

## 액체로켓엔진용 밸브의 국내외 개발 동향

이중엽\*, 정태규\*\*

# The Developing Trend of valves for Liquid Rocket Engine

Joong-Youp Lee\*, Tae-Kyu Jung\*\*

### ABSTRACT

Up to date, demands for satellite including communication are increasing. Advanced countries on space technology such as America, Russia, Europe, Japan, China and so on already had secured launch vehicle technology which can insert a large class satellite to proper orbit. The introduction of technologies on the large class launch vehicle including propulsion system is difficult due to the utilization possibility for defensive reason. The acquisition of indigenous technical expertise on the design and manufacture of valves is believed to contribute to the successful local development of valves for propulsion systems and to significant improvement of local technical level of valve design and development.

This paper introduces current status of valves developed by other countries as well as valves developed in domestic. The Developed technology of valves may underlie the construction of engine control systems required for the reliable operation of the KSLV-II engine system and propulsion system.

### 초 록

통신을 비롯한 각종 수요로 위성에 대한 수요가 급증하고 있는 가운데 미국, 러시아, 유럽, 일본, 중국 등 우주기술 분야 선진국에서는 대형 위성을 원하는 궤도에 올릴 수 있는 발사체 기술을 확보하고 있다. 대형 위성 발사체 추진기관 관련 기술은 장거리 미사일을 등 군사적인 목적으로 이용될 가능성과 첨단 기술 유출의 기피와 같은 문제점으로 기술 도입이 어려운 실정이다. 이를 위해 밸브 국산화 설계 및 시제품 제작을 통한 기술 축적은 추진기관시스템 밸브 국산화에 기여할 것이며 국내 밸브 설계 및 개발 수준 향상에 크게 기여할 것이다.

본 논문에서는 해외에서 개발된 밸브들과 국내에서 개발된 밸브들의 현황을 소개 한다. 밸브 개발 기술은 KSLV-II 엔진시스템 및 추진기관의 안정적인 운용에 필요한 엔진 제어 시스템 구성에 기초가 될 것이다.

**Key Words** : On/Off valve(개폐밸브), Control valve(제어밸브)

\* 이중엽, 한국항공우주연구원 우주응용미래기술센터 발사체미래기술팀  
leejy@kari.re.kr

\*\* 정태규, 한국항공우주연구원 우주응용미래기술센터 발사체미래기술팀  
kjung@kari.re.kr

## 1. 서론

현재 우주개발선진국의 발전과정을 살펴보면, 러시아의 경우 1920년대 후반에 레닌그라드에 가스역학 연구소를 설립함으로써 로켓 엔진 개발을 시작하였으며, 미국의 경우 케네디 대통령이 아폴로 계획을 직접 지시하여 성공함으로써 우주 개발이 본격화되었다 [1]. 프랑스는 드골 대통령이 우주기술개발을 국가 정책 기조로 삼음으로써 현재 우주 선진국 대열에 합류하게 되었으며, 일본은 1960년대 후반부터 매년 엄청난 자본을 투자하여 자체적으로 로켓을 개발하는 노력을 통해 우주 시장에 본격적으로 진입하게 되었다. 이들 우주기술선진국들의 경우에는 델타(Delta), 아틀라스(Atlas), 타이탄(Titan), 프로톤(Proton), 앙가라(Angara), 아리아(Arian) 계열의 위성 발사체를 사용하여 이미 원하는 궤도에 인공위성을 진입시킬 수 있는 기술력을 보유하고 있으며, 완벽한 추진기관 시스템을 구축하였다고 판단된다.

