

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2023.27.1.049>

자가증기 가압시스템 개발과제 및 모사시험설비 구성

김철웅^{a,*} · 유지성^b · 지상연^b · 박재성^a

Tasks for Development of Autogenous Pressurization System and Construction of Test Equipment

Cheulwoong Kim^{a,*} · Jisung Yoo^b · Sangyeon Ji^b · Jae Sung Park^a

^aSmall Launcher Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^bAerospace Performance Units/Development Team, HanyangEng, Korea

*Corresponding author. E-mail: kimcw@kari.re.kr

ABSTRACT

The autogenous pressurization has been widely adopted for propulsion systems of next-generation reusable rockets due to its low cost and high reliability. The autogenous pressurization has a simple structure, but an understanding of the heat and mass transfer occurring inside the tank is essential. For this reason, a simulation test of the autogenous pressurization was conceived. The experiment equipment was constructed based on overseas pressurization test facilities cases and expert advice. Unlike the actual autogenous pressurization system, the propellant tank was insulated to exclude external influences. The pressurized gas supply line and the propellant pipe were separated. Using the manufactured autogenous pressure experiment equipment, it is possible to evaluate the condensation phenomenon of pressurants in cryogenic propellants, comparison of the efficiency of pressurization using helium and evaporated gas and the pressurization capacity according to the temperature of pressurant.

초 록

자가증기 가압시스템은 저비용, 고신뢰도의 장점으로 차세대 재사용 발사체들의 추진기관에 널리 채택되고 있다. 자가증기 가압시스템은 구조가 간단하나 탱크 내부에서 일어나는 열과 물질의 전달과정에 대한 이해가 필요하다. 이러한 이유로 자가증기 가압시스템의 모사시험을 구상하였다. 모사시험설비는 해외 가압시험설비 사례와 전문가의 자문을 기반으로 구성하였는데, 실제 자가증기 가압시스템과 달리 추진제 탱크를 단열하여 외부환경에 의한 영향을 배제하고자 하였으며, 열과 물질 전달현상의 연구의 편의를 위하여 가압가스 공급라인과 추진제 배관을 분리하였다. 제작된 자가증기가압 모사시험설비를 이용하여 극저온 추진제에서 가압가스의 응축현상, 헬륨을 이용한 가압과 증발된 추진제를 이용한 자가증기가압의 효율성 비교, 그리고 자가증기의 온도에 따른 가압능력을 평가할 수 있다.

Key Words: Propulsion System(추진기관), Pressurization(가압), Autogenous Pressurization(자가증기가압), Test Equipment(시험설비), Condensation(응축)

Received 13 October 2022 / Revised 9 February 2023 / Accepted 15 February 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

가압시스템은 액체추진제를 사용하는 우주발사체에 있어서 필수적인 요소이며, 발사체의 신뢰성과 중량에 큰 영향을 주므로 발사체 개발에 있어서 가압시스템의 선정은 중요한 의미를 가진다.

지난 80여 년간의 로켓 개발기간에서 가압시스템으로 헬륨가압, 자가증기가압, 가스발생기 가스를 이용하는 가압 등이 보편적으로 사용되어 왔다[1,2,3]. 이 중에서 자가증기가압은 운용의 편리성, 안전성, 신뢰성 및 저비용 차원에서 주목을 받아 왔으며, 특히 재사용 발사체(Starship, New Glenn, Neutron, Ariane Next 등)의 가압시스템으로 각광을 받고 있다. 이뿐만 아니라 극저온 상단 추진기관(ACES, RL10 등)용으로도 적합한 것으로 평가되었다.

한국항공우주연구원의 소형발사체연구부에서는 메탄 추진제를 사용하는 상단 추진기관을 개발하고 있으며, 상단 추진기관의 가압시스템으로 자가증기가압을 채택하였다. 이러한 선택은 저비용, 고신뢰도와 함께 킥스테이지(kick stage) 등으로의 기능 확장에도 유리할 것으로 기대된다[4].

본 논문은 해외 자료를 검토하여 자가증기 가압시스템의 개발계획을 수립한 내용, 개발에서 요구되는 연구과제 그리고 현재 진행하고 있는 자가증기 가압시스템 모사시험의 준비 상황을 소개하였다.

2. 연구개발의 필요성

2.1 가압시스템의 필요성

액체추진제를 사용하는 발사체는 밀폐된 추진제 탱크를 이용하므로 엔진 작동으로 추진제가 소모될 때 추진제가 소모된 부피에 맞추어 탱크를 적정 압력으로 가압하여야 한다.

