의 압력의 95%부터 50%까지 감소하기까지의 압력구배로 정의하였다.

$$dP/dt = - \frac{(P_{ext}^{95\%} - P_{ext}^{50\%})}{(t_{ext}^{95\%} - t_{ext}^{50\%})} \quad (1)$$

3. 결과 및 분석

3.1 소화시점 압력에 따른 압력 감소율

소화시점의 추진기관 내부압력에 따른 감압률을 확인하기 위하여 핀틀추진기관 시스템에 대한 모델을 구현하였으며, 노즐목 면적을 조절하

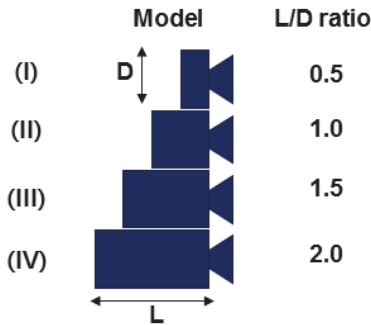


Fig. 3 Extinction free volume shape.

Table 2. Test variables for depressurization rate prediction model.

$\frac{dA_{nozzle\ throat}}{dt}$ *	n	V_{ext} ** [m ³]
3	0.50	0.083 (I)
4.5	0.65	0.166 (II)
6	0.80	0.249 (III)
7.5	0.95	0.332 (IV)

* Nozzle throat area variation rate based on reference throat area in 0.1 sec

ex) 3 → nozzle throat area increase to 3 times in 0.1 sec

** Solid rocket motor free volume when extinguished

Table 3. Combustion chamber pressure effects on depressurization rate.

	$\frac{dA_{nozzle throat}}{dt}$	n	V_{ext}^{**} [m ³]	Pc Pressure [psia]		
				2,000	1,000	500
				dP/dt [psia/sec]		
P01	7.5	0.95	0.332 (IV)	26,193	13,595	7,590
P02		0.95	0.083 (I)	39,043	25,671	17,812
P03		0.50	0.332 (IV)	21,320	12,974	7,891

여 소화시점의 추진기관 내부 압력을 조절하였다. 추진제압력지수, 노즐목 면적 변화를 및 초기체적을 조절하여 감압률에 미치는 영향을 파악하였으며 이외의 인자는 동일한 조건에서 비교를 수행하였다.

Table 3과 같이 동일한 조건에서 소화시점의 추진기관 압력이 감소함에 따라 형성되는 감압률이 함께 감소하는 특성을 보인다. 감압되는 과정은 연소가스 생성량과 배출량간의 상관관계로 배출량이 클수록 빠르게 압력이 감소하게 된다. 소화시점의 압력이 낮은 조건은 추진제 연소속도지수영향으로 인하여 생성량이 감소하지만 추진기관 내부압력과 대기와의 낮은 압력비로 인하여 배출량 또한 크게 감소하여 감압률이 감소하는 것으로 판단된다. 또한 P01조건에서 1,000 psia 압력 값을 기준으로 한 감압률 비율이 2,000 : 1,000 : 500 psia에서 1.93 : 1.00 : 0.56이며 P03이 경우 1.64 : 1.00 : 0.61의 비율을 보인다. P03의 결과를 P01과 비교할 경우 추진제 압력지수를 감소시켰을 경우로 추진제 n값이 감소할수록 소화시점 압력의 영향이 감소하는 특성을 확인하였다.

이전 연구결과와의 정량적 비교를 위하여 Aerojet에서 수행한 이전연구에서 보고한 실험결과[3]를 바탕으로 본 연구에서와 같은 방식을 적용하여 소화시점의 감압률을 계산하였으며 Table 4와 같이 정리하였다. 소화가 시작된 추진기관의 압력은 120~189 psia 범위이며 평균 감압률은 239.6 psia/sec 수준이었다. 본 연구에서 확인한 바와 같이 소화시점의 압력이 평균 155.6 psia 수준으로 절대적으로 낮은 수치의 감압률에서 소화 및 재점화 시험을 안정적으로 수행한

Table 4. Depressurization rate of Aerojet test results.

