

## 발사체용 추진제 탱크 벤트릴리프 밸브 기술 동향

고현석\*

# Technology Trend of Propellant Tank Vent Relief Valve for Launch Vehicle

Koh, Hyeonseok\*

### ABSTRACT

A vent relief valve performs as a safety valve, which ensures ventilation of propellant tank during filling and protection from tank overpressure after filling. Because of the reliability and cost saving, the virtually same vent relief valve has been used on all US cryogenic liquid fueled launch vehicles. Some modification to the valve has been applied to satisfy the various mission requirements of launch vehicles. This paper reviews the main technology trends of the vent relief valve applied to the propellant feed system for launch vehicle with respect to design and manufacture. This paper also introduces the operating technology of vent relief valve applied for launch vehicles of advanced countries in space development.

### 초 록

벤트릴리프 밸브는 추진제 탱크의 충전 중 내부의 기체를 배출시키고 충전이 완료된 후에는 탱크의 과압을 해소하는 안전밸브의 역할을 수행한다. 신뢰성과 비용 절감 차원에서 모든 미국의 극저온 액체 추진제를 사용하는 발사체에서는 거의 유사한 벤트릴리프 밸브를 적용해오고 있다. 그리고 발사체의 다양한 임무 요구조건을 만족하기 위하여 밸브를 다소 수정하여 사용해오고 있다. 본 논문에서는 발사체 추진제 공급 시스템에 적용되는 벤트릴리프 밸브의 설계 및 제작과 관련한 핵심 기술 동향을 살펴본다. 그리고 우주개발 선진국 발사체에 사용된 벤트릴리프 밸브의 운용 기술을 소개한다.

**Key Words** : Propellant Tank(추진제 탱크), Vent Relief Valve(벤트릴리프 밸브), Propellant Feed System(추진제 공급 시스템), Launch Vehicle(발사체)

\* 고현석, 한국항공우주연구원 발사체연구본부 발사체추진기관개발실 추진제어팀  
[hkoh@kari.re.kr](mailto:hkoh@kari.re.kr)

## 1. 서 론

발사체 추진제 탱크에 사용되는 벤트릴리프 밸브는 지상에서 추진제를 충전하는 동안 탱크 내부의 기체를 배출시키고, 충전이 완료된 후 비행 임무가 끝날 때까지 탱크의 과압을 해소하는 안전밸브의 역할을 수행한다. 운용 단계에 따라 벤트릴리프 밸브의 작동 모드는 벤트모드와 릴리프모드 두 가지로 나눌 수 있다. 벤트모드는 지상에서 추진제 탱크를 충전하거나 비행 임무 완료 후 탱크 내 가압제를 배출하기 위해 인위적인 명령에 따라 공압을 이용하여 밸브를 여닫는 상태이며, 릴리프모드는 충전이 완료된 후 지상에서 대기하거나 비행 중에 설정된 탱크 압력을 유지하기 위해 밸브가 자동으로 열고 닫히는 작동 상태를 의미한다[1].

벤트릴리프 밸브는 탱크 압력을 조절하기 위한 추진제 벤트 시스템의 핵심 구성품으로 추진제의 특성에 따라 다양한 요구조건을 필요로 한다. 본 논문에서는 한국형 발사체에 사용되는 액체산소 및 케로신 추진제에 필요한 요구조건을 중심으로 우주개발 선진국에서 현재까지 개발해 온 설계, 제작, 운용 기술의 동향에 대하여 살펴보고자 한다.

## 2. 벤트릴리프 밸브의 설계 및 제작

### 2.1 설계요구조건

극저온 추진제 탱크에 적용되는 벤트 시스템은 다음과 같은 기본적인 설계요구조건을 필요로 한다[2].

- 시간에 따라 변화하는 좁은 범위에서 정밀하게 탱크 내부 압력을 유지할 것
- 액체 추진제가 배출되는 손실을 피할 것
- 배출되는 기화 추진제 및 가압제로 인해 발사체가 오염, 화재 등의 피해를 받지 않을 것
- 탱크 내부의 기체가 배출될 때 발생하는 모멘트가 자세제어 시스템의 용량을 넘지 않을 것

벤트릴리프 밸브 및 벤트 시스템 배관의 형상은 추진제의 종류, 발사체의 임무 및 운용 조건 등에 큰 영향을 받는다. 1990년대 후반 미국 NASA의 X-34 추진기관 기본 설계 단계에서는 추진제인 액체산소와 RP-1

을 1시간 이내에 충전하는 요구조건을 만족하기 위하여 벤트릴리프 밸브의 유량 성능을 비롯하여 추진제 공급 시스템 전체의 성능과 안전성을 고려하는 설계가 수행되었다[3,4].