이러한 가압으로 다음과 같은 중요한 효과를 얻는다.

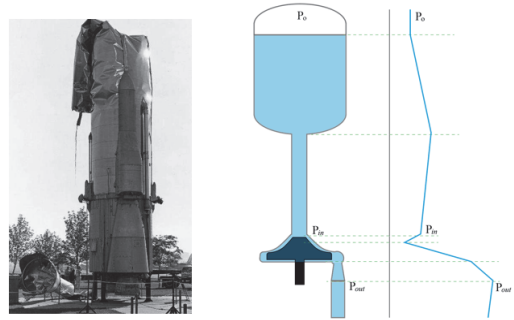


Fig. 1 Buckling of propellant tank (left)[5] and pressure change through a propellant supply system (right).

- 펌프에서 캐비테이션 발생 방지 (Fig. 1의 우)
 - 발사준비와 비행 운용 중에 발생하는 부하에서 추진제 탱크의 좌굴 방지 및 구조적 강성 유지 (Fig. 1의 좌)
 - 증발로 인한 극저온 추진제의 손실 감소
- 이와 함께 가압시스템은 추진제의 충전과 배출 작업에도 사용된다.

2.2 가압시스템의 요구조건과 자가증기가압의 부합성

2.2.1 가압시스템의 요구조건

미국의 달 탐사를 위해 개발한 대형로켓인 Saturn V는 1단과 2단의 산소탱크에 산소가스를 이용한 자가증기가압을, 반면 3단의 산소탱크는 3단의 무추력 비행(coast phase flight)을 고려하여 헬륨 가압을 적용하였다. 이처럼 하나의 발사체에서도 서로 다른 가압시스템을 적용한 사례가 있듯이, 가압시스템의 방식은 각 단에서 다음의 요구조건에 가장 부합하는 것을 선정해야 한다[6].

- 작은 중량
- 간단한 구조 및 최소한의 구성요소
- 높은 신뢰도
- 운용의 편리성
- 가압 특성(압력, 온도, 유량)이 일정. 즉 추진제 혼합비의 분산을 최소화하여 로켓의 효율 향상

- 제작과 운용의 저비용
- 시스템의 설계와 개발에 최소 시간 소요
- 저장과 운용에서 높은 기밀특성

앞에 기술된 요구조건 이외에도 발사체의 목적과 활용에 따라 특정한 요구조건들이 추가된다.

2.2.2 자가증기가압의 종류

자가증기 가압방식은 극저온 추진제(액체수소, 액체메탄, 액체산소 등)에 사용 가능하며, 추진제를 재생냉각채널이나 열교환기를 통하여 가온한 후에 탱크로 주입하여 가압하는 방식(evaporated-propellant system or autogenous system)과 추진제 탱크 내부에서 자체 기화로 가압하는 방식(polytropic expansion system)으로 나뉜다.

극저온 추진제를 이용한 자가증기 가압방식은 기화된 추진제 가스가 액체추진제 탱크로 들어가므로 시스템이 간단한 반면에 열과 물질 전달에 대한 지식이 요구된다.

2.2.3 자가증기가압의 장단점

제사용 및 저비용 관점에서 주목을 받고 있는 자가증기가압은 다음과 같은 장점을 가지고 있다.

- 시스템이 간단
- 시스템 무게 감소
- 작동 신뢰성 증가
 - 고압의 가압가스용기가 불필요하여 누설 문제 감소
 - 구성품 개수 감소
- 운용 비용 감소
- 가압가스가 추진제와 동일 성분이므로 추진제의 오염문제 미발생
- 산화제가압라인과 연료가압라인을 완전히 분리 가능
- RCS(Roll Control System)와 저추력 모드 비행에 활용 가능

여기서 저추력 모드(idle mode)는 팽창식 사이클 엔진(expander cycle engine)의 장시간 우주 비행임무에서 유리하다. 팽창식 사이클 엔진은 우주환경에서 터보펌프의 작동이 없이 추진

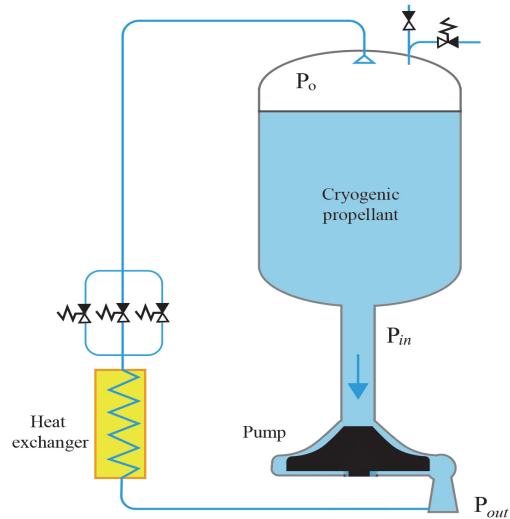


Fig. 2 Scheme of an autogenous pressurization system for a liquid oxygen tank.

