

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.3.047>

자발가압 아산화질소를 이용한 하이브리드 로켓의 추력제어 내탄도 해석 및 실험적 검증

한승주^a · 문희장^{b,*}

Internal Ballistics Analysis and Experimental Validation of Thrust Modulation for Hybrid Rocket Using Self-Pressurizing Nitrous Oxide

Seongjoo Han^a · Heejang Moon^{b,*}

^aCenter for Reliability Engineering in Mechanical and Aerospace Industry, Korea Aerospace University, Korea

^bSchool of Mechanical and Aerospace Engineering, Korea Aerospace University, Korea

*Corresponding author. E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

ABSTRACT

In this study, a thrust modulation through oxidizer mass flow rate control and internal ballistic analysis based on Whitmore and Chandlers' models was conducted on a blow-down hybrid rocket using nitrous oxide. The tank pressure prediction considering mass flow rate control of the self-pressurizing oxidizer was conducted, and the results showed good agreements with experimental results. In order to verify the internal ballistic analysis, a ground combustion test using a 500 N class hybrid rocket was conducted, and it was confirmed that the experimental results and the analytical results were quite consistent in the chamber pressure and thrust, thereby, a modeling technique capable of predicting the thrust modulation performance is proposed.

초 록

본 연구에서는 Whitmore와 Chandler의 모델을 기반으로 아산화질소를 사용하는 blow-down 방식의 하이브리드 로켓의 유량제어를 통한 추력제어 및 내탄도 해석에 대한 연구를 수행하였다. 유량제어가 포함된 아산화질소의 탱크 내 거동에 대한 예측을 수행하였으며, 해석결과와 실험결과의 일치도가 상당히 높음을 확인하였다. 또한, 추력제어 내탄도 해석의 검증을 위하여 500 N급 하이브리드 로켓을 이용한 지상연소시험을 수행하였으며, 연소실 압력 및 추력 모두 실험결과와 해석결과가 상당히 일치함을 확인하여 추력제어 성능을 예측할 수 있는 모델링 기법을 제시하였다.

Key Words: Nitrous Oxide(아산화질소), Self-pressurizing(자발가압), Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Thrust Modulation(추력제어)

Received 1 March 2020 / Revised 21 April 2020 / Accepted 25 April 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature	
a	: Regression rate coefficient
A_c	: Orifice cross-sectional area (m ²)
A_{out}	: Tank-outlet area (m ²)
A_t	: Nozzle throat area (m ²)
BA	: Ball valve angle (deg)
C^*	: Characteristic velocity (m/sec)
C_d	: Discharge coefficient
$G_{o,avg}$: Averaged oxidizer mass flux (kg/m ² · sec)
h_{tank}	: Initial tank fluid specific enthalpy (kJ/kg)
h_{out}	: Tank outlet fluid specific enthalpy (kJ/kg)
M	: Mach number
\dot{m}_{HEM}	: Mass-flow rate calculated using homogeneous equilibrium model formula (kg/sec)
\dot{m}_{INC}	: Mass-flow rate calculated using incompressible discharge coefficient formula (kg/sec)
$\dot{m}_{L,out}$: Liquid mass-flow rate of propellant leaving the tank outlet (kg/sec)
\dot{m}_{NHNE}	: Mass-flow rate calculated using nonhomogeneous nonequilibrium model formula (kg/sec)
\dot{m}_p	: Propellant mass flow rate(kg/sec)
$\dot{m}_{v,out}$: Vapor mass-flow rate of propellant leaving the tank outlet (kg/sec)
n	: Regression rate index
OF	: Oxidizer to fuel ratio
P_c	: Combustion chamber pressure (bar)
P_{out}	: Tank outlet or combustion chamber pressure (bar)
P_v	: Fluid vapor pressure (bar)
P_{tank}	: Initial tank fluid pressure (bar)
P_1	: Injector or orifice upstream pressure (bar)
P_2	: Injector or orifice downstream pressure (bar)
\dot{r}	: Space-time averaged regression rate (mm/sec)
R	: Universal gas constant
T_{out}	: Tank outlet temperature, K
γ	: Ratio of specific heats
η_c	: Characteristic velocity efficiency
κ	: Non-homogeneous non-equilibrium model- weighting parameter
ρ_L	: Liquid propellant density (kg/m ³)
ρ_v	: Propellant vapor density (kg/m ³)
ρ_{out}	: Tank outlet total fluid density (kg/m ³)
τ_b	: Residence time (sec)
τ_r	: Bubble growth time (sec)

1. 서 론

최근 인공위성시장의 변화로 소형위성 발사에 대한 수요가 급증함에 따라 국외에서는 제작단가가 저렴한 하이브리드 로켓을 이용하여 소형 위성만을 위한 발사 서비스 시장진입을 시도하고 있다[1]. 하이브리드 로켓의 연료는 일반 산업현장에서 사용되는 물질로써 제작 단가가 타 로켓에 비해 매우 저렴하며, 위험물질 및 군사적 용도의 물질로 취급되지 않아 발사체 운송비 등의 부가적인 비용이 감소되는 장점이 있다. 이러한 저가의 제작단가 및 부가적인 비용 감소 외에도 하이브리드 로켓의 가장 큰 장점은 산화제의 유량제어만으로 추력제어가 가능하다는 점이다. 추력제어는 연료와 산화제를 모두 조절해야 하는 액체로켓과 달리, 하이브리드 로켓은 산화제 유량의 조절만으로 추력제어가 용이하기에 추력제어의 기술적 난도가 상대적으로 낮아 추력제어 시스템 구축과 기술 개발에 소요되는 비용을 절감할 수 있는 장점이 있다. 따라서 하이브리드 로켓은 발사단가를 혁신적으로 낮출 수 있는 장점과 더불어 소형위성발사체 시장에서 상당한 경쟁력을 갖는 추진기관으로 소개되고 있다[1].

