

추진제 탱크 가압 시스템의 최적 구성

정영석*, 조남경**, 오승협***

Optimum Configuration for Pressurization System of Propellant Tank

Young-Suk Jung*, Nam-Kyung Cho**, Seung-Hyub Oh***

Abstract

Propulsion system of launch vehicle is composed with subsystems as propellant tank, pressurization system, propellant fill/drain system, valve operating system, purge system and so on. Among others, pressurization system is the most important subsystem, because of the real-time control part for pressure control of propellant tank. Therefore, it is the subsystem that must be primarily considered on conceptual design process. In this paper, the data of the previously developed pressurization systems were collected and the optimum configuration was selected by analysis of advantage and disadvantage of the systems.

초 록

발사체 추진기관은 추진제 탱크, 가압시스템, 추진제 충전/배출 시스템, 밸브 구동 시스템, 퍼지 시스템 등으로 구성되어 있다. 이 중에서 가압시스템은 온보드 실시간 제어 시스템을 포함하는 유일한 시스템으로 가장 중요한 서브시스템이다. 그러므로 추진제의 탑재량 선정 및 추진제 공급 시스템 개념설계 단계에서 가장 먼저 고려되어야 한다. 본 논문에서는 여러 타 발사체의 가압시스템에 대해 자료 조사를 수행하였고 국산화시 개발 가능한 구성을 정리하였으며, 최종적으로 시스템 중량 비교, 운용/안전/신뢰성/확장성 등을 비교 검토하여 최적 구성을 선정하였다.

키워드 : 발사체 (launcher), 추진기관 (propulsion system), 가압시스템 (pressurization system), 로켓 (rocket)

1. 서 론

액체 추진제를 사용하는 발사체의 추진기관은 추력을 생성하는 엔진과 추진제 및 기타 필요 유

체를 공급하는 추진제 공급 시스템으로 구성되어 있다. 추진제 공급 시스템은 다시 추진제 탱크, 추진제 탱크 가압 시스템, 추진제 충전/배출 시스템, 밸브 구동 시스템, 퍼지 시스템 등으로 구

접수일(2009년12월21일), 수정일(1차 : 2010년 5월 28일, 2차 : 2010년 6월 14일, 게재 확정일 : 2010년 7월 1일)

* 추진기관체계팀/ysjung@kari.re.kr ** 추진기관체계팀 /cho@kari.re.kr *** 추진기관체계팀/shoh@kari.re.kr

성되어 있다.

이 중 추진제 탱크 가압 시스템은 비행시 추진제 탱크 압력을 일정 범위에서 제어하거나 정해진 압력 궤적에 맞추어 제어를 수행하는 것으로 추진제 공급 시스템 중 능동적으로 작동하는 유일한 시스템이다. 또한 단일 추진제별 각국의 특성별로 가장 다양한 방식의 시스템이 개발되어 있는 시스템이다.[1] 그 만큼 추진제 공급 시스템의 개발에 있어 가장 비중이 높은 것으로 국산화 전략 수립시 가장 우선시로 고려되어야 한다.

본 연구에서는 향후 국내 주도의 발사체 개발이 이루어질 경우를 대비하여 기존 발사체 구성에 대한 자료조사를 수행하였고, 조사 결과를 바탕으로 선정된 몇 개의 가압 시스템에 대해 기본 발사체를 기준으로 중량, 개발, 운용, 안전성, 신뢰성, 확장성 측면에서 비교 검토하였다. 연구 결과를 통해 국내 발사체 개발시 최적의 가압 시스템 구성을 제시하였다.

2. 본 론

2.1 기존 발사체 구성에 대한 자료 조사

국내에서 현재 개발하고 있는 발사체와 향후 개발하려 하는 발사체는 연료로 kerosene 계열, 산화제로 Liquid Oxygen(LOX)을 사용하고 있다. 기존의 발사체 자료 조사는 국내 개발 목적에 맞추어 kerosene과 LOX를 사용하는 발사체를 중심으로 이루어졌으나 자료 조사의 범위를 넓이기 위해 LH2와 LOX를 추진제로 사용하는 발사체도 포함하여 수행하였다. 조사된 발사체는 주로 서유럽, 일본, 미국 등 자료가 개방되어 있는 발사체를 중심으로 조사하였다.