제 탱크의 압력(tank idle head)만으로 시동이 가능하고 펌프의 냉각이 완료될 때 정상추력으로 가속할 수 있다. 그리고 엔진 정지는 정상추력 또는 저추력모드에서 정지가 가능한데, 저추력 모드를 통한 정지 시에는 세밀한 잔류추력 제어가 가능하다[7].

반면 자가증기 가압시스템의 단점은 다음과 같다.

- 최종 탱크무게 증가 (산소와 메탄의 경우 가압가스 무게가 헬륨가스에 비해 큼)
- 극저온 추진제의 열·물질 전달 특성의 이해 필요
- 가압용으로 가열된 기체추진제가 액체추진제에 용해
- 정상 작동에 시간 필요 (열교환기를 이용하는 헬륨 가압도 동일한 문제 발생)

2.2.4 자가증기가압의 사례

자가증기 가압시스템은 세계 최초의 탄도 미사일인 V-2 로켓의 액체산소탱크의 가압에 적용(Fig. 3)된 이후로 Saturn-V로켓의 1단(F-1 엔진 장착)과 2단(J-2엔진 장착)의 액체산소탱크 가압, 구소련의 Cosmos 로켓 2단(RD-119엔진 장착)의 액체산소탱크 가압, N-1로켓의 모든 단의 액체산소탱크 가압, R-9로켓의 1단(RD-111엔진 장착)

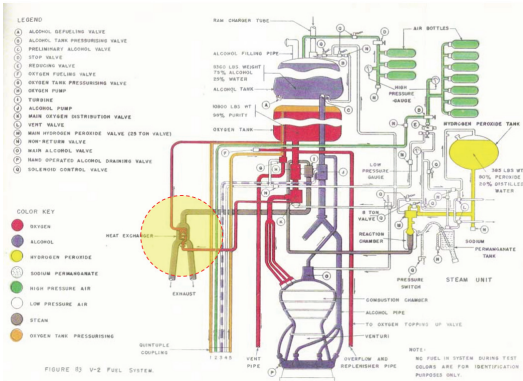


Fig. 3 Autogenous pressurization of the LOX tank of the V-2 rocket[8].

의 액체산소탱크, Molniya로켓의 3단(11D33 엔진 장착)의 액체산소탱크, Vostok 로켓의 3단(RD-0109 엔진 장착)의 액체산소탱크 가압에 사용되었고, 우주왕복선에서는 산화제탱크와 연료탱크 모두를 자가증기압을 이용하였다. 그리고 현재 개발 중에 있는 차세대 재사용 발사체인 Ariane Next(Prometheus 엔진 장착), Starship (Raptor 엔진 장착) 및 Neutron rocket (Archimedes 엔진 장착) 등도 모든 추진제 탱크 가압에 자가증기 가압방식을 채택하였다.

3. 자가증기압에 영향을 주는 물리적 인자

자가증기압은 헬륨가압에 비하여 구조적으로 간단하고 신뢰성도 높지만, 개발은 상대적으로 어려운 것으로 평가되는데, 이것은 극저온 추진제의 열과 물질의 전달 현상에 대한 예측이 난해하기 때문이다.

극저온 추진제탱크 내부의 열과 물질의 전달 현상에 대한 바른 이해를 위해서는 추진제탱크 내부 전체 공간에 대하여 많은 센서들을 설치해야 하지만, 비행용 뿐만 아니라 지상시험용 추진제탱크 설비에서도 구현은 불가능에 가깝다.

이러한 어려움에서도 해외에서는 최대한의 비행조건을 모사하여 자가증기압에 영향을 주는 물리적인 인자들에 대한 연구를 수행하였다 [6,7,9-17].