한편, 아산화질소(이하 N₂O)는 상온(300 K)에

서 자발가압 특성을 갖는 액화 물질로서 로켓시스템에서 산화제로 이용될 경우 추가적인 가압시스템이 불필요하여 발사체의 중량 감소 등 많은 장점을 가져 소형위성 발사체의 산화제로 활용가능성이 높다. 그러나 N_2O 는 산화제 탱크 내에서 액체와 기체가 2상(two phase)으로 공존하고, 산화제 공급과정에서 발생하는 2상 유동과 더불어, 급격히 변화하는 열역학적 물성치와 공급압력의 변화 때문에 정확한 공급유량의 예측을 어렵게 한다. 이로 인해 산화제 유량이 성능과 직결되는 하이브리드 로켓의 고유 특성상, 정확한 내탄도 해석을 위해서는 N_2O 탱크내의 가압 특성 및 유량 예측에 따른 모터의 성능 해석 연구가 필수적이다.

N_2O 의 상변화 잠열에 대한 연구[2] 및 2상 유동에 관한 연구[3-5]를 비롯하여 자발가압 시스템을 활용한 탱크 내의 거동 예측 및 유량 예측을 위한 엔지니어링 모델은 해외에서 일부 연구자들에 의해 제안되었다[6-15].

Zilliac 등[6]은 준 열역학적 평형상태 모델을 이용하여 추진제 탱크 내 N_2O 의 거동을 예측하였으며, 실험적 연구를 수행하였다. 이를 통해 탱크 내의 N_2O 증발 속도를 정확히 모델링하는 것이 공급되는 산화제 유량 예측에 있어서 가장 중요한 요소라고 언급하였다. Dyer 등[7]은 N_2O 를 사용하여 연구된 여러 모델들을 정리하여 발표하였으며, 인젝터에서 토출되는 유량을 예측하기 위한 모델을 제시하였다. 또한 helmholtz 상태방정식을 이용하여 N_2O 의 물성치를 예측하였으며, 이에 대한 검증을 수행하였다[8].

Whitmore 와 Chandler[8]는 Dyer의 연구결과[7]를 바탕으로 자체 가압 시스템의 단순한 엔지니어링 모델을 개발하였다. 이 모델은 기본적으로 탱크에서 배출되는 유체의 엔트로피가 초기 탱크 내의 엔트로피와 같다는 단열 팽창을 가정한다. 또한 개발된 모델을 바탕으로 해석된 결과의 검증을 수행하여 상당히 높은 일치도가 보임을 확인하였다. Solomon[9]은 Whitmore와 Chandler[8]의 등엔트로피 가정을 보다 더 물리적으로 타당한 엔탈피를 기반으로 하는 모델을 제안하였다. Peterson[10]은 N_2O 의 복잡한 탱크

내 거동으로 말미암아 closed-loop 유량제어의 필요성을 제시하였으며, 볼밸브 및 서보모터로 구성되어 있는 유량제어 시스템을 이용하여 다양한 추력 프로파일(profile)을 만드는 연소시험을 수행하였다.

그러나 Whitmore와 Chandler, 그리고 Solomon의 연구는 유량제어에 대한 예측을 수행하지 못하며, Peterson의 연구는 토출되는 산화제의 양에 대한 정보를 정확히 파악하지 못하여 산화제 탱크 용량 결정과 같은 설계 단계에서 요구되는 변수 도출에는 활용하기 어렵다. 이에 본 연구에서는 Whitmore와 Chandler의 연구를 바탕으로 유량제어 시스템의 특성을 반영한 하이브리드 로켓의 추력제어 성능을 해석할 수 있는 모델링기법을 제시하고 그에 따른 검증을 수행하고자 한다.

2. 자발가압 N_2O 의 유량예측 및 검증

2.1 추력제어 성능예측 흐름도

N_2O 를 이용한 자발가압 방식 하이브리드 로켓의 추력제어 내탄도 해석 코드의 흐름도는 Fig. 1과 같으며, 해석 코드는 크게 저장탱크 내의 N_2O 거동 모델링, 유량제어 모델링, 그리고 내탄도 해석으로 나뉜다. Fig. 1 내의 1번 영역은 저장탱크 내의 N_2O 거동 모델링과 유량제어 모델링에 해당되며 2번 영역은 내탄도 해석에 해당된다. 2장에서는 저장 탱크 내 아산화질소의 거동 예측 및 인젝터 모델에 대해 설명할 예정이며, 3장에서는 유량제어 모델링 및 검증, 그리고 4장에서는 내탄도 해석 결과 및 검증에 대해 서술하고자 한다.

2.2 N_2O 특성 예측

N_2O 는 탱크 내에서 기상/액상이 공존하며 Fig. 2와 같이 액상의 기화와 기상의 응축이 지속적으로 이루어지고 있는 포화(saturated)상태를 유지하고 있다. 포화상태의 N_2O 는 산화제 배출에 따라 압력, 온도 그리고 건도 등의 물성치 변화가 급격하기 때문에 이를 예측하는 것이 핵심이다.

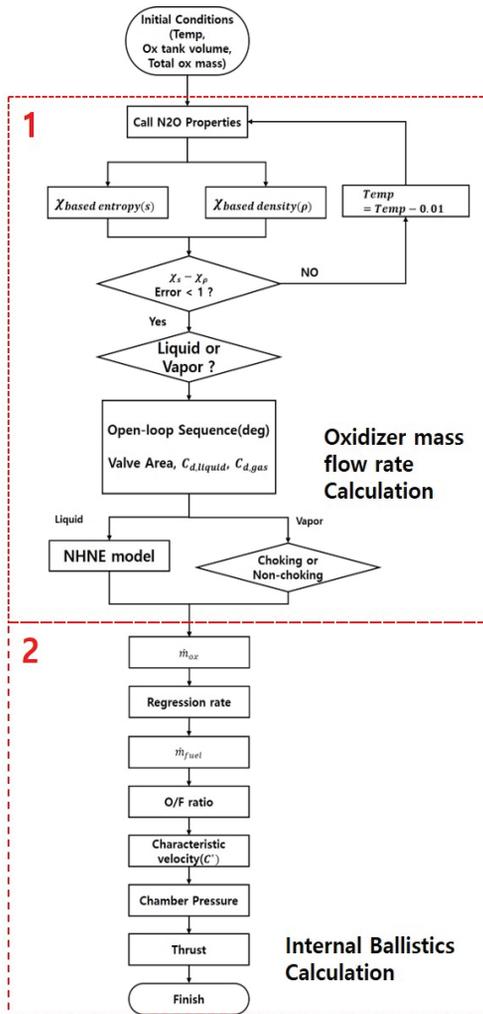


Fig. 1 Flow chart of internal ballistics analysis code using N₂O blow-down system with thrust modulation.