주로 러시아와 미국 및 유럽을 중심으로 2차 대전 이후 군사적 목적으로 밸브제어기술에 대한 연구가 수행되었으며, 극저온 추진제를 이용한 액체로켓을 개발하면서 평화적 용도로 전환되었다. 유럽의 경우 독일의 아스트리움(Astrium)사와 벨기에의 테크스페이스 에어로(Techspace-aero)사가 경쟁관계에서 신기술 개발에 주력하고 있으며, 각각 아리안 5의 새 엔진 모델에 자사의 신모델 밸브 적용을 위해 경쟁하고 있다 [1]. 미국은 철저한 보안 속에 세계 최고의 기술력을 바탕으로 밸브를 개발하고 있으며 러시아 및 우크라이나의 경우에도 독자적인 밸브 개발을 수행하고 있다. 현재 해외 업체의 기술수준은 안정화 단계에 접어들었으며 경량화, 고신뢰화, 비용절감의 추세로 가고 있다.

국내의 민간 로켓 분야의 연구 개발은 1980년대 후반부터 시작하여 1993년 1단형 고체 추진 과학 로켓인 KSR-I 개발 발사 시험을 성공한 것이 시발점이라고 볼 수 있으며, 이후 2단형 고체 추진 과학 로켓인 KSR-II를 개발하여 자체적으로 발사 시험함으로써 고체 로켓 시스템 설계 분야에 있어서는 어느 정도 기술력을 확보한 상황이라 판단할 수 있다 [1]. 그러나 고체 로켓의 경우는 비추력이 낮고 발사체를 정확한 위치에 올릴 수 없는 단점이 있기 때문에 액체

추진제를 이용한 로켓 개발은 위성발사체 개발을 위해 필수적이라 볼 수 있다. 현재 국내 최초로 액체 추진 기관을 이용한 로켓인 KSR-III를 개발하였고, 일정하게 가압하여 추진제를 공급하는 수동제어 방식을 채택하고 있다. 2009년도 중반에 발사된 KSLV-I의 1단 추진기관은 러시아로부터 도입되었고, 2단 고체 킥모터를 사용된 관계로 발사체를 위한 고추력의 1단부에 액체 추진기관 시스템을 국내기술로 개발하여 적용한 바는 아직 없다. 그럼 1은 가스발생기를 이용하는 개방형 엔진 사이클 방식의 개략도이다.

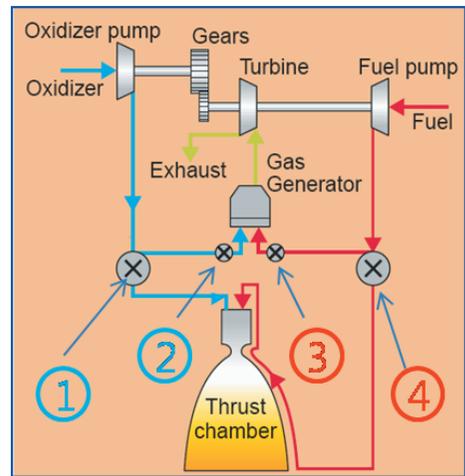


그림 1. 가스발생기 개방사이클 엔진  
 ① - 연소기용 산화제 개폐밸브, ② 가스발생기용 산화제 개폐밸브, ③ 가스발생기용 연료 개폐밸브, ④ 연소기용 연료 개폐밸브

대형 위성을 원하는 궤도에 진입시키기 위해서는 추진기관의 여러 가지 하드웨어가 적절한 조합을 이루며 성능을 발휘해야 한다. 그 중에서도 엔진공급 시스템의 각종 밸브들을 이용하여 대유량의 연료 및 산화제를 안정적으로 제어/공급할 수 있는 능력은 곧 원하는 궤도에 발사체를 진입시킬 수 있는 중요한 기술 요건 중에 하나다. 특히 초기 액체로켓 엔진 점화와 마지막 단분리 당시의 사이클로그래(Cyclogram)에 의한 하드웨어 밸브들의 적절히 운용될 수 있기 위한 기술 확보는 우리가 앞으로 취해야 할 중요한 기술 분야다.