산화제 벤트 시스템의 경우 가장 주요하게 고려된 사항은 기체 산소가 차있는 벤트 배관 내에서 금속 입자의 충돌로 점화가 이루어지거나 오염이 발생하는 등 위험 상황에 대한 안전 대책을 마련하는 것이다. 이를 위해 지상 충전 시와 같은 30 psia 이하의 저압 운용 시에는 기체 산소의 벤트 유속을 100 m/sec 이하가 되도록 요구조건을 설정하였으며, 충전 후 및 비행 중과 같은 50~75 psia의 고압 운용 조건에서는 벤트 유속을 45 m/sec 이하로 설정하여 산화제 벤트 배관 내 입자 충돌에 의한 점화를 방지하도록 하였다. 이러한 배관 유속 요구조건에 따라 추진제 공급 시스템의 예냉 및 충전 속도가 제한되었고 결과적으로 지상 운용에 필요한 시간이 영향을 받게 되었다. 벤트릴리프 밸브 개발에서는 지상 운용 중 기화되는 추진제를 배출할 때 벤트 시스템 차압이 최소가 될 수 있도록 하고, 탱크 압력이 30 psia를 넘을 경우 배관 유속을 45 m/sec 이하로 유지하기 위한 유량 배출 성능을 가지도록 고려되었다.

RP-1을 추진제로 사용하는 연료 벤트 시스템은 상온에서 충전 중 기화가 일어나지 않기 때문에 산화제 벤트 시스템과 달리 충전 요구조건에 따라 형상이 결정되지 않는다. 따라서 연료 벤트 시스템은 탱크에 과압이 걸리지 않도록 충분한 유량을 배출할 수 있는 성능을 가지고, 가압 시스템에서 고장이 발생할 경우 대처할 수 있도록 요구조건이 설정되었다.

### 2.2 핵심 설계 변수

#### 2.2.1 유량 배출 특성

벤트릴리프 밸브를 통해 최대로 배출되는 질량 유량에 따라 추진제 탱크의 예냉 및 충전 속도가 제한되고 결과적으로 발사 운용 임무 시간이 결정된다. 따라서 발사 운용 요구조건에 따른 예냉 및 충전 속도를 충족할 수 있도록 벤트릴리프 밸브를 비롯한 전체 벤트 시스템의 설계가 이루어진다. X-34 기본 설계에서

와 같이 산화제 벤트 배관 내 기체 유속에 대한 제한 요구조건이 설정되어 있는 경우에는 제한 조건을 추가로 고려하여 벤트릴리프 밸브의 형상이 결정되어야 한다[4].

### 2.2.2 밸브 응답 시간

가압 시스템에 고장이 발생할 경우 추진제 탱크 내로 고압의 가압제가 쏟아져 들어와 탱크 압력이 허용 압력 이상으로 상승할 수 있으며 이는 탱크의 파괴로 이어져 임무 실패로 귀결될 수 있다. 따라서 벤트릴리프 밸브는 탱크 압력이 보충 압력 이상으로 상승하기 전에 빠르게 반응하여 이를 최대한 억제할 수 있어야 한다. 벤트릴리프 밸브의 응답시간은 가압 시스템의 고장으로 탱크 압력이 상승하기 시작하여 보충 압력까지 도달하기 전에 벤트밸브가 최대로 개방될 수 있도록 설계한다[5]. 하지만 시스템 구성에 따라 벤트릴리프 밸브만으로 탱크 압력이 상승하는 것을 막지 못할 수도 있으며 이러한 경우에는 별도의 고장 방지 대책을 마련하게 된다.

### 2.2.3 고장 방지 설계

발사체 시스템 설계에 있어서 고장이 발생할 경우 적절한 방지 대책을 마련하여 최종적으로 발사체 파괴나 임무 실패로 이어지지 않도록 해야 한다. 특히 임무에 직접적으로 영향을 미치는 주요 시스템 및 구성품에 대해서는 고장 방지 설계나 중복 설계를 통해 신뢰성을 높이게 된다. 벤트릴리프 밸브의 경우 추진제 탱크의 압력을 조절하는 주요 기능을 담당하고 있으므로 고장이 발생할 경우를 대비한 설계가 이루어져야 한다. 예를 들어 설정 압력에 따라 자동으로 밸브를 열고 닫는 기능과 함께 명령에 의해 공압을 공급하여 벤트 밸브를 조작할 수 있도록 벤트릴리프 밸브를 설계할 경우 위험 상황에 대한 두 가지 별도 대책을 가지고 있게 된다[5].