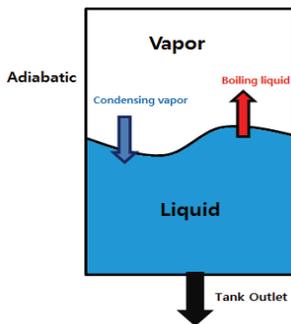


Fig. 2 Mechanism of self-pressurizing N₂O.

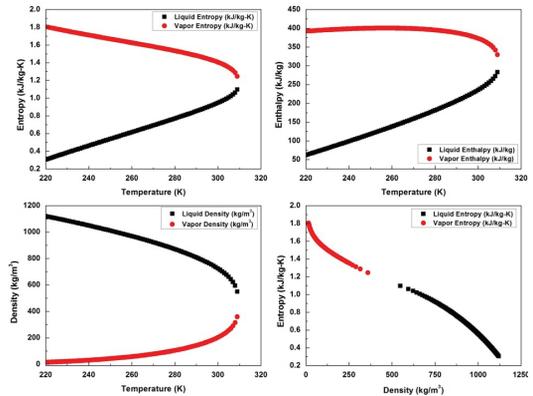


Fig. 3 NIST data of N₂O.

본 연구에서는 Fig. 3과 같은 NIST(National Institute of Standards and Technology)의 데이터베이스[16]를 바탕으로 N₂O의 물성치를 온도의 함수로 curve-fitting 하여 대입하였으며 N₂O가 배출되면서 변화하는 온도에 따라 물성치를 계산할 수 있도록 하였다.

2.3 Two-phase Propagation 알고리즘

본 연구는 Whitmore와 Chandler가 제안한 모델을 기반으로 진행되었다[8]. 이 모델의 가정으로는 외부에서의 열전달을 무시하고, 탱크 내 두 상의 혼합은 발생하지 않으며, 두 상의 혼합 배출도 없다고 가정하였다. 초기조건인 탱크 내 N₂O 온도, 탱크 체적, N₂O 충전량을 이용하여 초기 상태 액·기상의 밀도, 엔트로피, 엔탈피, 건도, 압력 등의 물성치를 NIST를 통하여 N₂O 탱크에서 배출되는 액체 유량의 계산을 수행하였다.

N₂O가 배출된 후의 물성치는 건도(quality)를 이용하여 계산하게 되며 이때의 건도는 유효 비엔트로피(specific entropy)를 이용하여 계산한 건도와 밀도를 이용하여 계산한 건도를 비교하여 판단하게 된다. 비엔트로피를 이용하여 계산된 건도와 밀도를 이용하여 계산된 건도는 서로 일치해야 하므로 두 값의 차이가 1% 미만일 때까지 온도를 0.01 K 씩 감소시켜 반복계산을 수행한다. 이때 차이가 1% 미만이면 구해진 건도와 그 때의 온도를 이용하여 N₂O의 배

출 유량을 구하게 되며, 이러한 계산은 탱크 내에 액체상태의 N_2O 가 소진될 때까지 반복적으로 수행하게 된다.

2.4 인젝터 모델

인젝터를 통과하는 N_2O 는 단상으로 존재하지 않기 때문에 2상 유동의 거동이 포함된 모델을 사용하여야 한다. 따라서 산화제 탱크에서 배출되는 N_2O 의 상의 종류에 따라 유량 모델을 사용하여 유량 예측을 수행하였다. 산화제는 탱크 배출구에서 액상 N_2O 가 완전히 배출된 후에 기상 N_2O 가 배출되는 것으로 가정하였으며 액상의 N_2O 가 배출되는 경우에는 인젝터 내의 2상 유동 거동을 고려하기 위해 NHNE(Non Homogeneous Non Equilibrium) 모델을 이용하여 예측을 수행하였다. NHNE 모델은 액체에 적용할 수 있는 'Incompressible Model'과 'Homogeneous Equilibrium Model(HEM)'을 혼합한 형태로, 유체의 인젝터 잔류시간(τ_r)과 기포 성장시간(τ_b)의 비로 표현 되는 비평형 변수를 weighting factor (κ)로 적용하였으며 그 관계식은 Eq. 1과 같다. 비평형 변수를 이용하여 저장탱크에서 배출되는 액체 N_2O 의 유량을 표현하면 Eq. 2와 같으며, 이를 압력과 엔탈피의 관계로 정리하면 Eq. 3과 같다.

$$\kappa = \frac{\tau_b}{\tau_r} = \sqrt{\frac{P_1 - P_2}{P_v - P_2}} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{m}_{L,out} &= \frac{\dot{m}_{NHNE}}{A_c} \\ &= \left(1 - \frac{1}{1 + \kappa}\right) (\dot{m}_c / A_c) \\ &\quad + \left(\frac{1}{1 + \kappa}\right) (\dot{m}_{HEM} / A_c) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{m}_{L,out} &= C_d A_c \times \\ &\left\{ \frac{\sqrt{2\rho_L(P_{\text{tank}} - P_{\text{out}})(P_{\text{tank}} - P_{\text{out}})}}{\sqrt{P_v - P_{\text{out}} + \sqrt{P_{\text{tank}} - P_{\text{out}}}}} \right\} \\ &+ \left\{ \frac{\rho_{\text{out}} \sqrt{2(h_{\text{tank}} - h_{\text{out}})(P_v - P_{\text{out}})}}{\sqrt{P_v - P_{\text{out}} + \sqrt{P_{\text{tank}} - P_{\text{out}}}}} \right\} \end{aligned} \quad (3)$$

액체 N_2O 가 모두 배출된 후 기체 N_2O 에 대해서는 압축성 효과를 적용하여 인젝터 상·하단의 압력비를 통하여 질식(choking) 조건과 비 질식(non-choking) 조건으로 구분하여 기체의 유량을 예측하였으며 그 관계식은 Eq. 4와 Eq. 5와 같다.