표 1. 연소기용 산화제 개폐밸브

	Techspace Aero	Yuzhnoye	개발품
사용 유체	액체산소, 액체수소	액체산소	액체산소
최소 운용 온도	20 K	90 K	90 K
최대 운용 압력	207 bar	300 bar	101 bar
최대 운용 유량	230 kg/s	17 kg/s	173 kg/s
응답 시간	0.1 ~ 1.5 sec	~0.03n sec	0.1 ~ 1 sec
무게	33 kg	8 kg	21 kg
입/출구 직경	65 mm	30 mm	100 mm
밸브구동압력	70 bar @He	230 bar @He	70 bar @He

이러한 거대 액체 로켓을 안정적인 발사와 동시에 최종 목표점에 도달하기 위해서 요소요소의 밸브들이 불안정한 환경 조건에서도 충실히 요구도에 만족할 수 있어야 한다. 이와 더불어 밸브의 가장 기본이 되는 유동을 차단하고 유동량을 제어할 수 있어야 하고, 사용되는 유체가 원치 않는 부분으로 누설 또한 발생되면 안 된다. 뿐만 아니라 로켓의 구조비를 맞추기 위하여 개발프로그램 당시 단품들의 무게 감량은 필수적인 제한조건에 포함된다.

본 동향에서는 벨기에의 테크스페이스 에어로사와 우크라이나의 유즈노이사의 대표적인 결과물들을 중심으로 한국형 발사체를 위한 현재의 밸브 개발현황을 비교 및 소개한다. 특히 엔진공급계에는 여러 종류 기능 및 크기를 가지는 밸브들이 존재하나 그 중 가장 대표적인 밸브들 위주로 다루도록 한다.

조물의 재질에 영향을 미치므로 일반적인 유압 밸브와는 매우 다른 특징 및 고난이도 소요기술을 필요로 하는 제품을 개발 적용해야 한다[2].



그림 2. 연소기용 산화제 개폐밸브 (기밀시험 수행)

## 2. 해외 및 국내 밸브의 개발 사례

### 2.1 개폐밸브

로켓 추진시스템에서의 중단 밸브는 로켓에 쓰이는 극저온 산화제인 액체 산소와 상온의 연료인 케로신을 연소기 매니폴드 전단에서 유로 개폐가 가능하도록 하는 기능을 가지고 있다. 이 기능을 통해 고압/극저온 액체 산소 및 연료의 공급을 제어하여 엔진 점화와 연소 중단이 가능하도록 작동한다. 특히 산화제라인에 사용되는 유체가 액체산소(비점:  $-183^{\circ}\text{C}$ )인 관계로 각 적용부의 저온 환경은 기계의 정상적인 작동과 구



그림 3. LN2 환경에서 극저온 기밀시험 (연소기용 산화제 개폐밸브)

### 2.1.1 연소기용 산화제 개폐밸브

국내에서 현재 개발이 이루어진 연소기용 메인 산화제 개폐밸브는 평상시 닫힘 형태(Normal Close type)로 70bar의 밸브 구동압(Pilot pressure)에 의해 밸브가 작동 된다. 그림 2의 연소기용 산화제 개폐밸브 시제품은 그림 1에서 ①에 해당된다. 밸브 구동압에 의해 피스톤(Piston)과 포핏(Poppet)이 움직이고 입구와 출구의 유로가 연결되어 밸브의 유로부는 열림 상태가 된다. 밸브를 닫힘 상태로 회복하려면 밸브 구동압을 설정압 이하로 배출을 수행하면 힘 균형이 깨지면서 스프링의 힘에 의해 밸브는 닫히게 된다.



