

# 발사체 추진기관 가압시스템 개발 사례 연구

신동순\*<sup>†</sup> · 김병훈\* · 한상엽\*

## Study on the Development Trend of Pressurization System for Propulsion System of Launch Vehicle

DongSun Shin\*<sup>†</sup> · Byung-Hun Kim\* · SangYeop Han\*

### ABSTRACT

A system to pressurize propellants stored in propellant tanks is necessary to feed liquid-propellants into combustion devices at the required pressure and flowrate without having cavitation in turbo-pumps. A pressurization system can be categorized into pre-pressurization stage and main-pressurization stage. This report is regarding to a main-pressurization system. Pressurization methods for propellant tanks are divided into pressurant gas generating method and pressurant gas feeding method. One of pressurant gas generating methods uses the vaporized oxygen gas from cryogenic liquid oxygen and non-flammable gas. In this report, both advantages and disadvantages for pressurization methods and types of pressurization systems are compared. Especially the characteristics and principle of pressurization system using impulsive control strategy applied in launch vehicles are introduced. Additionally the structure, schematics, and specifications of heat exchanger, which is one of main units in pressurization system are also discussed. This paper can be utilized to generate the conceptual requirements and to design preliminary configuration of pressurization system during the development of launch vehicle.

### 초 록

터보펌프에서 발생 가능한 cavitation을 동반하지 않으면서 추진제를 요구하는 압력과 유량으로 연소기에 공급하기 위해서는 추진제 탱크에 저장된 추진제를 가압하는 시스템이 필요하다. 가압시스템은 선가압과 주가압으로 분류할 수 있으며, 본 연구에서는 주가압 시스템에 대해서만 언급한다. 추진제 탱크 가압 방식에는 가압가스 생성방법과 공급 방법으로 나눌 수 있으며, 가압가스 생성방법으로는 비활성가스 및 극저온 산화제를 기화시켜 추진제 탱크에 공급하는 방법이 있다. 본 연구에서는 가압시스템의 분류와 가압 방식에 따른 장단점을 비교하였으며, 특히 발사체에서 사용하고 있는 가압 방식 중에서 임펄스 제어방식의 원리와 가압시스템의 특성을 기술한다. 또한 가압시스템의 구성요소인 열교환기의 형상과 구조 및 각 열교환기의 특징에 대하여 설명한다. 본 자료는 발사체 개발단계에서 가압시스템의 기본요구조건 도출과 개념설계 단계에서 활용할 수 있다.

Key Words: Launch vehicle(발사체), Liquid propulsion system(액체추진기관), Pressurization system(가압시스템), Impulsive Control(임펄스 제어), Heat exchanger(열교환기)

\* 한국항공우주연구원 발사체추진제어팀

† 교신저자, E-mail: msepl@kari.re.kr

### 1. 서 론

우주발사체에서 사용하고 있는 추진제탱크 가압은 가압가스 생성방법과 가압가스 공급방식으로 크게 분류할 수 있다[1]. 가압시스템 설계에서 불활성 기스와 추진제 자체 및 혼합 가스를 사용할 것인지에 따라 가압 방식이 달라진다. 사례 연구조사에서는 실제 발사체에 많이 사용되고 있는 불활성가스 가압방식 구성과 장단점 및 가압제 종류가 발사체에 미치는 영향을 기술한다. 많은 상용발사체에서 몇 개의 전기밸브를 ON/OFF하는 방식으로 가압제 유량을 제어한다.

발사체 가압시스템의 부품인 열교환기의 구조와 형상 및 주요 변수들을 정리하고, 각 열교환기의 특징들을 간략하게 기술한다.

## 2. 추진제탱크 가압 방법

극저온 추진제를 사용하는 추진기관 공급시스템의 추진제탱크 가압방법은 가압가스 생성방법과 가스공급(분사)방법에 따라 그림 1과 같이 분류할 수 있다.