2.1.1 1단 시스템

1단 시스템 구성에 대한 자료 조사 결과는 표 1과 같다. 조사 대상이 된 시스템은 미국의 Atlas, Saturn, Vanguard, 일본의 H-II, H-IIA, 유럽의 Ariane 5, 현재 개발 중인 KSLV-I의 1단이다. 여기서 언급한 발사체가 LOX를 사용하거나 사용했던 발사체 전부이다.(단, 러시아 발사체는

제외) 자료는 각 발사체의 추진제, 가압제, 가압 가스 저장 방식, 가압 가스 운용 방식, 제어 시스템의 구성을 위주로 조사하였다.

자료 조사 결과, 연료 탱크 가압은 모두 불활성 가스인 He을 사용하고 압력 제어는 능동제어를 통해 정확한 조절이 가능하도록 구성하였다.

LOX 탱크 가압은 He을 사용하는 경우, Gaseous Oxygen(GOX)를 사용하는 경우가 있는 것으로 확인하였다. 그러나 연료로 RP-1, 산화제로 LOX를 사용하는 발사체 중 최근에 사용하고 있는 Atlas III는 He을 이용하고 있다.

Ariane 5의 1단 시스템의 경우는 Liquid Helium(LHe)을 사용하는 유일한 발사체로 외부에 LHe 탱크를 설치하고 He을 기화시켜 사용하고 있다.

가압 시스템의 제어 시스템 구성은 압력 제어를 정확히 하고자 하는 경우 대부분 솔밸브와 오리피스식의 병렬 구조로 구성하였으며, 레귤레이터만을 단독으로 사용하는 경우, 레귤레이터와 솔밸브-오리피스를 함께 사용하는 경우도 있었다.

연료 탱크압 조절 시스템의 경우는 대부분 압력 조절을 수행하지만 LOX 탱크 압력 조절 시스템의 경우는 GOX를 사용한 blowdown 방식을 쓰는 예가 있었다. S-IC의 경우는 초기 비행에서는 조절을 수행하지만 비행 경험을 축적한 9회 비행 이후부터는 blowdown 방식을 사용하였다.

Atlas-II의 경우는 boosting 단과 core 단이 나뉘어져 있는데 boosting 단계에서는 설정된 추진제 탱크의 압력 궤적에 따라 정확한 압력 제어를 수행하지만, 공기가 희박한 core 단의 운용구간에서는 탱크에 작용하는 제한 조건이 없어지기 때문에 별도의 압력 조절 시스템 없이 blowdown 방식으로 탱크압을 유지한다.

H-IIA의 경우는 H-II에서 레귤레이터와 솔밸브-오리피스 시스템으로 구성된 조절시스템에 의해 누적된 비행 시험 결과를 바탕으로 GOX를 이용하는 blowdown 방식으로 수정하였다.

2.1.2 상단 시스템

상단 시스템 구성에 대한 자료 조사 결과는 표 2와 같다. 조사 대상이 된 시스템은 미국의

표 1. 부스터 및 1단 추진기관의 가압 시스템 구성 [1][2][3][4][5][6][7][8][9][10][11][12]