Choking :

$$\begin{aligned} \dot{m}_{v,out} &= \frac{P_{out}}{RT_{out}} A_{out} M \sqrt{\gamma RT_{out}} \\ &= (A_{out} C_d) \sqrt{\gamma P_{\text{tank}} \rho_v \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}} \end{aligned} \quad (4)$$

Non-choking :

$$\begin{aligned} \dot{m}_{v,out} &= A_{out} C_d \times \\ &\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \rho_v P_{\text{tank}} \left[\left(\frac{P_{out}}{P_{\text{tank}}}\right)^{2/\gamma} - \left(\frac{P_{out}}{P_{\text{tank}}}\right)^{(\gamma+1)/\gamma} \right]} \end{aligned} \quad (5)$$

3. 유량제어 모델링 및 검증

3.1 유량제어 장치

산화제 유량을 제어하기 위한 유량제어 시험 장치는 Fig. 4와 같이 상용 볼밸브(ball valve)와 스텝모터(steping motor)로 구성하였다. 유량제어의 범위가 크고 가격이 저렴하며 구하기 용이한 full-port 형태의 1/4" 볼밸브를 선정하였다.

또한 액체 N_2O 의 온도를 고려하여 저온의 환경에서 사용이 가능한 밸브를 사용하였다. 볼밸

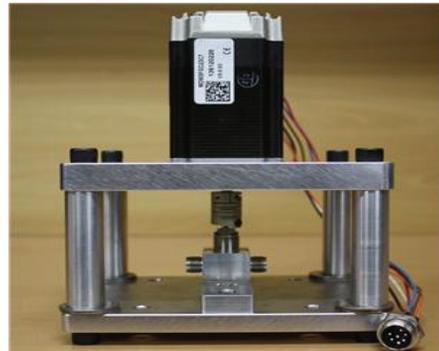


Fig. 4 Oxidizer flow rate control system [17].

브 구동을 위한 스텝모터는 정밀한 각도 제어와 충분한 구동 토크를 낼 수 있는 IMS사의 MDrive 23 Plus를 사용하였으며, 스텝모터는 모터 구동 시 회전 각도를 측정할 수 있도록 구성하였다. 볼밸브와 스텝모터의 연결은 회전축이 정확하게 정렬될 수 있도록 플렉시블 커플링(flexible coupling)을 연결하였다. 산화제 유량제어 시스템에 대한 자세한 특성은 참고문헌[17]에 기술되어 있다.

3.2 유량제어 모델링

볼밸브는 개도 각에 따라 면적이 변화하는 함수를 가지며 그 변화율은 선형적이지 않다. 통상적으로 산업현장에서 사용되는 1" 이상 밸브에 대해서는 개도 각도별 면적함수에 대한 자료[18]가 제공되나, 본 연구에서 사용되는 1/4" 밸브에

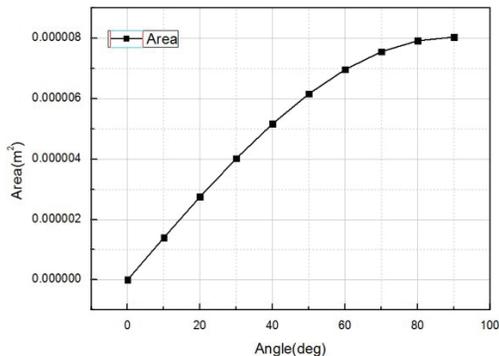


Fig. 5 Flow area of ball valve on ball valve angle.

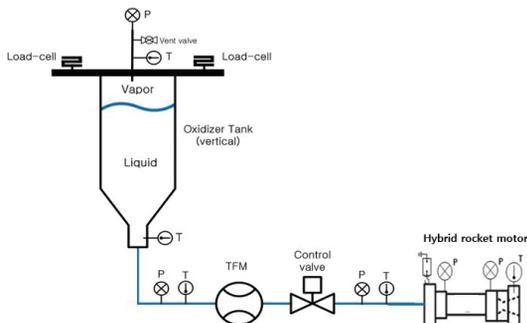


Fig. 6 Experimental system schematic of cold flow and hot-firing test.

대해서는 제조사에서 제공되는 개도 각도별 면적함수에 대한 자료가 존재하지 않아 Fig. 5와 같이 볼밸브를 CAD로 모델링하여 면적을 측정하는 방식을 사용하였다. 면적은 유로의 최소면적을 의미하며 이에 따른 관계식은 Eq. 6과 같다.

$$A_c = -8.22121 \times 10^{-7} BA^2 + 1.66047 \times 10^{-2} BA - 1.30655 \times 10^{-7} \quad (6)$$

3.3 시험장치

볼밸브의 경우 개도 각 및 내부 유로의 위치에 따라 손실계수(minor loss coefficient)가 일정하지 않고 비선형적이며 이에 따라 토출되는 유량 또한 큰 차이를 보이게 된다. 따라서 현재 유량제어 시스템에 맞는 토출계수 산출이 요구되며 이에 따른 실험을 수행하였다. 본 연구에서는 자발가압을 사용하는 하이브리드 로켓의 성능해석에 초점을 맞추어 문제를 단순화하기 위하여 산화제 공급계통에 설치되는 산화제 유량제어 시스템, 배관 및 인젝터의 모든 손실을 고려한 토출계수를 적용하여 코드를 작성하였다.

토출계수를 위한 실험 장치는 Fig. 6과 같으며 이는 터빈유량계를 제외하고 실제 연소시험에서 사용되는 모든 장치가 포함되었다. N₂O를 이용하여 수류시험을 통해 토출계수를 산출할 경우, 하류압력이 대기압 상태이기 때문에 인젝터를 통과하며 발생하는 상변화로 인해 정확한 토출계수의 산출이 어렵다. 따라서 액상배출에 사용되는 NHNE모델에 적용되는 토출계수는 물을 이용하여 산출하였고, 기체배출에 사용되는 모델에 대해서는 기체산소를 이용하여 토출계수를 산출하였다. 토출계수 산출은 일정압력을 가압(55 bar)하여 산출하였으며 탱크 내 압력변화를 최대한 방지하기 위해 릴리프밸브(relief valve)를 통해 압력조절을 수행하였다. 유량측정은 터빈유량계와 탱크 내 무게변화를 측정할 수 있는 로드셀을 이용하여 동시에 측정하였으며 비압축성 모델인 Eq. 7을 바탕으로 토출계수를 산출하였다.