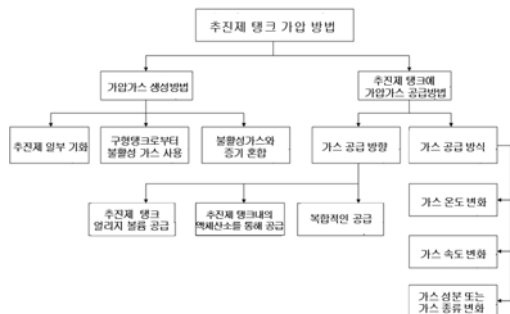


그림. 1 추진제탱크 가압 방법 분류

### 2.1 액체 불활성가스 가압방식

가압제로서 질소(N<sub>2</sub>) 혹은 헬륨(He)을 사용한다. 불활성가스를 구형탱크에 저장해서 연속적으로 추진제탱크 상부에 분사하며, 공압 레귤레이터를 사용하여 유량을 제어하는 방식이다. 액체 질소탱크로부터 터보펌프를 통과하여 기화기를 통해 추진제탱크를 가압하는 방식은 “보스톡” 발사체에서 사용하였다. 이러한 가압방식에서 질

소를 사용할 경우 질소가 액체산소에 용해되기 때문에 엔진효율에 영향을 준다. 질소가 액체산소에 10% 용해되면 엔진추력이 2.5% 감소한다. 반면 헬륨의 가스 상수가 질소의 가스 상수보다 상대적으로 높고, 액체산소에 용해되는 양이 적기 때문에 가압가스로 헬륨을 선호한다. 이러한 가압시스템의 단점은 가압제를 저장하기 위한 탱크가 무겁고, 액체산소 가열과 탱크 벽면에 가압가스 에너지 손실이 크다. 일반적으로 레귤레이터 내부적으로 진동을 유발시킬 수 있으므로 임계단면적을 가진 노즐/오리피스를 사용해서 교란이 전달되지 않도록 한다. 오리피스는 열교환기 후단에 위치하면 에너지 손실이 커지므로 열교환기 전단에 위치해야 한다.

그림 2는 액체 헬륨을 기화시켜서 추진제탱크에 공급하는 Ariane 5에 가압시스템이며, 유량제어는 4개의 솔밸브 조합을 이용한다.

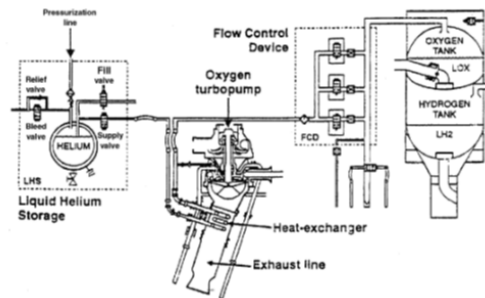


그림. 2 Ariane 5 추진제탱크 가압시스템 개념도

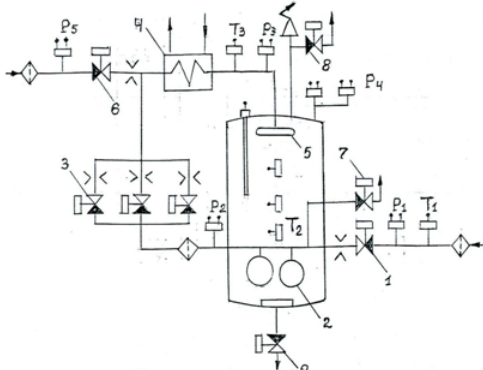
액체 헬륨을 사용할 경우 기체 헬륨을 사용하는 가압 방식보다 무게가 감소하는 장점이 있다. 그러나 액체 헬륨을 배출하기 위해 별도의 가압시스템이 필요하며, 액체 헬륨 충전대기시간 동안 액체 헬륨의 온도 성층화가 발생하는 단점이 있다[2].

### 2.2 기체 불활성가스 가압방식

그림 3에 나타난 임펄스 가압방식은 헬륨가스를 이용하며, 산화제탱크 내부에 가압가스를 저장한다. 이와 같은 시스템의 장점은 열교환기를 통해서 가압제가 가열되어 공급되므로 무게가

현저하게 감소한다. 이러한 가압방식은 “Saturn” 발사체 3단과 “에네르기야” 발사체 2단의 액체 수소 탱크에 가압탱크를 저장한 것과 동일하다.