	F01	F02	F03	F04	F05
Δt^* [sec]	0.605	0.575	0.425	0.530	0.475
$P_{ext start}^{**}$ [psia]	183	189	135	151	120
$P_{ext end}^{***}$ [psia]	36	26	32	30	26
dP/dt [psia/sec]	244	286	244	228	196

* Pext end time - Pext start time

** Extinguishment event start time

*** Extinguishment event end time

것을 확인하였다.

본 연구에서 모델링에 적용한 가상의 추진기관에서 구현 가능할 것으로 추정된 감압률과 Aerojet 연구에서 실험을 통하여 획득된 감압률 차이에 대한 원인은 추진제에 대한 이전연구[10]를 통하여 분석하였다. Kim 등은 과일판 등의 방법을 통하여 감압시작압력 및 소화이벤트 이후 최종 도달 압력 변화에 따른 임계감압률을 확인하는 연구를 수행하였다. Aerojet의 결과는 감압시작압력이 낮을수록 낮은 임계압력에서 소화현상이 발생하며 최종도달 압력이 낮을수록 낮은 임계압력에서 소화가 발생한다는 Kim 등의 연구 결과와 일치하는 특성을 보인다. 즉 시스템 측면에서 고체추진기관에서 연소 중 소화기능을 구현하기 위해서는 절대적으로 큰 값의 감압률이 아닌 소화가 가능한 수준의 감압률 구현이 필요한 것임을 확인할 수 있으며, 개발목표로 하는 추진기관의 운용 조건과 유사한 조건에서의 추진제 임계감압률 파악이 필수적임을 시스템 모델링 및 이전연구를 통하여 확인하였다.

이러한 감압률에 영향을 미치는 인자의 영향에 대하여 추가 연구를 수행하였다.

3.2 회귀분석을 통한 시스템 모델링

감압률 영향을 미치는 주요 인자로 노즐목 면적 변화율(dA), 추진제압력지수(n), 소화시점 체적(V_{ext}) 3가지를 선정하였으며 나머지 조건을 동일하게 유지한 상태에서 분석을 수행하였다. 각각의 인자를 4개의 범위로 변수를 정의하였으며 총 64 조건에 대한 모델링을 수행하고 각 조건에서 획득한 감압률을 바탕으로 각 인자가 미치는 영향을 파악하고자 하였다.

각 조건에 대한 해석을 통하여 확인한 결과를 종합적으로 분석하기 위하여 64가지 시험 조건을 포함하는 회귀분석을 수행하였으며 Eq. 2와 같은 회귀식을 획득하였다.

$$\begin{aligned}
 dP/dt (600mm) = & 1338 + 4306dA + 1187n \\
 & - 53289 V_{ext} - 117.9dA^2 - 4119n^2 + 129357 V_{ext}^2 \\
 & - 172dA \cdot n - 5106dA \cdot V_{ext} - 13466n \cdot V_{ext} \quad (2)
 \end{aligned}$$

$$R^2 = 99.52\%$$

회귀분석 결과 3개의 인자와 하나의 반응 결과에 대하여 3차원 그래프로 표시 할 수 없기에 3개 인자 중 1개를 고정하고 나머지 2개 인자와 감압률에 대한 그래프를 각각 도시하여 Fig. 4, 5, 6에 표시하였다.

3차원 응답특성 그래프에 대하여 간략화하여 표현하고자 Fig. 7과 같이 각 인자별 응답특성에 대한 상관관계 그래프를 확인하였다. 노즐목 면적 변화율이 커지게 되면 추진기관에서 유출되는 유량이 증가하여 감압률이 증가하는 방향으로 작용하였으며, 추진제 압력지수가 증가할 경우 압력에 따른 민감도가 증가하여 연소가스 생성량이 압력감소에 따라 감소하여 감압률은 증가하는 특성을 확인하였다. 하지만 그래프의 기울기에서 확인할 수 있듯이 노즐목 면적변화가 미치는 영향이 추진제 압력지수보다 큰 것을 확인할 수 있다. 소화시점의 체적은 실제 추진기관 운용과정에서 소화가능시점을 나타내며 체적이

증가함에 따라 감압률이 감소하는 방향으로 작용함을 확인하였다.