기체의 경우에도 높은 공급압력으로 인해 공급되는 동안 관내의 밀도 변화가 크지 않다고

가정하여 동일한 식을 적용하였으며, 공급 시 측정된 압력 및 온도조건으로 이상기체 방정식을 사용하여 밀도를 계산하였다. 토출계수를 도출하는 실험의 압력선도는 Fig. 7과 같으며 실험결과는 Fig. 8에 나타내었다.

$$C_d = \frac{\dot{m}}{A_{valve} \sqrt{2\rho\Delta P}} \quad (7)$$

Water :

$$C_{d,water}(BA) = 5.71406 \times 10^6 BA^3 - 0.00151 BA^2 + 0.13392 BA - 3.58718 \quad (8)$$

Oxygen :

$$C_{d,ox}(BA) = 5.18696 \times 10^6 BA^3 - 0.00147 BA^2 + 0.13787 BA - 3.88036 \quad (9)$$

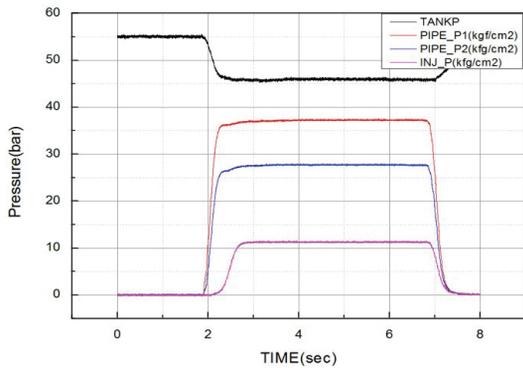


Fig. 7 Pressure time trace of discharge coefficient experiment.

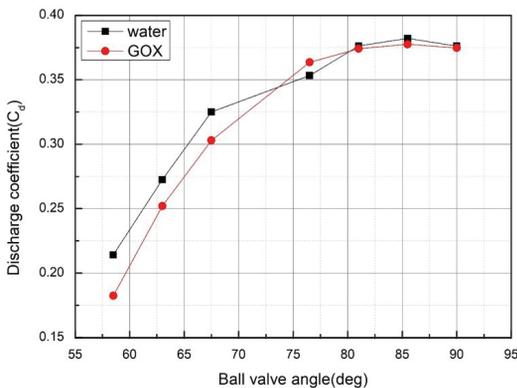


Fig. 8 Discharge coefficient on ball valve angle.

3.4 Cold Flow Test 검증

산출된 밸브 개도 각에 따른 면적변화 및 토출계수 값을 고려하여 밸브 개도 각 제어에 따른 open-loop 유량제어 해석을 수행하였다. 해석 결과를 검증하기 위해 N₂O를 사용하여 open-loop 유량제어 실험을 수행하였으며 시험조건과 시험결과는 각각 Table 1과 Fig. 9에 나타내었다.

검증결과, 밸브 개도 각에 따라 변화하는 산화제 유량이 비교적 정확하게 예측되었다. 실험데이터 초반에 발생하는 압력강하 및 압력회복 현상은 액추에이터(actuator) 하류에 위치한 배관 및 인젝터에 산화제가 충전되면서 나타나는 현상이며, 코드 내에 배관의 길이 등 배관 특성이 반영되지 않기 때문에 코드 결과에는 이들 현상이 나타나지 않는다. 실제 하이브리드 로켓 비행 모델(FM, flight model)의 경우 장착되는 배관 부속이 지상시험의 경우보다 적고, 배관의 길이가 매우 짧은 것을 감안하면 발생하는 압력강하는 FM 추진장치에서 큰 문제가 되지 않을 것으로 사료된다. 또한 액상배출의 완료(즉, 기상의 배출시점)의 경우, 정확히 일치하지 않는 경우가 발생하는 것을 확인하였다. 이는 실험에서 획득한 초기 N₂O 충전량을 코드에 입력하여 계산을 수행할 시, 측정된 N₂O의 초기 충전량이 약 0.1~0.3 kg 정도의 오차를 가지고 있어 위와 같은 미

Table 1. Cold flow test condition.

Identifier (*C=Cold)	Liquid N ₂ O temp. (K)	Initial mass of N ₂ O (kg)	Flow time (total) (sec)	Valve angle sequence (deg)
C#1	288	2.83	20	90-90
C#2	285	1.85	5-5-5 (15)	90-74.25 -58.5
C#3	286	1.98	5-5-5 (15)	58.5-74.25 -90
C#4	288	2.42	5-5-5-5 (20)	90-81 -72-63
C#5	286	2.20	5-5-5-5 (20)	63-72 -81-90
C#6	287	1.80	10-10 (20)	58.5-90

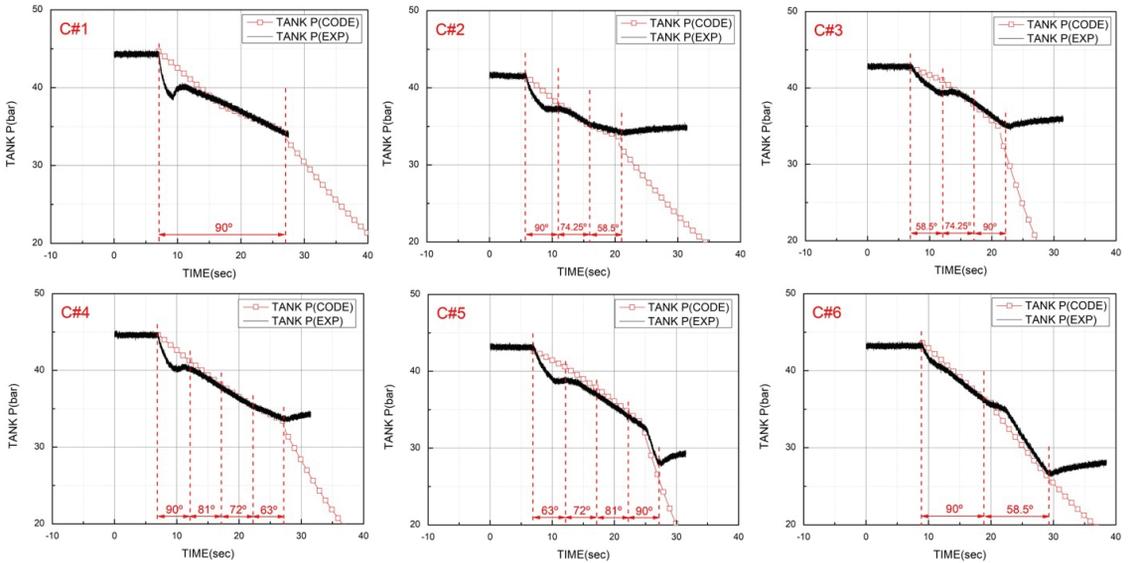


Fig. 9 Tank pressure comparisons of experimental results with theoretical analysis for cold flow tests.