### 2.2.4 화재 안전

산화제 벤트 시스템과 같이 30~45 m/sec 이상으로 기체 산소가 빠르게 흐르는 배관 내에 금속 입자가 유입되어 배관이나 밸브 등에 부딪힐 경우 압력 등의 조

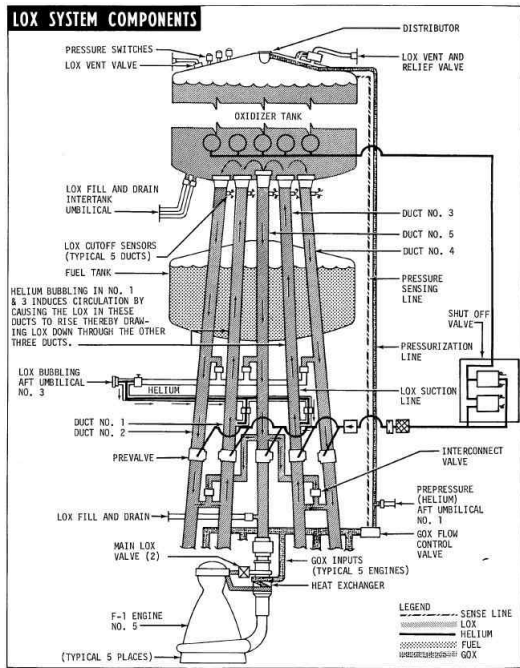
건에 따라 점화가 일어날 수 있으며, 주변이 알루미늄과 같은 소재로 제작되었을 경우 화재로도 이어질 수 있다[6-8]. 이러한 위험을 고려하여 스페이스 셔틀의 산화제 유량 제어 밸브에 대하여 화재 가능성 등을 검토하고 재설계가 이루어진 바 있다[7]. 그리고 X-34 기본 설계 단계에서는 산화제 벤트 시스템 내 유속을 마하 0.3 이하의 낮은 속도로 제한을 주어 벤트릴리프 밸브의 최대 유량 특성을 결정하고 제작 시 내화성 소재가 고려되었다[3].

### 2.2.5 밸브 상태 지시기

발사 운용 중 벤트릴리프 밸브는 지상 설비나 발사체 내 시스템에 의해서 원격으로 제어되므로 밸브의 개폐 상태를 표시하는 지시기가 필요하다. 밸브 상태 지시기의 경우 광범위한 온도와 압력 범위에서 정확한 상태를 표시할 수 있어야 하며, 습기나 외부오염 등 환경 요인에 영향을 받지 않도록 설계하여야 한다. 밸브 상태 지시기의 고장은 운용에 심각한 영향을 미칠 수 있는데, Saturn 발사체의 경우 밸브에 사용된 마이크로 스위치가 극저온 액체수소 환경에서 밸브의 개폐 상태를 정확하게 표시할 수 없는 문제를 나타내었다[9,10]. 2009년 스페이스 셔틀 발사 운용 중에는 액체수소 충전 배출 밸브의 상태 지시기가 이상을 일으켜 운용이 중지되고 발사가 연기되는 일이 발생하기도 하였다[11].

## 2.3 발사체 적용 사례

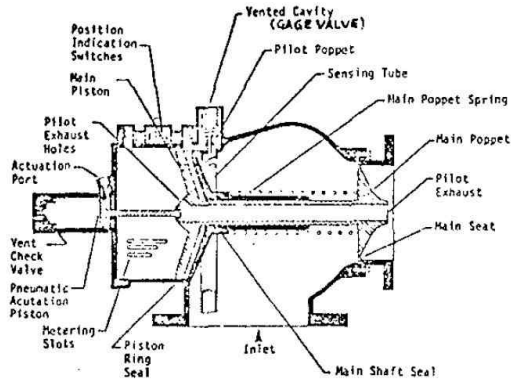
Saturn V의 1단 산화제 탱크는 벤트 밸브와 벤트릴리프 밸브 각 1기를 이용하여 최대 18 psig로 열리지 압력을 조절한다[12]. 산화제 시스템의 구성을 보면 벤트 밸브는 탱크 상단에 장착되며 벤트릴리프 밸브는 배관을 통하여 동체 측면에 장착된다. 벤트릴리프 밸브는 무게를 줄이기 위하여 벤트 기능과 릴리프 기능을 하나의 밸브에 결합시켜 일체형으로 제작하였다. 이러한 구성의 벤트릴리프 밸브는 미국의 극저온 추진제를 사용하는 발사체 탱크에 유사한 형태로 사용되었다.