즉 노즐목 면적 변화율이 클수록, 압력지수가 높을수록, 초기체적이 작을수록 감압률을 최대화할 수 있음을 확인할 수 있었다. 실제 시스템을

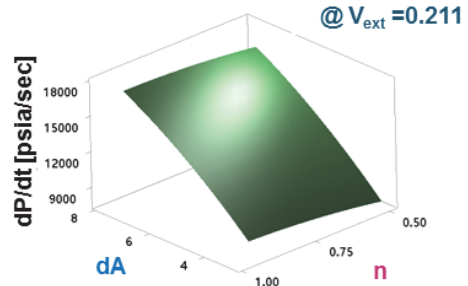


Fig. 4 Depressurization rate response surface at $V_{ext} = 0.211$.

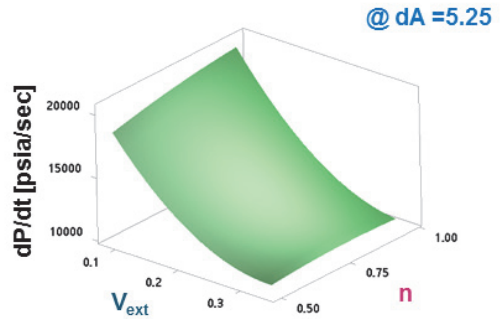


Fig. 5 Depressurization rate response surface at $dA = 5.25$.

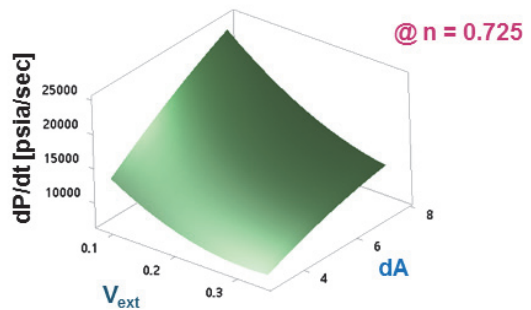


Fig. 6 Depressurization rate response surface at $n = 0.725$.

설계할 경우 노즐목 면적 변화율은 핀틀 구동방법, 핀틀 면적에 영향을 받은 인자이며, 추진제 압력지수 또한 추진제 조성에 따라 제한을 받으며, 압력지수가 높을수록 핀틀위치의 작은 변화에도 큰 압력 변화를 야기할 수 있지만 연소면적이 함께 변하는 경우 일정한 압력조건을 유지하기 어려운 단점이 있다.

마지막으로 추진기관 소화시점 체적의 경우 체적이 0에 가까울수록 큰 감압률을 보여 소화에 긍정적인 방향으로 작용하지만 실제 시스템에서 체적은 앞서 언급한 바와 같이 시간에 대한 함수로 나타낼 수 있으며, 시스템의 운용목표와도 함께 고려할 인자임을 알 수 있다.

즉 추진제에 대한 특성 시험을 통하여 추진제 소화에 필요한 감압률이 결정되면 이러한 감압률을 만족시키기 위한 나머지 인자들이 결정되고 이를 바탕으로 추진기관 설계를 구체화해 나가야한다. 이러한 방식으로 설계를 진행하는 초기 과정에서 효율성 극대화를 위하여 감압률 관계식을 통한 예측 가능성을 검토해 보았다.

앞서 언급한 바와 같이 노즐목 면적 변화율, 추진제 압력지수 및 소화시점 추진기관 부피의 3가지 인자와 감압률 간의 상관관계 식을 도출하였으며 도출된 관계식의 예측 정확도를 확인하고자 Table 5와 같이 예측값과 실제 모델링을 수행한 값을 비교하였다. 관계식 도출에 활용된 각인자의 범위는 Table 5에서 확인할 수 있으며 각 조건에 대하여 Fig. 8과 같이 표기하였다. 모델작성에 사용된 변수별 조건의 내부 및 외부조건을 포함하여 예측값과 계산값을 비교하였으며 오차는 최대 11.6%까지 확인되었다. 설계 초기단