제한 차이가 발생한 것으로 사료된다. 시퀀스가 종료된 후의 압력차이는, 실험의 경우 탱크 내 잔여 N₂O로 인해 압력이 회복되는 현상으로 인해 압력이 상승하나, 코드 내에서는 탱크 내 N₂O가 완전하게 배출되는 것으로 계산됨에 따라 나타나는 오차로 볼 수 있다.

4. 추력제어 모델링 및 검증

4.1 내탄도 해석

변화하는 밸브 면적 및 토출계수를 반영하여 유량 예측코드를 작성하였으며, 이를 바탕으로 하이브리드 로켓의 추력제어 성능 예측코드를 작성하였다. 내탄도 해석은 Fig. 1의 2번 영역과 같이 예측된 산화제 질량유량을 이용하여 그래인 형상에 관한 변수를 토대로 고체연료 후퇴율 식을 이용하여 연료의 질량유량을 계산하게 된다. 이때 사용된 후퇴율 식은 N₂O/HDPE 연료 (multi-port)의 실험식을 사용하였으며 이는 Eq. 10과 같다[19].

$$\dot{r} = 0.01 G_{o,avg}^{0.83} \quad (\text{for \# of port } 3 \sim 7) \quad (10)$$

Table 2. Specification of fuel grain.

Fuel	HDPE
Fuel density (kg/m ³)	950
Port number	5
Port diameter (mm)	10
Fuel outer diameter (mm)	104.5
Fuel length (mm)	146

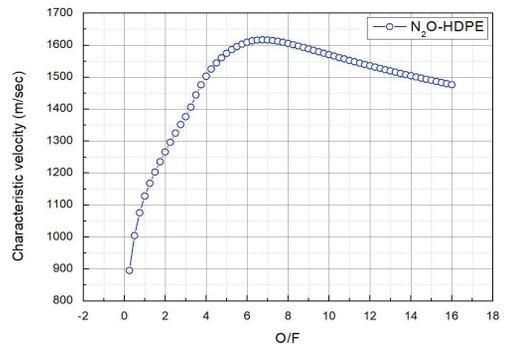


Fig. 10 Characteristic velocity of N₂O/HDPE vs. O/F ratio.

이를 통해 계산된 O/F비를 바탕으로 Fig. 10과 Eq. 11과 같이 CEA로 계산된 O/F비에 따른 C_{theo}^{*} (특성배기속도)를 이용하여 연소실 압력 및

추력을 계산하게 된다. 이때 특성배기속도효율(η_{c^*})은 실험을 통해 얻어진 데이터를 바탕으로 설정하였으며, N₂O/HDPE의 경우 0.8~0.95의 효율을 갖는다. 본 연구에서는 0.9를 적용하여 Eq. 12의 계산을 수행하였다.

$$C_{theo}^* = -0.0086OF^5 + 0.35OF^4 - 4.51OF^3 + 10.70OF^2 + 137.47OF + 987.24 \quad (11)$$

$$P_c = \frac{\eta_{c^*} C_{theo}^* \dot{m}_p}{A_t} \quad (12)$$

4.2 지상연소시험장치

지상연소시험은 토출계수 측정실험 및 유량검증시험에서 사용된 동일한 실험장치에서 수행되었다. 연소시험에 사용된 500 N급 하이브리드 로켓은 Fig. 11과 같이 매니폴드(manifold), 인젝터(injector), 전·후방 연소실(pre- and post-chamber) 및 연료 그레인(fuel grain), 노즐(nozzle)로 구성되어 있다. 전방 연소실에는 점화를 위한 점화기가 장착되며, 매니폴드 및 전·후방 연소실의 연소 중 압력 변화를 측정하기 위하여 압력센서를 설치하였다. 또한 노즐은 삭마를 방지하기 위하여 수냉식 냉각장치가 설치된 구리 합금 노즐을 사용하였다. 인젝터 형상은 포트 내 균질한 산화제의 공급을 위하여 샤워헤드 타입의 인젝터를 사용하였으며 Table 2는 연료 그레인의 제원을 나타낸다. 연료는 멀티포트 형상으로써 연료길이는 146 mm로 제작하였으며

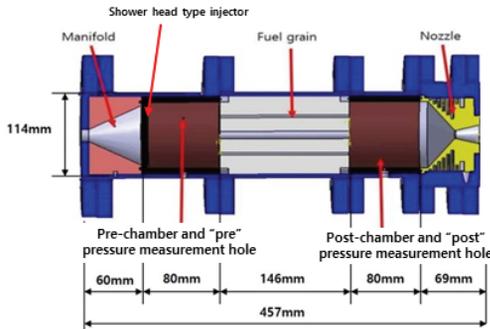


Fig. 11 Slice view of 500N class lab-scale hybrid rocket motor.

연료 포트는 연소 중 포트의 병합을 방지하기 위해 포트간의 간격을 25.5 mm로 제작하였다.

4.3 Hot-Firing Test 검증

설계된 연소기를 바탕으로 추력제어 모델링 결과를 검증하기 위하여 지상연소시험을 수행하였으며 시험조건은 Table 3에 도시하였다.