자료출처: NASA, 1968 [12]

그림 1. Saturn V 1단 산화제 시스템 구성

스페이스 셔틀의 벤트릴리프 밸브는 추진제 탱크 별 릴리프 설정 압력과 설치 시 작업자의 실수를 방지하기 위한 플랜지 형상의 차이를 제외하고 액체산소와 액체수소 모두 근본적으로 동일한 설계를 채택하였다 [13]. 또한 Titan 및 Saturn 발사체의 설계 경험을 기본으로 하고, 기밀 특성 향상 및 진동 환경에 대비한 구조 보강을 위해 파일럿 조립체를 일부 수정하여 설계하였



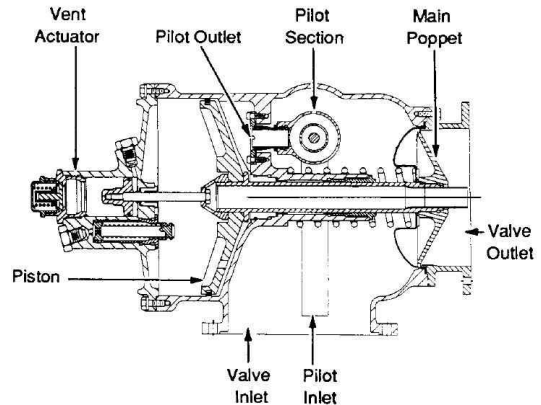
자료출처: Norquist, 1976 [13]

그림 2. 스페이스 셔틀 벤트릴리프 밸브 개념도

다[14,15].

릴리프 모드에서는 파일럿 조립체에 연결된 배관을 통하여 탱크 압력이 감지되고, 탱크 압력이 설정압력보다 높으면 파일럿 밸브가 열려 탱크 압력이 피스톤으로 전달된다. 이 때 높아진 압력으로 피스톤이 움직이게 되면 주 포켓(Main Poppet)을 끌어당기게 되고 입구가 열려 가압제를 배출하게 된다. 벤트 모드에서는 기체 헬륨이 작동 포트를 통하여 공급되면 헬륨 압력에 의해서 피스톤이 움직여 주 포켓을 열고, 헬륨 압력이 해제되면 스프링에 의해 주 포켓이 닫히는 구조이다.

스페이스 셔틀의 벤트릴리프 밸브 개발과정에서 기존 유사한 발사체의 경험을 적극 활용하여 설계 및 개발에서 \$400,000의 비용을 절감할 수 있었고 비행 횟수당 \$3,000의 비용을 절감하게 되었다. 그리고 액체산소와 액체수소 시스템 모두 동일한 설계를 채택하여 제작해야 할 부품 수를 줄여 제작의 효율성을 높일 수 있었다[14].

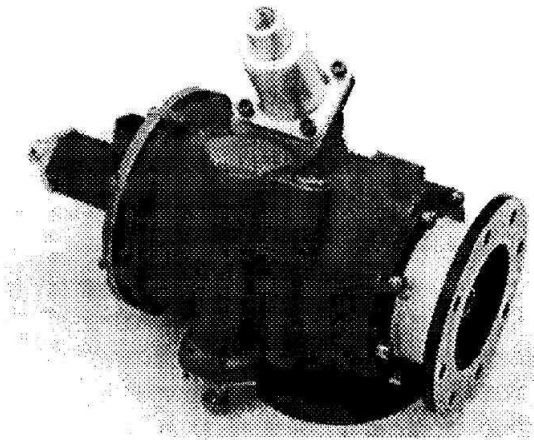


자료출처: Rossoni, 1990 [16]

그림 3. Delta II 1단 산화제 벤트릴리프 밸브 개념도

Delta II 발사체 1단 산화제 탱크 압력은 탱크 상단에 위치한 벤트릴리프 밸브에 의해 제어된다. 발사대에 대기 중일 때에는 벤트 작동 포트로 기체 질소를 공급하여 주 포켓 조립체를 움직여서 탱크를 벤트시킨다. 릴리프 모드에서는 탱크 압력이 설정 압력보다 높아지면 내부의 파일럿 밸브가 열려 압력이 피스톤으로 전달되고, 피스톤의 운동으로 주 포켓 조립체를 열어 탱크를 벤트시킨다. 이러한 개념은 앞서 설명한

Saturn, 스페이스 셔틀 등과 유사한 것으로, 기본적인 설계는 이전 발사체 프로그램의 경험을 활용하였다. 비행 중 얼리지 최대 설정 압력을 변화시키기 위한 목적으로 파일럿 밸브에 2단 가압 시스템을 연결하는 설계 수정을 가한 것이 차이점이다[16].