그림 4. 극저온용 개폐밸브  
(Techspace-aero : 벨기에)

개폐 밸브의 특징으로는 밸브 구동압에 의해 밸브를 개폐할 수 있다는 것과 밸브 구동압에 의한 피스톤의 과도응답으로 야기될 수 있는 시스템 충격을 슬리브(Sleeve)의 마찰력으로 방지할 수 있다는 것이다. 동시에 포핏 몸체(Poppet Body)와 피스톤이 분리되는 것을 방지한다. 피스톤을 통한 헬륨 누설과 피스톤 로드를 통한 산화제 누설은 배유 연결 배관으로 흘러간다. 이 밸브의 위치는 엔진작동의 전체 시간 동안 동일하게 유지된다[2]. 스프링에 의한 힘, 유체의 압력 그리고 밸브 구동압에 의한 합산 된 힘을 계산하여 대략적인 작동 특성을 예측할 수 있다.

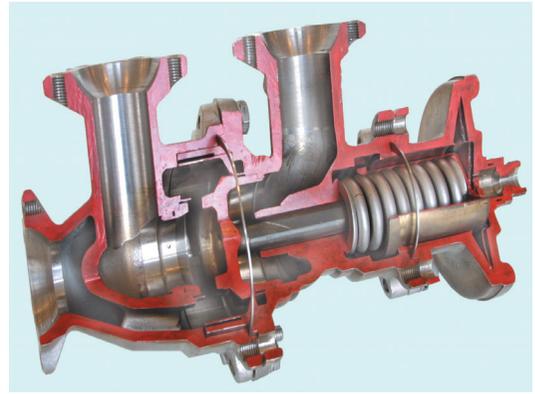


그림 5. 극저온용 개폐밸브  
(Yuzhnoye : 우크라이나)

그림 3에서는 연소기용 산화제 개폐밸브에 대한 극저온 기밀시험 장면을 볼 수 있다. 냉각을 위한 유체는 불활성이면서 액체산소와 비점이 유사한 액체 질소를 사용하는데, 개발단계에서는 실제 매질인 산화제를 흘려서 시험하기 보다는, 실제 상황과 유사하도록 밸브 외피를 극저온 환경에 노출되도록 하고 금속부분이 액체 질소에 의해 냉각된 온도만큼 열전달이 충분히 이루어진 다음, 요구되는 외부 및 내부 기밀시험을 수행한다. 극저온 기밀시험을 위해 사용되는 기체는 임계온도가 액체질소보다 낮은 헬륨가스를 이용한다. 모든 재료는 온도가 내려가면 그 특성이 변하는 관계로 적절한 재료 확보 및 재료의 가공 기술은 극저온용 단품을 개발하기 위한 기초적이면서 중요한 부분을 차지하게 된다.

그림 4와 그림 5는 유럽과 러시아를 대표하는 해외사례밸브이다. 특히 그림 4는 Vulcain 연소기 추진제 차단용 개폐 밸브이다. 표 1에서는 엔진공급계용으로 사용되는 밸브 중, 극저온이면서 고압, 고유량에 적용된바가 있는 사례들을 비교 및 분석 한 것이다.

### 2.1.2 가스발생기용 산화제 개폐밸브

가스발생기용 산화제 개폐밸브는 추진기관 엔진공급계에서 가스발생기로 유입되는 추진제 중 산화제 개폐를 목적으로 한다.

표 2. 가스발생기용 산화제 개폐밸브

	개발품
사용 유체	액체산소
최소 운용 온도	90 K
최대 운용 압력	113 bar
최대 운용 유량	3 kg/s
응답 시간	0.1 ~ 1 sec
무게	~ 2 kg
입/출구 직경	~ 20 mm
밸브구동압력	70 bar @He



그림 6. LN2 환경에서 극저온 기밀시험 (가스발생기용 산화제 개폐밸브)