Fig. 12는 탱크압력 변화 및 후방 연소실(post-chamber) 압력에 대한 실험 및 해석을 비교한 결과이며, Fig. 13은 실험과 해석의 탱크압력 변화 및 추력을 나타낸다. 검증결과, 밸브 개도 각에 따른 연소실 압력 및 추력의 변화 모두 계산결과와 실험결과의 일치도가 비교적 높은 것으로 확인되었다. H#2와 H#5의 경우, 계산결과와 실험결과에서 보이는 압력의 차이는 각 실험 케이스 별 특성배기속도 효율(η_{c^*})의 변동으로부터 오는 오차로 판단되며, 연소 초기에 발생하는 오차는 점화제로부터 발생하는 압력 상승 및 점화 지연시간에 의한 압력변동으로 사료된다. 또한 유량 예측코드에서 나타난 오차와 같이 초기 N₂O 충전량 측정오차에 의하여 액상 배출시간이 다소 차이가 남을 확인하였으며, 연소 종료 후 발생하는 연소실 내 압력상승은 질소 퍼지(purge)에 의해서 나타나는 현상으로 확인되었다.

Table 3. Hot-firing test condition.

Identifier (*H=HOT)	Liquid N ₂ O temp. (K)	Initial mass of N ₂ O (kg)	Flow time (total) (sec)	Valve angle sequence (deg)
H#1	286	2.205	5-5-5-5 (20)	63-72 -81-90
H#2	285	2.24	5-5-5-5 (20)	90-81 -72-63
H#3	285	2.204	5-5-10 (20)	58.5 -74.25-90
H#4	285	2.07	10-10 (20)	90-58.5
H#5	286	2.03	20	90-90

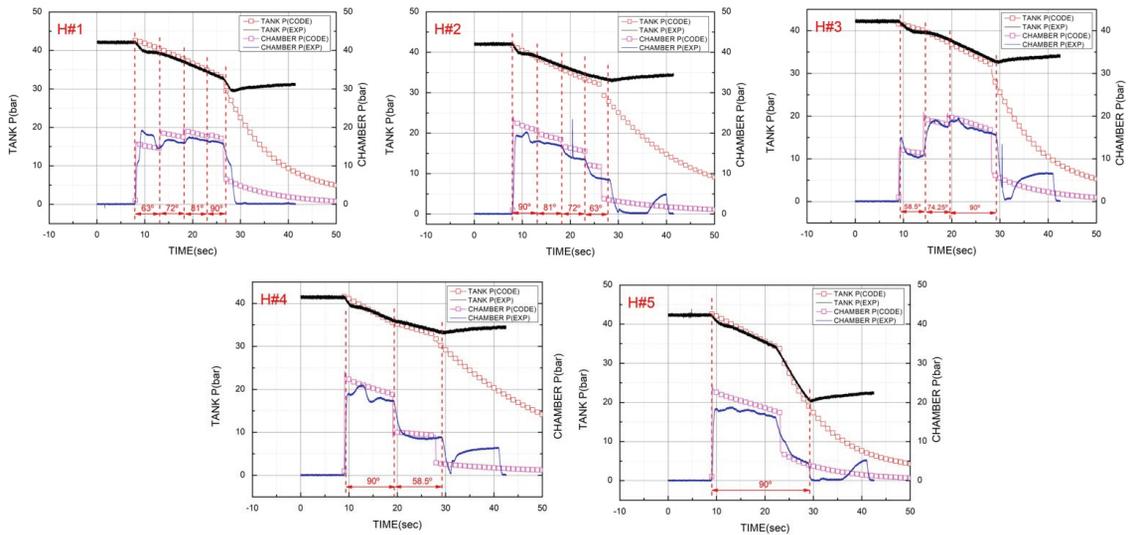


Fig. 12 Tank pressure and combustion chamber comparisons of experiment result with theoretical analysis for hot-firing tests.

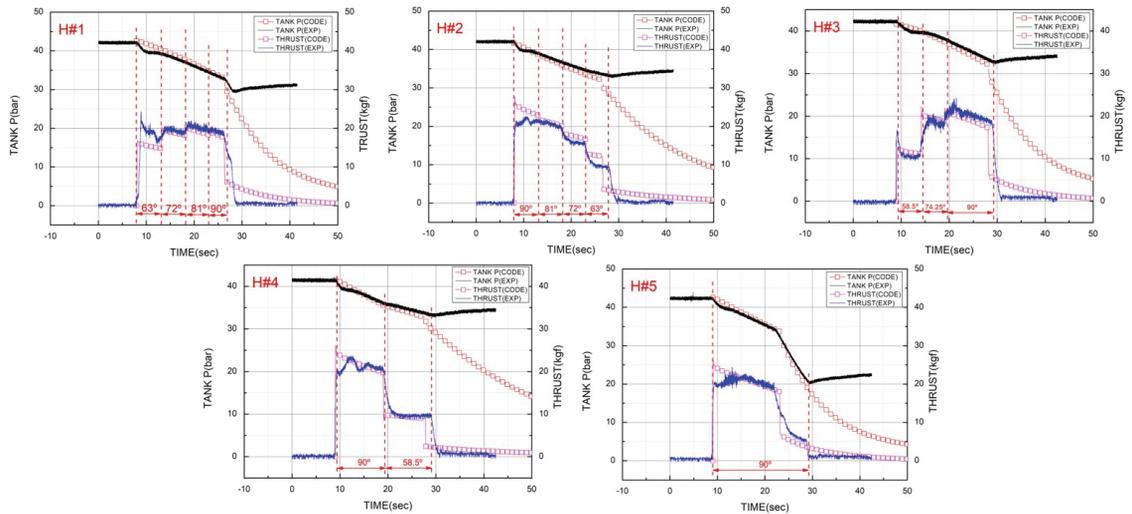


Fig. 13 Tank pressure and thrust comparisons of experimental results with theoretical analysis for hot-firing tests.

5. 결 론

본 연구에서는 Whitmore와 Chandler의 모델을 기반으로 아산화질소를 사용하는 자발가압 하이브리드 로켓의 유량제어를 통한 추력제어 및 내탄도 해석에 대한 연구를 수행하였다. 유량제어가 포함된 아산화질소의 탱크 내 거동에 대한 예측을 수행하였으며, 해석결과와 실험결과

일치도가 상당히 높음을 확인하였다. 또한, 유량제어 모델을 바탕으로 추력제어 내탄도 해석의 검증을 위하여 500 N급 하이브리드 로켓을 이용한 지상연소시험을 수행하였으며, 연소 초반 부점화에 의한 영향을 제외하고 연소실 압력 및 추력 모두 실험결과와 해석결과 오차가 5% 내외로 상당히 일치함을 확인하였다.