자료출처: Darrow et al., 1998 [17]  
그림 4. 2.5인치 벤트릴리프 밸브

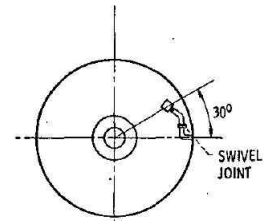
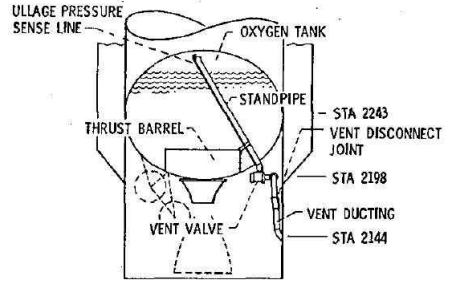
이와 같이 미국 극저온 액체 추진제 발사체에 사용되는 모든 벤트릴리프 밸브의 개념은 거의 유사하며 그 기원을 살펴보면 1958년 Thor 부스터용으로 처음 설계, 제작한 밸브로 거슬러 올라가게 된다. 그림 4에 보여주는 Senior Flexonics Ketema Division의 2.5인치 벤트릴리프 밸브는 X-34 추진 시스템을 위해 제작된 밸브로, Delta III 발사체 상단의 액체수소 및 액체산소 탱크용 벤트릴리프 밸브와 파일럿 밸브 구조와 높은 설정압력을 제외하고는 거의 동일하다[17].

### 3. 벤트릴리프 밸브의 운용기술

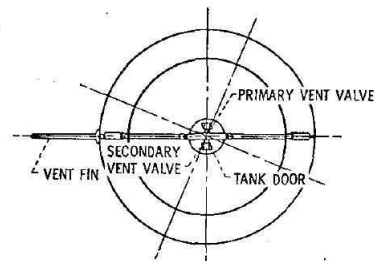
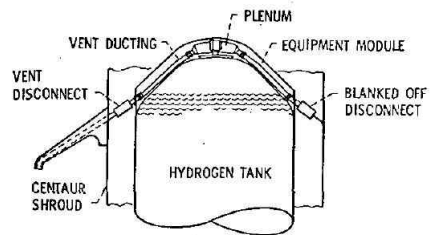
#### 3.1 탱크 얼리지 압력 조절

Titan/Centaur 발사체의 상단 추진제 탱크는 Common Bulkhead 구조로 상부에 액체수소를 저장하고 하부에 액체산소를 저장한다[18]. 여기에 사용되는 모든 벤트 밸브는 추진제에 상관없이 동일하게 설계되었으며 밸브 작동 압력만 다르게 설정되어 있다.

그리고 각각의 밸브에 솔레노이드를 장착하여 가압이 필요하거나 비행 중 특정 구간에서 벤트를 시키지 못하도록 밸브의 작동을 중지시키는 역할을 한다.



VIEW LOOKING FORWARD  
(a) LO2 벤트 시스템



VIEW LOOKING AFT  
(b) LH2 벤트 시스템

자료출처: Goette, 1973 [18]

그림 5. Titan/Centaur 상단 추진제 벤트 시스템

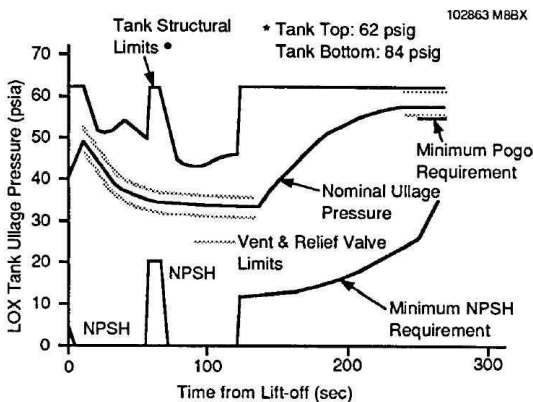
액체산소 벤트 시스템은 탱크 하부에 1개의 벤트 밸브와 단열 덕트, 배관 시스템으로 구성되어 있다. 발

사 전에 벤트되는 기체로부터 발생하는 추력이 발사체의 무게중심을 향하도록 덕트의 방향을 조정하여 벤트로 인한 모멘트의 영향이 최소가 되도록 하였다.