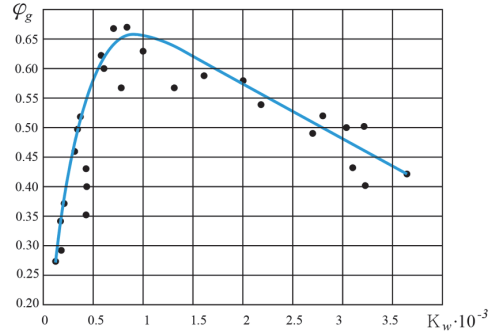


Fig. 4 Pressurization effectivity according to the gas supply speed[6,9].

3.1 가압압력

추진제탱크에서 일리지공간의 가압압력을 높이 설정하면 1) 가압가스의 질량 증가, 2) 추진제 탱크의 구조중량 증가, 3) 가압가스 공급시스템의 중량 증가를 가져온다. 따라서 엔진 입구압을 가능한 한 낮게 설정해야 발사체 전체의 성능효율을 높일 수 있다.

특히 펌프입구에서 추진제의 압력을 포화수증기압 정도가 되도록 탱크의 가압압력을 낮추는 것은 1단보다는 상단에서 효과가 크다.

3.2 가압가스 온도

가압가스의 온도를 높이면 활발한 열전달이 일어나고, 추진제와 탱크벽에서 가압가스가 열에너지를 빼앗김으로 가압능력은 떨어진다. 그러나 가압가스의 온도 증가는 가스의 유량과 가압시스템의 무게를 줄여준다. 따라서 일반적으로 가압가스 온도는 추진기관 전체 시스템의 제한조건을 고려하여 가능한 한 높게 설정한다.

가압가스의 온도를 제한하는 요인으로는 추진제 탱크 벽의 내구성과 추진제의 온도 상승으로 인하여 사용할 수 없는 추진제 양(잔류량)이다.

3.3 가압가스 주입속도

가압가스의 주입속도가 너무 작으면 일리지 공간에서 온도층이 생성된다. 반면 주입속도가 너무 크면 추진제와 큰 열교환이 발생한다. 따라서 가압효율을 높이는 최적의 주입속도가 존재한다.

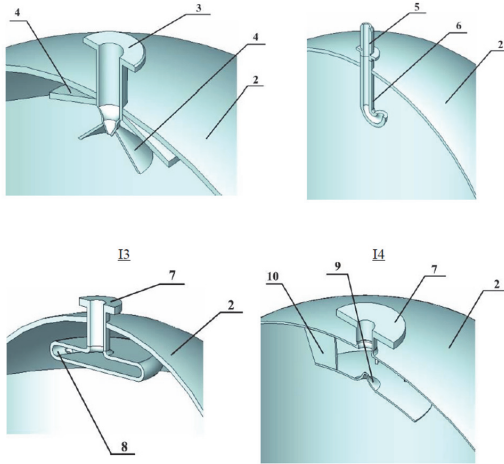


Fig. 5 Various types of gas distributors[15] 1-tank, 2-upper dome, 3,5-fittings, 4-cone, 6-tube, 7-flange, 8-distributor, 9-splitter, 10-rib.

발사체의 비행 시에 추진제의 소모로 인하여 가압가스 공급 디퓨저와 추진제 수위 사이 거리가 증가하므로 추진기관의 전체 작동시간에서 최적의 가압효율을 가지는 가스주입속도의 결정이 필요하다. Fig. 4에서는 가압가스의 공급속도에 따른 가압능력 변화를 보여주는 그래프로, 가압속도 증가 시 가압능력이 증가하여 최대 효율이 발생한 후 추가의 가스주입속도 증가는 추진제와의 열교환에 의하여 가압효율의 감소를 가져온다.

3.4 가압가스 주입 방향

가압가스를 추진제 탱크의 횡방향 또는 상부 방향으로 주입 시에 추진제 탱크 벽을 가열하여 가압가스의 에너지 손실을 가져온다. 추진제 수면에 수직하게 가스를 주입 시에 가스와 추진제 탱크 벽면과의 접촉이 최소화되고 탱크벽 가열에 의한 가압가스의 에너지 손실과 탱크벽의 열적 부하도 작아진다. 추진제 탱크의 크기 및 추진제 종류에 따라 최적의 가스 주입기의 형상이 달라진다(Fig. 5).