그림 1에서 ②에 해당된다. 산화제로는 연소기용 산화제 개폐밸브와 동일하게 액체산소(LOX)를 사용하며, 작동유체의 정격압력은 75bar이다. 가스발생기는 터보펌프(T.P.U.; Turbo Pump Unit)의 터빈을 회전시켜 축회전력을 생성하며, 동일한 축선상의 회전력을 이용하여 각 펌프로 토출을 전달하는 방식을 이용함으로써 회전체 펌프에서 발생된 토출 추진제 유량 및 압력의 제어를 통해 연소기의 점화와 연소를 통해 최종 주추력을 발생시키게 된다. 추력의 발생을 위한 일련의 과정 중 가스발생기의 추진제 유체제어를 위한 가스발생기의 산화제 개폐밸브는 고압의 산화제를 안정하게 개폐할 수 있어야 하며, 밸브의 내부누설이 엄격히 구속되어야 하는 기술적 특징을 보인다.

그림 6은 현재 개발 중에 있는 가스발생기용 산화

제 개폐밸브의 극저온 기밀시험을 수행하는 모습이 다. 개발을 위한 요구도는 표 2에서 제시되어 있다.

### 2.1.3 연소기용 연료 개폐밸브

표 3. 연소기용 연료 개폐밸브

	개발품
사용 유체	캐로신
최소 운용 온도	상온
최대 운용 압력	128 bar
최대 운용 유량	71 kg/s
응답 시간	0.1 ~ 1 sec
무게	~ 10 kg
입/출구 직경	~ 100 mm
밸브구동압력	70 bar @He



그림 7. 연소기용 연료 개폐밸브

연소기용 연료 개폐밸브는 연소기용 산화제 개폐밸브와 유사하며 터보펌프에서 토출되는 고압/고유량 연료(Kerosene)를 최종 연소기로 주입 전에 공급 및 차단을 수행한다. 사용유체가 저온부터 상온용 탄화수소 계열의 캐로신을 사용하는 관계로 극저온 산화제 밸브의 개발 난이도 보다는 상대적으로 적다고 할 수 있다.

특징으로는 밸브구동압력에 의해 포켓이 열리고 입구부와 출구부에 유동이 발생된다. 이 때 불필요한 누설이나 오작동을 막기 위해 밸브구동압력을 제거하지만 스프링의 힘균형에 의해 포켓은 닫히지 않고 유지되다가 터보펌프에서 발생되는 토출압력이 일정 압력 이하로 하강되면 스프링힘에 의해 포켓이 닫히는

구조로 제작된다. 그림 1에서 ④에 위치한다. 개발을 위한 요구도는 표 3에서 확인 할 수 있다.

### 2.1.4 가스발생기용 연료 개폐밸브

표 4. 가스발생기용 연료 개폐밸브

	개발품
사용 유체	캐로신
최소 운용 온도	상온
최대 운용 압력	140 bar
최대 운용 유량	10 kg/s
응답 시간	0.1 ~ 1 sec
무게	~ 3.5 kg
입/출구 직경	~ 40 mm
밸브구동압력	70 bar @He



그림 8. 가스발생기용 연료 개폐밸브

가스발생기용 연료 개폐밸브는 가스발생기용 산화제 개폐밸브와 유사하며, 터보펌프에서 토출된 연료는 대부분 연소기에서 소비되지만 그 중 일부를 바이패스를 시켜 가스발생기 연소실로 보내지게 되는데, 이때 연료(Kerosene)를 가스발생기로 주입 전에 공급 및 차단하는 역할을 수행한다. 밸브의 동작 특성은 연소기용 연료 개폐밸브와 동일하다. 그림 1에서 ③에 위치한다. 표 4에서

가스발생기용 연료 개폐밸브의 요구도를 확인 할 수 있다.

### 2.2 제어밸브

일반적으로 정확하게 계산된 비행궤도를 따라 로켓을 최종 목표 지점까지 올리는 일은 로켓의 무게 중심을 변화시키는 방법으로는 어렵다. 이러한 방법은 추력이 일정하다는 가정 하에서 엔진 동작 시간을 정확하게 분배함으로써 비추력을 조절하는 것이다. 그러나 지상으로부터 원하는 비행 고도까지는 주위의 온도와 압력이 크게 변화하기 때문에 추력 또한 변화하게 된다. 엔진 내부 제어시스템은 외부 환경에 대한 영향을 고려하지 않기 때문에 변화된 추력에 대한 보정을 할 수 없고, 따라서 원하는 위치에 로켓을 도달시키는 것이 어렵다[3].