러시아 발사체 경우 요구압력을 추진제탱크에 공급하기 위해 3개의 솔밸브 조합을 이용하며, 밸브 후단에 오리피스스를 설치한다. 엔진 작동 시 1개의 밸브는 정상유량의 80%정도를 공급한다. 두 번째 밸브는 피드백 신호를 받아서 작동하며 정상유량의 40%까지 공급하며, 최소 압력과 최대 압력 범위 내에서 제어한다. 세 번째 밸브는 가압 중에 추진제가 빠져나가서 탱크 내 압력이 떨어져서 요구유량보다 적을 때 작동한다. 예로서 그림 3은 Ariane 5의 가압제 유량제어 방식이다.



1. 가압충전밸브, 2. 가압탱크, 3. 주가압 밸브
4. 열교환기, 5. Diffuser, 6. 선가압 밸브
7. 가압탱크 배출밸브, 8. safety- vent valve
9. 추진제공급밸브,

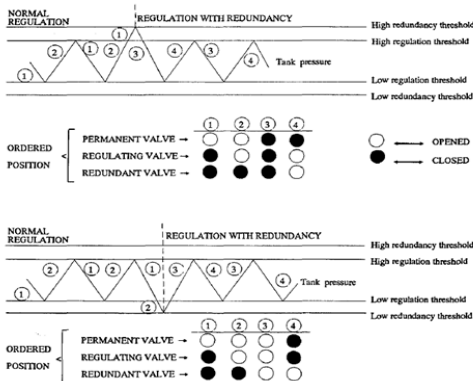


그림. 3 임펄스 가압방식 개념 및 제어 원리도

임펄스 가압방식의 단점은 가압가스에 의하여 액체산소와 탱크벽면 가열에 에너지 손실이 크다. 이러한 가압방식의 열손실을 감소시키기 위하여 가압시스템 개발과정에서 추진제 탱크 내부의 열역학과정의 최적의 변수(가압 시 분사각, 분사위치, 분사속도 등)에 대한 연구를 통해 에너지 손실을 감소시킬 수 있다.

### 3. 열교환기 형상 및 구조 고찰

현재 발사체분야에 많이 사용되고 있는 열교환기는 plate-rib type과 Spiral(Coiled) tube 혹은 Shell-and-tube 방식을 많이 사용한다.

그림 4는 러시아 RD-191, RD-171, RD-180에서 사용되고 있는 plate-rib type의 열교환기이다. 가압제로는 헬륨 가스를 이용하며, 무게는 26 kg, 351mmX279mm의 크기이다. 이와 같은 열교환기 특징은 고압 및 고온조건에서 운용되며, 열이 유입되고 방출되는 구조물과 용접된 벽면을 포함하여, brazing 과 welding으로 제작된 구조물로 이루어져 있다[3]. Plate-rib type 열교환기는 산화제 가압 및 연료 가압용으로 분류되어 있으며, 1개의 가스제너레이터 유로와 2개의 산화제와 연료 가압용 유로를 포함하여 3개의 독립된 유로를 가지고 있다.

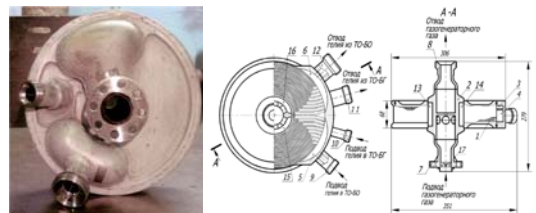


그림. 4 plate-rib type 열교환기 전체 형상과 내부구조

러시아 소유즈 발사체의 RD-107 엔진의 열교환기인 경우 터빈 후방부의 돔 부분에 액체 질소를 가압하는 spiral tube type의 열교환기이다.

RD-107 엔진의 열교환기 주요 변수는 유량 1.35kg/s, 압력은 11~15bar, 열교환기 출구온도는 358K이다.