3.5 가압가스, 추진제 및 탱크벽의 열물질교환

극저온 추진제가 담긴 탱크에서는 다양한 열

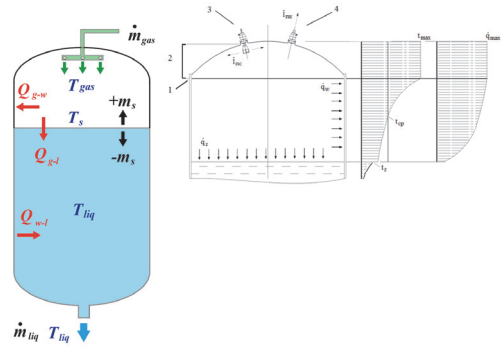


Fig. 6 Heat and mass transfer in a propellant tank.

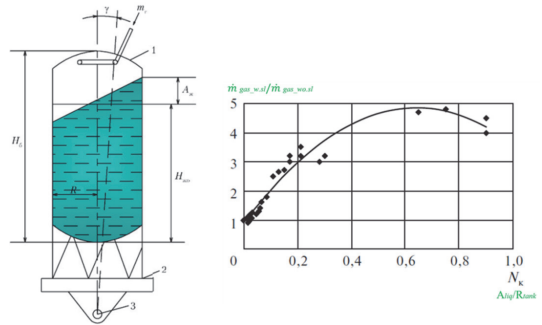


Fig. 7 Test stand for simulating propellant sloshing in flight[6,9].

교환과 물질교환이 활발히 일어난다. Fig. 6의 좌는 엔진이 작동할 때 추진제 탱크내에서 열·물질 전달의 과정을 보여준다.

가스공급 후반부에서 추진제 상부 표피층의 온도는 탱크 내압에 해당하는 포화수증기온도와 유사하므로 온도센서를 이용한 극저온 추진제 수위 측정에는 어려움이 생긴다 (Fig. 6의 우).

3.6 슬로싱

발사체의 비행 시 슬로싱 발생은 필연적이며, 이 경우 추진제 탱크의 얼리지압은 감소하고 추진제의 온도는 올라간다.

Fig. 7의 좌는 비행 시 슬로싱이 발생할 때 가압에 필요한 가스량을 확인하기 위한 시험설비의 형태이다. Fig. 7의 우는 극저온 추진제 탱크의 내부에 슬로싱이 증가 시에 필요 가압가스량이 크게 증가함을 보여준다[6,9].

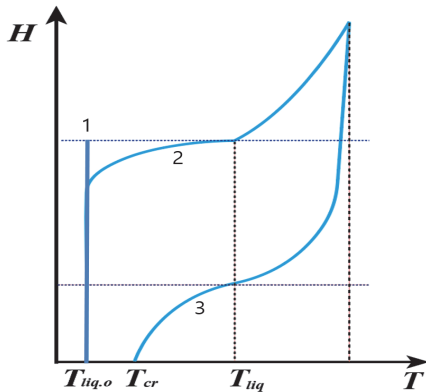


Fig. 8 Stratification of cryogenic propellant.

3.7 추진제 온도 증가와 성층화

추진제의 온도에 따라 포화수증기압이 변화하므로 펌프에서 최소허용압력이 변화한다.

추진제 탱크내에서 밀도가 높은 저온의 추진제는 하부로, 높은 온도의 추진제는 위쪽으로 이동하여 성층화된다. 추진기관 운용의 마지막 시간부근에서 최대 허용온도 이상의 추진제는 사용할 수 없게 되며, 이는 발사체의 성능을 저해하는 요소로 작용한다.

Fig 8에서 초기 극저온 추진제의 높이(H)에 따른 온도(T)는 1과 같고, 추진기관의 임무시간 마지막 부분에서 수위가 낮아지면 추진제의 온도는 3과 같은 프로파일을 가지게 된다.

4. 자가증기 가압시스템 모사시험

4.1 모사시험의 필요성

우주발사체의 비행 운용 시 가압가스의 온도, 탱크의 내부압, 슬로싱 등의 다양한 요인에 의하여 가압특성이 달라진다. 실제 발사체나 대형 시험설비를 이용한 가압시험은 설비 구축과 비용상 어려우므로 소형 설비를 이용하여 개별 항목에 대한 정보를 획득할 수 있는 시험을 수행할 필요성이 있다. 이러한 시험들의 정보를 종합하여 물리적 현상과 과정에 대한 특성을 확인한 후 실제 발사체의 가압시스템 설계에 활용할 수 있다.