계에서 각 인자에 대한 범위를 정하고 그것을 통하여 도출된 상관관계 식을 본 연구에서와 같이 작성한 뒤 이를 적용 한다면 초기 설계 단계에서 요구조건을 검토하는 방향으로 본 연구의 방법론을 적용 가능할 것으로 판단된다. 하지만

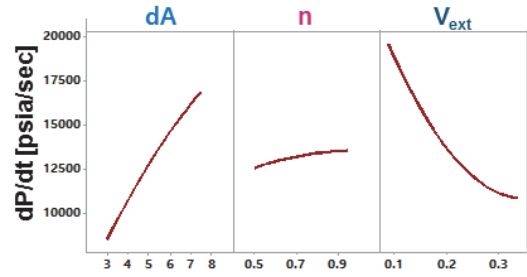


Fig. 7 Major factors affecting the depressurization rate.

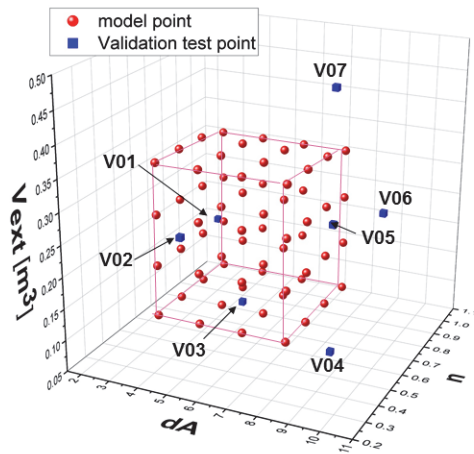


Fig. 8 Depressurization rate model validation test conditions.

Table 5. Depressurization rate model validation.

	V01	V02	V03	V04	V05	V06	V07
dA	2.5	5	5	9	9	9	10
n	1	0.3	0.7	0.5	0.5	0.5	0.65
Vext [m³]	0.1561	0.2736	0.0902	0.0908	0.2896	0.4885	0.2882
Calculated dP/dt [psia/sec]	8,907	9,871	18,714	26,126	14,840	13,781	15,625
Simulated dP/dt [psia/sec]	9,443	10,582	18,887	26,381	15,621	12,176	16,896
Error [%]	6.0	7.2	0.9	1.0	5.3	(11.6)	8.1

추진기관의 직경이 변할 경우 특성을 파악하고자 추진기관 직경을 바꾸어 가며 추가적으로 감압률 예측을 수행하였다.

3.3 시스템 크기 변경에 따른 특성변화

추진기관의 직경변화가 관계식에 미치는 영향을 파악하고자 추가분석을 수행하였다. 기존 시스템 모델링은 직경 600 mm 조건에 대한 분석으로 이를 400 mm, 900 mm 조건으로 확장하였으며 이에 맞추어 연소면적 및 노즐목 면적을 면적비에 맞추어 조절하여 분석을 수행하였다. 각 직경 조건에 대하여 600 mm 조건과 동일하게 노즐면적변화율 4 조건, 추진제 압력지수 4 조건 및 소화시점 부피 4 조건 총 64 조건씩 총 128 조건에 대한 모델링을 수행하였다. 소화시점 부피의 경우 절대 값이 아닌 Fig. 3과 같이 추진

기관 직경 대 길이 비를 기준으로 맞추어 해석을 수행하였으며 각 직경조건 결과에 대하여 회귀분석을 수행하였다

추진기관 직경변화와 조작변인이 감압률에 미치는 영향을 비교하기 위하여 Fig. 9와 같이 주요 인자에 대한 영향을 비교하였다. 노즐목 면적 변화 및 추진제 압력 지수의 경우 그림에서 확인할 수 있듯이 추진기관 직경증가에 따라 점차 감소하는 특성을 확인하였다. 하지만 소화시점 체적으로 모델링을 수행한 경우 그 절대 값의 차이로 인하여 상관관계 파악이 어려웠기 때문에 모델링 인자를 부피의 절대값이 아닌 소화시점 체적의 길이 대 직경비율, Fig. 3의 L/D ratio로 환산하여 추가 모델링을 수행하였다.