액체수소 벤트 시스템은 두 개의 벤트 밸브와 배관, 벤트 노즐, 배관 시스템 등으로 구성되어 있다. 주 벤트 밸브는 발사 전부터 비행 중 거의 모든 구간에서 액체수소 탱크의 압력을 제어한다. 하지만 무추력 구간에서는 비행 요구조건으로 높은 탱크 압력을 필요로 하기 때문에, 주 벤트 밸브보다 높은 설정 압력을 가지는 부 벤트 밸브를 두어 안전밸브 역할을 수행하도록 하였다. 부 벤트 밸브가 작동하는 구간에서는 솔레노이드를 이용하여 주 벤트 밸브를 고정시켜 벤트 횟수를 줄이고 필요한 탱크 설정 압력으로 유지하였다.

### 3.2 POGO 현상 억제

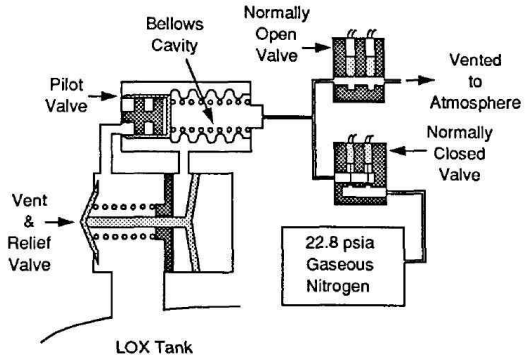
Delta 발사체의 경우 1단 엔진 연소 종료 10초 전 POGO 불안정 현상이 발생하였다. Delta II 발사체에서는 이러한 POGO 현상을 억제하기 위해 유체 고유진동 모드를 구조 시스템의 고유진동 모드보다 높게 유지하고자 하였다. 이를 위해서는 산화제 탱크의 최소 열리지 압력을 31 psig에서 53 psig로 높여야 했다. 하지만 이륙 시 고체로켓모터에서 발생하는 추력 수준이 매우 높기 때문에 산화제 탱크 열리지 압력을 이륙 시 53 psig로 높게 가져갈 경우 탱크의 구조 안전여유를 넘어서게 된다. 따라서 비행 중에 이륙 후 약 125초 후 고체로켓모터가 분리된 이후 산화제 탱크의



자료출처: Rossoni, 1990 [16]

그림 6. Delta II 산화제 탱크 열리지 압력 요구조건

열리지 압력을 높일 수 있도록 시스템의 수정이 이루어졌다[16].



자료출처: Rossoni, 1990 [16]

그림 7. Delta II 산화제 탱크 벨로우즈 가압 시스템

Delta II 1단 산화제 탱크의 열리지 압력은 상단부에 위치한 벤트릴리프 밸브에 의해서 제어된다. 열리지 압력을 변화시킬 수 있도록 벤트릴리프 밸브 파일롯 밸브 측에 있는 벨로우즈 캐비티를 비행 중에 가압시킬 수 있도록 하였다. 릴리프 모드에서는 탱크 압력이 벨로우즈와 스프링의 강성보다 높을 경우 파일롯 밸브가 열려 피스톤으로 탱크 압력이 전달되고 피스톤과 연결된 주 포켓을 열어 탱크 압력을 낮춘다. 낮은 설정 압력이 필요한 경우에는 이전과 같이 벨로우즈 캐비티가 외부 대기와 연결되도록 하고, 고체로켓모터 분리 후 높은 설정 압력이 필요한 경우에는 파일롯 밸브가 더욱 높은 압력에서 열리도록 캐비티 내부 압력을 높여 벨로우즈의 강성을 높였다. 벨로우즈를 가압하기 위해 144 in<sup>3</sup>의 체적을 갖는 단일 처리된 용기에 기체 질소를 22.8 psia로 충전하였으며 정확한 동작을 위해 이륙 직전까지 압력과 온도를 관리하였다. 이와 같은 산화제 탱크의 설정 압력 조절을 통해 -2 dB이었던 Delta 발사체에 비해 +6 dB로 안정성 여유가 증가하게 되었다.