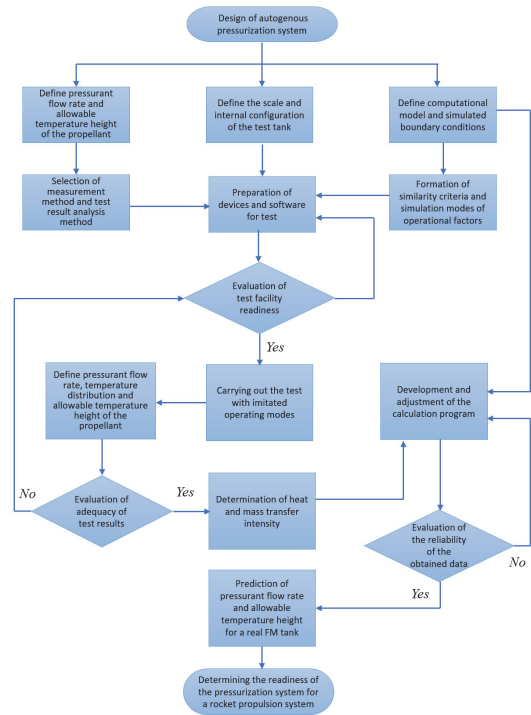


Fig. 9 Block diagram of carrying out tests for autogenous pressurization system development[6].

4.2 시험으로 획득하고자 하는 정보

추진제 탱크에서 발생하는 열·물질 전달 과정의 정도를 설비를 이용하여 실험적으로 측정하여, 비행용 가압시스템의 운용요소와 조건, 다양한 시스템 구성이 가압시스템의 작동성에 주는 영향을 평가할 수 있다.

자가증기 가압시스템 개발을 위한 모사시험으로 얻고자 하는 주요한 정보는 다음과 같다.

- 가압가스의 효율
- 가압시스템의 운용조건 선정
- 탱크에서 압력 및 온도 변화 특성
- 필요 가압가스량 결정
- 추진제의 가열깊이와 온도 정의 (사용 불가능한 높은 온도의 추진제량 평가)

Fig. 9는 추진제 탱크에서 가압시스템의 작동을 모사하는 시험의 구성도이며, 이 시험으로부터 얻어진 정보는 향후 가압시스템의 수학적 모

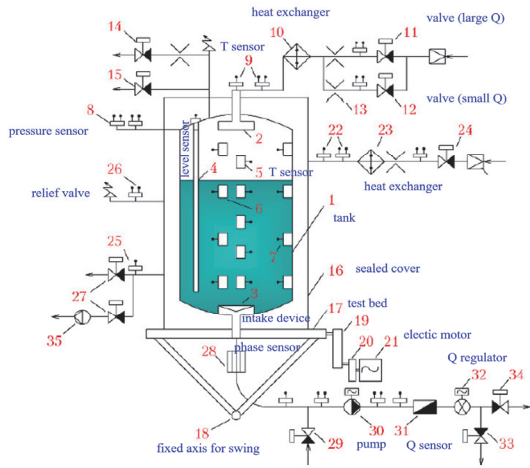


Fig. 10 Cryogenic propellant tank pressurization test stand[6].

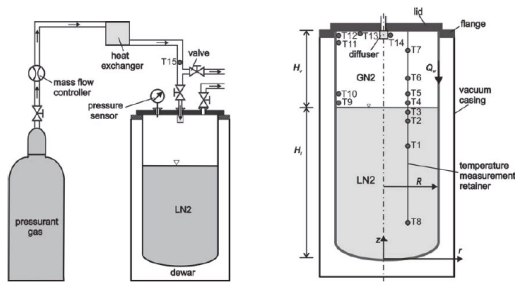


Fig. 11 The experimental setup and locations of temperature sensors[10-12].

델의 개발, 실제 추진제 탱크에서 주요 파라미터의 한계값 선정 및 가압시스템 제작에 활용된다.

4.3 시험설비 구성

비행용 추진제 탱크의 모사시험을 위하여 다음의 운용조건을 고려한다.

- 정격 가압압력 설정 (비행 시 가속도 고려)
- 최대 및 최소 가압압력 설정 (탱크 벽의 응력, 좌굴, 벤트 밸브 작동조건 고려)
- 실제 발사체의 추진기관과 시험설비의 상사성

Fig. 10과 Fig. 11은 극저온 추진제 탱크의 가압시험을 위한 설비의 구성도이다. Fig. 10의 설



Fig. 12 Testing equipment for propellant tank pressurization.