궤도의 최종 목표 지점에서 로켓의 최종 변수들을 정확하게 계산하기 위해서는 로켓의 최종 지점을 통제할 수 있는 특수한 통제시스템이 필요하며, 통제시스템의 요소 중 일부에 조절 밸브들이 포함된다. 로켓 엔진 통제시스템을 제어 목적에 따라 비행 제어시스템과 엔진 제어시스템으로 구분할 수 있으며, 추력제어시스템과 추진제 소진제어시스템은 각각 엔진 제어와 비행 제어에 속하는 대표적인 추진기관 제어시스템이다.

작동원리로는 원통형 관(sleeve with rack)이 모터와 연결된 구동축(roller-pinion)의 회전에 따라 좌, 우로 이동하면 가변 플런저(profiled plunger)와의 유로면적이 변하면서 입구와 출구 사이의 압력 저항값이 변하게 되어 유량을 조절할 수 있다. 이러한 형태의 유량제어밸브의 최대 장점은 볼 타입 밸브(Ball valve)나 글러브 타입 밸브(Globe valve), 버터플라이 밸브(Butterfly valve)에서 발생하는 유동력이 발생하지 않기 때문에 유량을 조절하기 위한 액추에이터인 모터의 구동력이 가장 적게 요구된다. 따라서 모터의 크기 및 전력 손실이 작아지므로 발사체용으로 사용하기에 적당하다. 또한 유량조절 능력도 다른 타입의 밸브와 비교해서 손색이 없기 때문에 현재까지 알려진 제어밸브 형식으로는 최적의 설계개념이다[3].

표 5. 제어밸브의 액추에이터

	Yuzhnoye	개발품
모터 타입	DC Motor (Blush)	Blushless DC Motor
이중화	Motor 2개 병렬 연결	Motor 2개 병렬 연결
전원	24 VDC	27 VDC
모터 토크	0.037 Nm (Stall Torque)	0.025 Nm 이상
무게	약 2 kg	0.5 kg 이하
밸브개도 위치파악	Potentiometer	Encoder 또는 Potentiometer
Open 시간	약 60 초	10~30 초

발사체에 적용되는 부품의 경우에는 신뢰성 및 구성품의 무게 등이 중요하므로 최적화된 설계가 요구된다. 또한 제어밸브의 시제품 개발에 있어서 지상시험 조건뿐만 아니라 비행 시의 환경에 대해서도 성능의 저하 없이 본래의 기능을 충족시켜야 하므로 지상에서의 기능시험 뿐만이 아니라 임무에 맞는 조건에서의 환경시험이 현재 이루어지고 있다[4].

2.2.1 제어밸브의 해외밸브 사례

비행용으로 개발 된 제어밸브를 유럽에서는 동축형 포핏 밸브(co-axial inline poppet valve)라고 부르고 러시아권 국가에서는 플런저 (plunger valve)라고 부른다. 제닛(Zenit) 발사체 2단의 추력 및 공연비 제어밸브로 사용되는 밸브와 같은 종류의 제어밸브이다[3].

보통 유로부가 축소되는 오리피스 또는 밸브구조에서 형상에 따른 고유유량특성을 가지는데 가변하는 제어밸브의 경우 밸브 개도에 따라 각기 유량특성이 달리 분포하게 된다. 이 특성은 플런저의 프로파일에 따라 변하게 된다. 그림 9에서 EMA(Electro-mechanical actuator)는 제어밸브의 유로 파트와 연결되어 슬리브(sleeve)를 이동하여 추진제 유량을 조절하는 역할을 하며 그림 9의 위/왼쪽편의 실린더 모양의 함이 DC 모터와 감속 기어 장치 및 위치센서가 내부에 장착되어 연동된다. 표 5는 제어밸브의

모터식 액추에이터를 비교 한 것이고, 표 6은 모터에 의해서 구동되는 밸브 조합체 전체를 나타낸 것이다.