600 mm 조건에 대한 새로운 모델링은 Eq. 3과 같으며 동일한 조건에 대한 추진기관 직경변화에 따른 감압률은 Fig. 9의 아래쪽 오른쪽 그래프에서 확인할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 dP/dt(600mm) = & 1338 + 4306dA + 11887n \\
 & - 9040L/Dratio - 117.9dA^2 - 4119n^2 + 3723L/Dratio^2 \\
 & - 172dA \cdot n - 866.3dA \cdot L/Dratio - 2284n \cdot L/Dratio
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

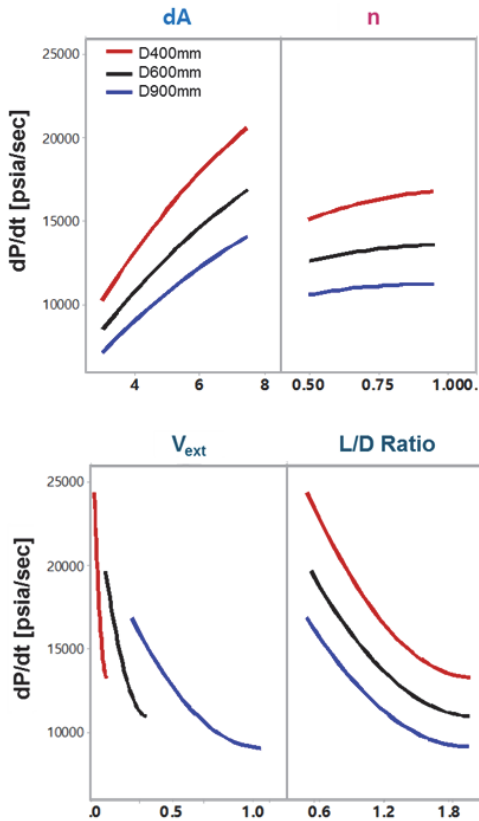


Fig. 9 Major factors affecting the depressurization rate with the combustion chamber diameter variation.

추진기관 직경이 증가할 경우 소화시점 체적비율을 일정하게 조정하고 나머지 인자를 동일한 값으로 유지하더라도 감압률은 감소하는 방향으로 작용하는 것을 확인하였다. 즉 추진제에서 발생할 수 있는 scale effect를 배제할 경우 동일한 추진제를 대형 추진기관에 적용할수록 소화특성이 악화될 것으로 판단된다.

시스템 설계과정에서는 추진제가 선정된 이후 그것을 바탕으로 추진기관을 설계하는 것이 아니라 시스템의 성능 및 운용 프로파일 등의 요구조건을 만족할 수 있는 추진기관을 설계하는 것이 일반적이다. 또한 핀틀을 이용한 고체추진기관에서 감압률을 구현하는 것은 핀틀움직임으로 나타나는 노즐목 면적의 변화이며, 핀틀의 움직임을 제한하는 것은 구동장치의 성능이 된다. 이러한 구동장치의 성능은 무게 및 공간제약으로 인하여 제한조건으로 작용하며 이러한 제한 조건하에서 요구되는 성능을 만족할 수 있는 추

진기관에 대한 설계가 필요하다. 본 연구에서는 목표 추진기관을 설정하고 그 추진기관에 대한 상세성능을 예측 하고자 하는 것이 아니라 추진제 소화의 관점에서 시스템이 구현 가능한 감압률 모델링 및 회귀분석을 통하여 추진기관의 형상 및 최소 요구조건을 검토할 수 있는 방법론을 제안하였다.

시스템 요구조건이 동일하지 않기 때문에 본 연구에서 도출된 회귀함수를 다른 시스템 설계에 직접 적용할 수 없는 한계가 있다. 하지만 달성해야하는 체계 요구조건이 제시된 상황에서 시스템설계를 위해서는 주요 인자의 범위를 설정하고 하나씩 결정해나가는 과정이 필요하다. 그 과정에서 본 논문에서의 방법론을 적용하여 목표 시스템에 대한 모델링을 수행한다면 이를 바탕으로 관계식을 도출하여 목표시스템에서 구현 가능한 감압률을 예측할 수 있을 것으로 판단된다.