Table 1. Simulated conditions of autogenous pressurization system.

	pressurant	propellant
A	gaseous nitrogen	water
B	gaseous helium	liquid nitrogen
C	gaseous nitrogen	liquid nitrogen
D	heated nitrogen	liquid nitrogen

비는 외부로부터 열유입과 함께 추진제의 슬로싱까지 모사할 수 있는 장치들로 발사체의 추진기관과 상사관계를 고려하여 구성되어 있다.

반면 자가증기가압 모사시험에 있어서 특정한 목적을 가질 경우에는 해당 연구목적에 맞게 시험설비가 구성되어야 한다. Fig. 11은 자가증기가압에 있어서 엔진 시동 전까지 가압가스 온도의 영향을 평가하기 위한 시험의 구성이다.

본 논문의 과제는 자가증기가압에서 일어나는 극저온 추진제의 응축특성, 헬륨과 자가증기가압의 효율 비교 및 가압가스의 온도에 따른 가압 효율을 측정하는 것이며, 이러한 목적을 위하여 Fig. 12와 같은 시험설비를 구성하였다.

시험에서 사용한 주요 매질은 Table 1과 같다. 여기서 시험 항목 A와 C로 질소가스가 물 대비 극저온 액체질소에 응축되는 양상을 확인하고, 항목 B와 C로 헬륨가압과 질소가스의 가압능력 차이를 알 수 있다. 항목 D로는 기체질소의 온도상승에 따른 액체질소탱크의 가압능력 비교를 위함이다.

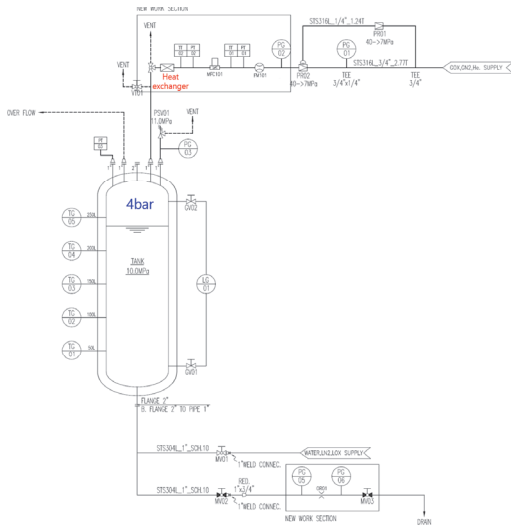


Fig. 13 Schematic of autogenous pressurization experiment equipment.

Fig. 13은 전술한 시험목적에 위한 자가증기 가압시험설비의 구성이다. 시험설비는 주요 3부분으로 나뉘어지는데, 상부에 가압가스 공급부, 모사추진제 탱크부와 하부에 위치한 추진제 공급부이다.

가압가스 공급부에는 압력 레귤레이터, 질량유량계 및 열교환기가 장착되어서 요구되는 압력, 유량과 온도로 가압가스의 공급을 가능하게 한다.

실제 비행용 가압시스템에서는 서로 다른 직경을 가진 오리피스가 장착된 솔레노이드 밸브 3개의 열림과 닫힘 조합으로 유량조절을 하는데, 이러한 가압조건(솔레노이드 밸브 3개 사용)을 모사하는 경우 가압가스의 유량 산정이 어려우므로 압력 레귤레이터와 유량계의 조합을 선택하였다.

모사 추진제 탱크는 SUS304재질로 제작된 0.3 m³의 용기이다. 탱크의 벽면은 가압가스와 추진제 간의 열전달 및 물질교환 영향을 명확하게 하기 위하여 100 mm의 우레탄 단열재를 사용해서 외부로부터의 열유입을 차단하였다. 그리고 추진제 탱크의 얼리지공간에서 가압특성, 추진제의 수위 및 온도 성층화의 확인이 가능하도록 센서들을 탱크의 적정 위치에 설치하였다. 가스 공급부에는 가스의 질량유량과 공급압력 및 온도를 측정

하기 위한 센서들을 장착하였고, 추진제 배출 배관에는 터빈유량계를 설치하였다.

5. 맺음말 및 향후연구과제

자가증기 가압시스템은 신뢰성, 안전성, 비용 및 편의성 등에서 헬륨을 이용한 가압보다 우수하여 차세대 재사용 발사체에서 적극적으로 채택되고 있다. 국내의 경우 소형발사체의 상단추진기관에 자가증기가압을 적용할 예정이며, 이에 따라 자가증기가압의 특성을 확인하고자 하는 모사시험설비가 구축되었다. 모사시험설비에서는 극저온 추진제에서 가압가스의 응축현상, 헬륨가압과 자가증기가압의 특성의 정량적 비교, 그리고 가압가스의 온도에 따른 가압능력 확인 등이 가능하다.