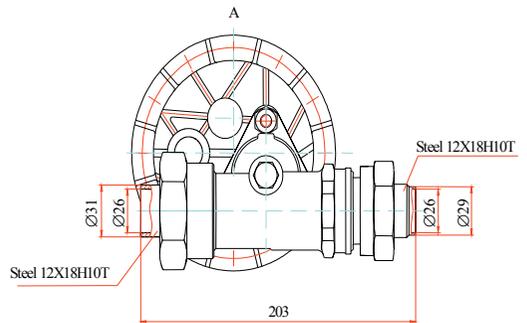
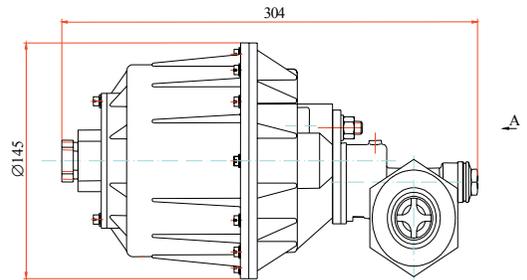


그림 9. 유즈노이 연료용 제어밸브

표 6. 유량 제어밸브의 비교

	Techspace Aero	Yuzhnoye	개발품
사용유체	액체산소	케로신	액체산소
운용온도	90 K	223-323 K	90 K
최대운용압력	200 bar	230 bar	180 bar
무게	<7 kg	4.5 kg	<1.5
입/출구 직경	20 mm	26 mm	10 mm
RPS	450°/s	9.8°/s	9.2°/s
운용 전압	28 or 50 VDC	27 VDC	24 VDC

### 2.2.2 제어밸브의 국내개발



그림 10. 가스발생기용 산화제 제어밸브

자립화를 위한 국내 제어밸브 개발은 우주발사체 추진기관 구성품의 국산화를 위한 선행 연구로서 발사체 추진기관용 제어밸브의 개발을 목표로 한다.

그림 10은 현재 개발이 진행중인 제어밸브의 외관 형상이다. 최초 1차 시제품은 유즈노이의 제어밸브처럼 연료 라인이 아닌 산화제 라인에 적용되었으며 테

크스페이스 에어로사의 제어밸브와 유사하게 적용된다. 또한 그림 10의 제어밸브의 용도는 가스발생기로 입력되는 산화제를 제어함으로써 최종 목적인 엔진의 추력제어를 수행한다. 추력제어밸브 시제품 개발에 있어서 핵심요소는 극저온(90K)에서 기밀 유지 및 정상적으로 작동해야 하고 발사체에서 요구되는 성능을 엄격하게 충족시켜야 하는 특징이 있다[4]. 극저온 기밀 유지 및 정상작동 외의 밸브의 주요 특성에는 동축형 포피밸브, 등 비율 고유유량특성, 랙과 피니언(Rack & Pinion) 구동 방식이 있으며 2개 모터의 병렬 연결로 예비 확보 등으로 구성 되어 있다.

### 참고문헌

1. 오승협 외, “로켓엔진 추력제어기술 개발”, 발사체용 추진기관 성능개량 탐색연구, 제1차년도 보고서 (E03530), 2003
2. (주) 한화, 극저온 산화제 개폐밸브 개발 및 인증시험보고서, 2008
3. 김영목 외, “로켓엔진 추력제어기술 개발”, 발사체용 추진기관 성능개량 탐색연구, 제3차년도 보고서 (E05530), 2005
4. (주) 한화, 추력제어밸브 Phase II 설계 보고서, 2007