4. 결 론

핀틀이 적용된 고체추진기관의 소화특성에 대하여 추진기관 시스템 관점에서 접근하여 각 인자들이 감압률에 미치는 영향에 대하여 분석하였다.

소화시점의 압력이 감소함에 따라 추진기관이 형성할 수 있는 감압률 또한 급격하게 감소하게 되며 이로 인하여 이전연구에서 낮은 감압률에서도 안정적인 소화 재점화 시험을 수행한 것을 확인하였다.

노즐목 면적 변화율, 추진제 압력지수 및 소화시점 체적을 변화시켜가며 다양한 추진기관에서 감압률과 상기 변수의 상관관계를 파악하였다. 노즐목 면적 변화율이 클수록 압력지수가 클수록 소화시점의 체적이 작을수록 감압률을 최대화 할 수 있지만 운용조건 및 제한조건을 만족하는 설계인자 선정이 필수적이다.

추진기관의 직경이 900 mm, 600 mm, 400 mm로 변할 경우 감압률은 증가하는 방향으로 작용하며 관계식 도출 시 소화시점 체적이 아닌

체적비율로 모델링을 수행할 경우 직경변화에 대한 상관관계를 효과적으로 나타내는 것을 확인하였다.

추력조절 고체추진기관에서 소화특성이 필요할 경우 추진제에 대한 임계 감압률 확인이 필수적이다. 하지만 추진기관 시스템을 설계하기 위해서는 시스템이 구현할 수 있는 감압률을 사전에 파악하여야 한다. 본 연구에서는 같이 목표 시스템의 요구조건을 만족하는 모델링을 수행하였으며, 각 변수의 범위를 파악하여 감압률과 변수간의 상관관계를 도출하는 방법론을 제시하였다. 이러한 방법론을 적용하여 추진기관설계를 수행할 경우 시스템 설계과정에서 발생하는 시행착오를 줄일 수 있을 것으로 기대된다.

References

1. "Operational Fires(OpFires)", retrieved 3 Jul 2022, from <https://www.darpa.mil/program/operational-fires>.
2. Sayles D.C. and Levinsky C.T., "Advanced Pintle-Controlled Motor with Thrust Vector Control," *SAE International*, Vol. 30, No. 3, pp. 2557-2564, 1971.
3. Ervin W.D. and Kunz C.H., "Altitude test of the aerojet modified heavyweight full-scale controllable solid propellant rocket motor," AEDC-TR-73-189, 1973.
4. Merkle, C.L., Turk, S.L. and Summerfield, M., "Extinguishment of Solid Propellants by Rapid Depressurization," AD 697 611, 1969.
5. Clepluch, C.C., "Effect of Rapid Pressure Decay on Solid Propellant Combustion," *ARS Journal*, Vol. 31, No. 11, pp. 1584-1586, 1961.
6. Jeong, H.G. and Lee, C.J., "Dynamic Extinction of Solid Propellants by Depressurization of Combustion Chamber," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*,

- Vol. 30, No. 2, pp. 91-97, 2002.
7. Donde, R., Riva, G. and Luca, De., "Experimental and Theoretical Extinction of Solid Rocket Propellants by Fast Depressurization," *Acta Astronautica*, Vol. 11, No. 9, pp. 569-576, 1984.
 8. Ye, R., Yu, Y. and Cao, Y., "Experimental study of Transient combustion characteristics of AP/HTPB based bleed propellant under rapid pressure drop," *Combust. Sci. Technol.*, Vol. 187, No. 3, pp. 445-457, 2015.
 9. 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. 37-45, 2017.
 10. Kim, D.Y., Yoon, J.S., Lee, K.J. and Yoon, W.S., "Extinction Characteristics of AP/HTPB Composite Solid Propellant by Rapid Depressurization," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 2, pp. 21-26, 2019.