본 연구를 통해 획득된 N₂O blow-down 방식

의 하이브리드 추력제어 성능예측 기법은 유량제어 시스템의 토출계수 값만으로 성능예측을 비교적 정확하고 신속히 할 수 있는 이점을 갖는다. 그러나 본 연구의 한계점은 배관 내 2상 유동 특성 및 손실을 수류시험을 통해 도출된 토출계수로 표현했다는 것이며 이에 따라 수류시험이 불가능한 로켓모터 설계 단계에서 활용할 시 본 연구에서 사용된 기법을 발전시킬 필요가 있다고 판단된다. 따라서 본 연구에서 제시한 기법의 활용성을 높이기 위해서는 배관 길이 등 공급시스템에 대한 전반적인 기하학적 변수를 포함한 추가적인 연구가 필요할 것으로 사료된다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원(UE161021GD)과 미래창조과학부의 지원(NRF-2017M1A3A3A02016561) 그리고 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)을 받아 수행된 연구로써 지원에 감사드립니다.

References

1. Kobald, M., Fischer, U., Tomilin K., Schmierer., C. and Petrarolo, A., "Hybrid Sounding Rocket HEROS: TRL 9," *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Madrid, Spain, Jul. 2019.
2. Hoge, H., "Vapor Pressure, Latent Heat of Vaporization, And Triple-Point Temperature Of N₂O," *Journal of Research of the National Bureau of Standards*, Vol. 34, No. 3, pp. 281-293, 1945.
3. Darby, R., "Evaluation of Two Phase Flow Models for Flashing Flow in Nozzles," *Process Safety Progress*, Vol. 19, No. 1, pp. 32-39, 2000.
4. Span, R. and Wagner, W., "A New Equation of State for Carbon Dioxide Covering the Fluid Region from the Triple Point Temperature to 1100 K at Pressures up to 800 Mpa," *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Vol. 25, No. 6, pp. 1509-1596, 1996.
5. Span, R. and Wagner, W., "Equations of State for Technical Applications. I. Simultaneously Optimized Functional Forms for Nonpolar and Polar Fluids," *International Journal of Thermophysics*, Vol. 24, No. 1, pp. 1-39, 2003.
6. Ziliac, G. and Karabeyoglu, A., "Modeling of Propellant Tank Pressurization," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, A.Z., U.S.A, AIAA 2005-3549, Jul. 2005.
7. Dyer, J., Ziliac, G., Sadhwani, A., Karabeyoglu, A. and Cantwell B., "Modeling Feed System Flow Physics For Self-Pressurizing Propellants," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Cincinnati, O.H., U.S.A, AIAA 2007-5702, Jul. 2007.
8. Whitmore, S. and Chandler, S., "Engineering Model For Self-Pressurizing Saturated-N₂O-Propellant Feed Systems," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 4, pp. 706-714, 2010.
9. Solomon, B.J., "Engineering Model to Calculate Mass Flow Rate of a Two-Phase Saturated Fluid Through an Injector Orifice," Master Dissertation, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Utah State University, Logan, Utah, U.S.A., 2011.
10. Peterson, Z., Eilers, S. and Whitmore, S., "Closed-Loop Thrust and Pressure Profile Throttling of a Nitrous-Oxide HTPB

- Hybrid Rocket Motor," *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, G.E, U.S.A., AIAA 2012-4200*, Jul. 2012.
11. Invigorito, M., Elia, G. and Panelli, M., "Numerical Modeling of Self-Pressurizing Oxidizers for Hybrid Rocket Injection," *6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Krakow, Poland.*, Jul. 2015.
 12. Waxman, B.S., Cantwell, B., Zilliac, G. and Zimmerman, J.E., "Mass Flow Rate and Isolation Characteristics of Injectors for Use with Self-Pressurizing Oxidizers in Hybrid Rockets," *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, C.A., U.S.A., AIAA 2013-3636*, Jul. 2013.
 13. Lee, J.P., Lee, S.J., Kim, H.C., Moon, K.H., Choi, W.J., Jung, S.H., Hong, G.S., Moon, H.J. and Kim, J.K., "The Hybrid Rocket Internal Ballistics with Two-phase Fluid Modeling for Self-pressurizing N₂O I," *37th KSPE Fall Conference, Busan, Korea*, pp. 45-49, 2011.
 14. Lee, S.J., Lee, J.P., Kim, H.C., Moon, K.H., Choi, W.J., Jung, S.H., Hong, G.S., Moon, H.J. and Kim, J.K., "The Hybrid Rocket Internal Ballistics with Two-phase Fluid Modeling for Self-pressurizing N₂O II," *37th KSPE Fall Conference, Busan, Korea*, pp. 50-54, 2011.
 15. Kim, S.Y., Ko, S.H., Han, S.J., Kwon, M.C., Heo, J.Y., Yoo, Y.J. and Moon, H.J., "Thrust Control Performance Prediction of Hybrid Rocket Propulsion System Using Nitrous Oxide," *53th KSPE Fall Conference, Busan, Korea, KSPE 2019-2190*, 2019.
 16. NIST(National Institute of Standards and Technology) Chemistry Web Book, SRD 69 retrieved 29 Mar. 2020 from <https://webbook.nist.gov/chemistry/>
 17. Moon, K.H., Han, S.J., Kim, H.C., Kim, K.H., Kim, J.K. and Moon, H.J., "Thrust Control of Hybrid Propulsion System for Lunar Exploration," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 6, pp. 34-41, 2014.
 18. ISA, "Flow Equations for Sizing Control Valves," ISA Research Triangle Park, NC, 1934.
 19. Kim, G.H., "A Study on Combustion Characteristic of the Cylindrical Multi-port Grain for Hybrid Rocket Motor Using PE/N₂O," Master Dissertation, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Korea Aerospace University, Goyang, Korea. 2010.