### 3.3 우주 잔해 방지 대책

발사체 상단은 투입 궤도에 따라 탑재체를 분리한 후에도 장시간 궤도에 남아 지구 주위를 회전할 수 있다. 이 때 태양 복사에 의한 가열로 탱크에 남아 있는

추진제가 기화되어 허용 압력 이상으로 상승하거나 파이로 장비 또는 배터리가 과열될 경우 폭발로 이어져 궤도상에 우주 잔해를 발생시킬 수 있다. 이는 이후 발사되는 발사체 및 탑재체에 심각한 위협을 초래할 수 있어 국제적인 논의와 협력이 진행되어 왔다. 우주 잔해를 줄이기 위한 방법으로는 임무가 끝난 발사체 시스템의 에너지를 모두 제거하여 수동화시키는 방법, 궤도상에 남지 않도록 진로를 변화시키는 방법 등이 사용되고 있다.

Ariane 발사체의 극저온 상단 추진기관의 경우 우주 잔해를 방지하기 위해 탑재체가 분리되어 임무가 종료되면 상단에 남아 있는 추진제와 탱크 내부의 가압제를 배출하고 파이로 장비와 배터리 등의 에너지를 안정화시키는 절차를 수행한다. 이러한 잔류 추진제와 가압제를 배출하는 수동화 작업을 수행할 때 Common bulkhead 탱크의 경우 배출 순서에 따라 상부와 하부 탱크 사이에 역압력 구배가 걸리면 좌굴이 발생하여 파괴로 이어질 수 있다. 따라서 추진제가 배출될 때 발생할 압력 변화를 면밀히 고려하여 벤트 시스템의 운용 절차를 선정해야 한다[19-21].

Zenit 발사체의 경우 2단 분리 후 잔류 추진제와 가압제를 배출하는 수동화 작업을 수행하게 되어 있으나 벤트 시스템의 고장으로 분리 후 24시간 뒤 궤도상에서 폭발하는 사고가 두 차례 발생하였다. 벤트 시스템의 설계 오류로 인해 단 분리 후 2단이 회전하게 되었고, 원심력에 의해 벤트릴리프 밸브 쪽으로 탱크 내부의 잔류 액체산소가 흘러들어가 밸브가 결빙되어 탱크 압력이 설정 압력 이상으로 상승하여도 열리지 못해 결국 폭발로 이어진 것이다. 사고 이후 회전이 발생하지 않도록 벤트 시스템의 설계가 수정되었다[22].

#### 4. 결론

미국을 중심으로 유럽 및 기타 우주개발 선진국의 발사체에 적용된 벤트릴리프 밸브의 요구조건, 핵심 설계 변수, 추진제 공급 시스템 구성, 운용 기술에 대하여 살펴보았다. 발사체에 요구되는 높은 신뢰성과 개발 비용의 절감을 위하여 미국에서는 Thor 부스터용으로 1950년대에 개발한 벤트릴리프 밸브와 거의 동일

한 밸브를 극저온 추진제 탱크에 사용하고 있다. 기술의 발전과 함께 임무에 따른 특수한 발사 운용 조건을 만족하기 위해 일부 구성품에 대한 수정이 이루어지고 있으나 기본 개념은 유지되고 있다.

벤트릴리프 밸브는 비행 중 추진제 탱크 내부의 압력이 설정 압력보다 높아지는 것을 방지하는 안전밸브의 역할을 기본적으로 수행한다. 이러한 기본 기능을 바탕으로 추진기관의 작동에 필요한 추진제 공급 압력을 확보하고, 비행 중 설정 압력을 변화시켜 POGO 불안정 현상을 억제하거나, 우주 잔해를 미연에 방지하기 위한 조치를 수행하는 등 발사체의 다양한 임무 조건을 충족하기 위한 운용 기술이 적용되어 왔다. 이러한 우주개발 선진국의 설계, 제작, 운용기술을 활용하고 국제 협력을 통하여 향후 한국형 발사체에 필요한 높은 신뢰도를 갖는 벤트릴리프 밸브의 개발을 진행할 계획이다.

#### 참고문헌

1. 장제선, 고현석, 한상엽, 이경원, 산화제 벤트/릴리프밸브의 동특성 해석 및 작동성능분석, 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회논문집, 2010, pp. 741-747
2. Heald, D. A. and Holland, K. D., "Centaur Hydrogen Tank Venting Experience", AIAA/NASA Flight Testing Conference, Huntsville, AL, Feb 15-17, 1965, AIAA-1965-216
3. Sgarlata, P. K. and Winters, B. A., "X-34 Propulsion System Design", 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Seattle, WA, July 6-9, 1997, AIAA-1997-3304
4. Brown, T. M., McDonald, J. P., Hedayat, A., Knight, K. C., and Champion, R. H., Jr., "Propellant Management and Conditioning within the X-34 Main Propulsion System", 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cleveland, OH, July 13-15, 1998, AIAA-1998-3518