자가증기 가압시스템의 개발을 위하여 향후에 모사시험결과를 이용한 수학적 모델 구성, Ecosimpro프로그램을 이용한 해석을 수행할 예정이며, 열교환기를 장착한 실제 자가증기 가압시스템과 유사한 페루프 시험도 계획되고 있다.

이러한 자가증기 가압시스템 개발 시험의 결과는 추진제탱크와 공급계 그리고 엔진을 아우르는 추진기관 통합설계에 활용될 예정이다.

References

1. Elliot R., Aruthur A.F, James A.B., Morris H.T, Charles D.B., Keith S.M. and Samuel CL, *Rocket Propellant and Pressurization Systems*, Prentice-Hall Inc., Englewood Cliffs, N.J., U.S.A., 1964.
2. Belyaev N.M., *Pressurization systems for rocket Propellant Tank*, Mashinostroenie, Moscow, Russian Federation, 1976.
3. NASA, "Pressurization systems for liquid rockets," NASA SP-8112 1975.
4. Kim C.W., Lim B.J., Lee J.S., Seo D.B., Lim S.H., Lee K.O, Lee K.J. and Park J.S,

- “Conceptual Design of a LOX/Methane Rocket Engine for a Small Launcher Upper Stage,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No.4, pp. 54-63, 2022.
5. “Propellant tank buckling,” retrieved 20 Oct. 2022, from <https://space.stackexchange.com/questions/38152/will-some-rockets-really-collapse-under-their-own-weight>.
 6. Bershadskiy V.A., Sokolov B.A. and Tumanin E.N., “A Method for Verifying the Model of Tank Operational Pressurization Process during Development of Propellant Supply System in Liquid Rocket Engines of Launch Vehicle Propulsion Systems,” *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, Vol. 36, No. 1, 2022.
 7. Ruby L.E., Christian C. and Lehmann E.A., “Autogenous Pressurization for Space Vehicle Propulsion Systems,” Cleveland, Ohio, U.S.A., AIAA 1968-626, 1968.
 8. “V-2 rocket engine schematic,” retrieved 5 Feb. 2023, from http://www.enginehistory.org/Museums/USSRC/USSRC_V-2.shtml.
 9. Bershadskiy V.A. and Kolomentsev A.I., *Test Methods for Systems for Supplying Cryogenic Fuel Components to an Engine with Simulation of Thermal Processes*, MAI, Moscow, Russian Federation, 2018.
 10. Ludwig C., *Analysis of Cryogenic Propellant Tank Pressurization based upon Experiments and Numerical Simulations*, Cuvillier Verlag, Gottingen, Germany, 2014.
 11. Ludwig C. and Dreyer M.E., “Analysis of Cryogenic Propellant Tank Pressurization based upon Ground Experiments,” *AIAA Space Conference & Exposition*, Pasadena, California, U.S.A., AIAA 2012-5199, Sep. 2012.
 12. Ludwig C. and Dreyer M.E., “Analyses of Cryogenic Propellant Tank Pressurization based upon Experiments and Numerical Simulations,” *5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Munich, Germany, 2013.
 13. Naoumov V.I., Krioukov V.G., Abdullin A.L. and Demin A.V., *Chemical Kinetics in Combustion and Reactive Flows: Modeling Tools and Applications*, Cambridge University Press, London, United Kingdom, 2019.
 14. Shulepov A.I., Petrovichev M.A. and Pankov A.A. *Fundamentals of rocket design*, Samara State Technical University, Samara, Russian Federation, 2012.
 15. Baranov D.A., Yelenov V.D., *Typical Solutions in the Design and Construction of Elements of Launch Vehicles*, Samara University, Samara, Russian Federation, 2020.
 16. Hermsen R. and Zandbergen B., “Pressurization system for a cryogenic propellant tank in a pressure-fed high-altitude rocket,” 7th EUCASS, Milan, Italy, 2017.
 17. Kostyuk V.V. and Firosov V.P., *Heat Transfer and Hydrodynamics in Cryogenic Liquid Rocket Engines*, Nayuk, Moscow, Russian Federation, 2019.