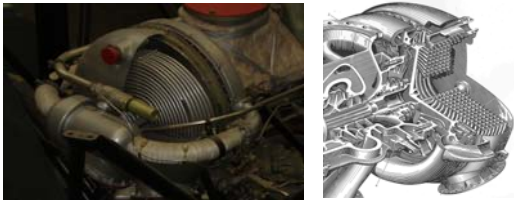


그림.5 RD-107 열교환기 형상과 내부 절개도

그림 6의 열교환기는 미국의 Saturn V의 2단과 3단에 사용되었던 J-2 추진기관의 열교환기는 Shell Assembly, 덕트, 벨로우즈, 플랜지와 코일로 구성되어 있다. 열교환기는 노즐과 산화제 터빈가스의 배출을 위한 매니폴드 사이에 터빈 배기가스 덕트에 설치한다. 이와 같은 열교환기는 발사체 3단에 사용하는 헬륨가스를 팽창하고 가열하거나, 발사체 2단의 산화제 탱크를 가압하기 위한 액체산소를 기체산소로 변환시키는데 사용한다[4].

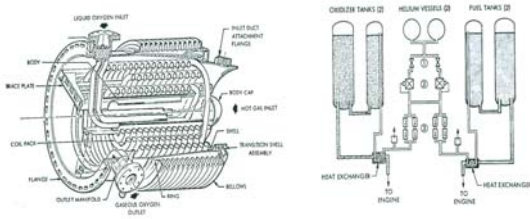


그림. 6 J-2 추진기관 열교환기 형상 및 가압시스템

그림.7의 RD-119엔진의 열교환기는 산화제 탱크 가압용이며, 아래 그림에서 보는바와 같이 열교환기 하우징(1), 2개의 spiral tube(4,5), 가압제 입구(6), 가압제 출구(3), 플랜지(2)로 구성되어 있다. 하우징은 얇은 판을 찍어 만든 후 두 부분을 용접하며, 터빈 후방부 쪽에 연결 할 수 있는 플랜지가 있다. 열교환기 후방부에는 Rudder engine과 연결한다. 하우징에는 가압가스 입구와 출구의 Nipple이 있으며, 열교환기 내부에는 두 개의 spiral tube로 구성되어 있다. 액체산소는 가압제 입구 Nipple을 통하여 spiral tube로 공급되며, 0.17kg/s의 유량을 공급하기위하여 가압제 입구에 orifice를 설치되어 있다.

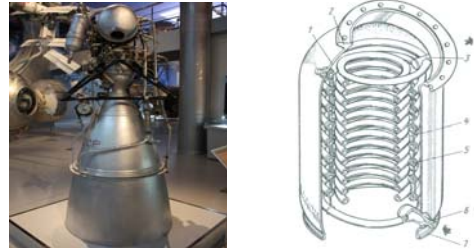


그림 7. RD-119 추진기관 열교환기 형상

모든 spiral tube 사이의 간격은 코일과 직각이 되도록 wire로 엮는다. Spiral tube을 통과한 액체 산소는 기화하여 450 ~ 550K까지 온도가 상승하여 산화제 탱크에 가압을 한다.

#### 4. 결론

향후 개발하고자 하는 가압 시스템은 무게와 특성 분석을 통하여 3개 혹은 4개의 솔밸브 조합을 이용한 임펄스 방식이 적절하다고 판단되며, 열교환기는 Spiral tube방식이 plate-rib type 보다 제작 및 운용 측면에서 적절하다고 판단된다.

#### 참 고 문 헌

1. Bershadskiy V.A., Shin Dong Sun, Особенности применения системы наддува топливного бака для питания двигателя жидким кислородом, Доклад для семинара.
2. Gabriel Dussollier, Ariane 5 main stage oxygen tank pressurization, AIAA/SAE/ASME/ASEE, 29th joint Propulsion Conference and Exhibit, June 28-30, 1993/Monterey, CA
3. Ключева О.Г. Пластинчато-ребристый агрегат наддува однокамерного ЖРД. Часть 4// Труды НПО Энергомаш. М., 2007.С. 286-301
4. Pressurization systems for liquid rockets, NASA SP8112, p79-82.