5. McDonald, J. P., Hedayat, A., Brown, T. M., Knight, K. C., and Champion, R. H., Jr., "Subsystem Analysis/Optimization for the X-34 Main Propulsion System", 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, MO, Sep 2-4, 1998, AIAA-1998-4827
6. Rosales, K. R., Shoffstall, M. S., and Stoltzfus, J. M., "Guide for Oxygen Compatibility Assessments on Oxygen Components and Systems", NASA Technical Report, 2007, NASA-TM-2007-213740
7. Shoffstall, M. S. and Stoltzfus, J. M., "Oxygen Hazards Analysis of Space Shuttle External Tank Gaseous Oxygen Pressurization System", Flammability and Sensitivity of Materials in Oxygen-Enriched Atmospheres: 10th Volume, edited by Steinberg, T. A., Newton, B. E., and Beeson, H. D., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 2003, pp. 230-244
8. Williams, R. E., Benz, F. J., and McIlroy, K., "Ignition of Steel Alloys by Impact of Low-Velocity Iron/Inert Particles in Gaseous Oxygen", Flammability and Sensitivity of Materials in Oxygen-Enriched Atmospheres: 3rd Volume, edited by Schroll, D. W., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1988, pp. 72-84
9. Burmeister, L. C., Loser, J. B., and Sneegas, E. C., "Advanced Valve Technology, a Survey", NASA Technical Report, 1965, NASA-SP-5019
10. Blackman, J. B., "Design, Fabrication, Assembly, and Test of a Liquid Hydrogen Acquisition Subsystem", NASA Technical Report, 1974, NASA-CR-120447
11. Bergin, C., "STS-128 Held a Further 24 Hours For PV12 Data Gathering", 2009-08-27, <http://www.nasaspaceflight.com>, 2009
12. NASA, "Saturn 5 Flight Manual SA-503", NASA Technical Report, 1968, NASA-TM-X-72151
13. Norquist, L., "External Tank for the Space Shuttle Main Propulsion System", 12th American Institute of Aeronautics and Astronautics and Society of Automotive Engineers, Propulsion Conference, Palo Alto, CA, Jul 26-29, 1976, AIAA-1976-595
14. Norquist, L., "External Tank for the Space Shuttle Main Propulsion System", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 14, No. 6, 1977, pp. 358-364
15. Norquist, L., "Development Progress, External Tank for the Space Shuttle Main Propulsion System", 14th American Institute of Aeronautics and Astronautics and Society of Automotive Engineers, Joint Propulsion Conference, Las Vegas, NV, Jul 25-27, 1978, AIAA-1978-1004.
16. Rossoni, M. A., "McDonnell Douglas Delta II Main Liquid Oxygen Tank Bi-Level Pressurization System", 26th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, FL, Jul 16-18, 1990, AIAA-1990-2060
17. Darrow, R. J., Jr., Parikh, Y. B., Summers, S., Shnayder, T., Pulano, J., and Pearson, A. W., "X-34 Propulsion System Components", 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cleveland, OH, Jul 13-15, 1998, AIAA-1998-3520
18. Goette, W. E., "Centaur D-1T Propulsion and Propellant Systems", 9th Propulsion Joint Specialist Conf., Las Vegas, NV, Nov 5-7, 1973, NASA-TM-X-71436
19. Hergott, R. and Perez, E., "Chapter 14. Ariane Third Stage: Current Operational Practice and Modifications Expected", Orbital Debris from Upper-stage Breakup, edited by Loftus, J. P.,



- Progress in Astronautics and Aeronautics Series,  
Vol. 121, American Institute of Aeronautics and  
Astronautics, Inc., 1989, pp. 203-209
20. Bonnal, C., "Design and Operational Practices for  
the Passivation of Spacecraft and Launchers at  
the End of Life", Proceedings of the Institution of  
Mechanical Engineers, Part G: Journal of  
Aerospace Engineering, Vol. 221, No. 6, 2007, pp.  
925-931
21. Bonnal, C., Gigou, J., and Aubin, D., "Space  
Debris Mitigation Measures Applied to European  
Launchers", Acta Astronautica, Vol. 65, No.  
11-12, 2009, pp. 1679-1688
22. Utkin, V. F., Chekalin, S. V., and Lukiyashchenko,  
V. I., "Debris Mitigation Measures of Russian  
Launchers", Advances in Space Research, Vol.  
16, No. 11, 1995, pp. 145-150