vehicle		pressurant	pressurant storage	pressurant conditioning	control system
Atlas-I,II 1단	RP-1	He	6~8개의 개별 구형 탱크(LN ₂ 에서 냉각됨)	터빈 출구부에서 열교환기를 통해 가열	부스팅 구간은 열교환기 이후의 레귤레이터로 조절: 부스터가 떨어져 나간 이후에는 blowdown
	LOX	He			
Atlas-III 1단	RP-1	He	2개의 개별 구형 탱크(상온 상태)	preburner 출구부에서 분기된 열교환기를 통해 가열	열교환기 전단의 레귤레이터를 통해 조절
	LOX	He			
Saturn S-IB	RP-1	He	fiber glass 구형 탱크(상온 상태)	-	flow restrictor로 조절: 안전밸브를 조절압력범위내로 설정함
	LOX	GOX	-	펌프 후단에서 나온 LOX를 터빈 출구부 열교환기를 통해 기화시킴	열교환기 이후의 GOX control valve를 통해 압력 조절
Saturn S-IC	RP-1	He	4개의 개별 구형 탱크(LOX 탱크내)	터빈 출구부에서 열교환기를 통해 가열	열교환기 전 오리피스와 5개의 병렬 구성의 flow control valve(솔레노이드 밸브)로 조절
	LOX	GOX	-	펌프 후단에서 나온 LOX를 터빈 출구부 열교환기를 통해 기화시킴	처음 8번 비행동안은 열교환기 이후의 GOX control valve를 통해 압력 조절 : 마지막 5번 비행은 flow restrictor 사용
Vanguard	RP-1	He	2개의 개별 구형 탱크(상온 상태)	-	레귤레이터를 통해 압력 조절
	LOX	He			
KSLV-I	RG-1	He	6개의 개별 구형 탱크(LOX 탱크내)	터빈 출구부 열교환기를 통해 가열	열교환기 이전에 설치된 솔레노이드 밸브(3개)와 오리피스로 구성된 병렬압력 제어 시스템 구성
	LOX	He			
H-II, 1단	LH ₂	GH ₂	-	펌프 후단에서 나온 LH ₂ 를 연소실의 냉각채널을 통해 기화시킴	열교환 이후 라인에 설치된 병렬로 구성된 솔레노이드 밸브(2개)로 압력 조절
	LOX	He	5개의 개별 구형 탱크(LH ₂ 탱크내)	터빈 출구부 열교환기를 통해 가열	열교환기 전단의 레귤레이터와 후단의 두 개의 솔레노이드 밸브 병렬 시스템을 압력 조절
H-IIA, 1단	LH ₂	GH ₂	-	펌프 후단에서 나온 LH ₂ 를 연소실의 냉각채널을 통해 기화시킴	열교환 이후 라인에 설치된 병렬로 구성된 솔레노이드 밸브(2개)로 압력 조절(예상)
	LOX	GOX	-	펌프 후단에서 나온 LOX를 터빈 출구부 열교환기를 통해 기화시킴	blowdown
Ariane 5 1단	LH ₂	LH ₂	-	펌프 후단에서 나온 LH ₂ 를 연소실의 냉각채널을 통해 기화시킴	열교환기 이후의 솔레노이드 밸브(3개)와 오리피스로 병렬 압력 제어 시스템 구성
	LOX	LHe	1개의 LHe 구형 탱크	터빈 출구부 열교환기를 통해 기화시킴	열교환기 이후의 솔레노이드 밸브(3개)와 오리피스로 병렬 압력 제어 시스템 구성

Delta, Atlas, Titan의 상단으로 사용하였던 Centaur, Saturn의 상단인 S-II, S-IVB, H-II와 H-IIA의 2단, 유럽의 Ariane 4의 상단인 HM7B이다.

상단 시스템의 경우는 대부분 LH2와 LOX를 추진제로 사용하기 때문에 연료 탱크 가압 시스템의 비교는 불가능함을 볼 수 있었다.(단, 러시아 발사체 자료는 제외)

LOX 가압 시스템 구성은 대부분 He를 이용하는 것으로 확인할 수 있었다. 가압 탱크의 위치는 LH2 탱크 내에 설치하는 경우와 외부에 설치하는 경우로 나누어짐을 확인하였다.

제어 시스템의 구성은 레귤레이터를 사용하는 경우, 제어 밸브를 사용하는 경우, 솔밸브-오리피스 병렬 구조를 사용하는 경우 등 특별히 선호되는 시스템 없이 각 국에 따라 시스템이 달리 구성되었음을 확인하였다.

미국의 대표적인 상단 시스템인 Centaur는 탱크 하단에서 He bubbler를 사용하여 가압하는 방식으로 기존 방식과 다른 구성을 하고 있음을 확인하였다.

2.1.3 조사 결과

1단과 상단 시스템의 가압 시스템 자료 조사를 바탕으로 향후 국내에서 발사체를 개발할 경우 추진제 탱크 가압 시스템에 대한 개발 방향을 설정하기 위해 아래와 같이 제안하였다.

- 1단/상단의 연료 탱크 가압을 위해서는 불활성 가스인 He를 사용한다.
- 1단 LOX 탱크 가압제로 He과 GOX 사용에 대한 장단점을 비교하여 결정하여야 한다. LHe의 사용은 단일 발사체에서만 적용하고 있으며 탱크 개발 자체가 매우 어려움으로 검토에서 제외시킨다.
- 상단 시스템의 가압제는 대부분 He을 사용하고 있으나 GOX를 사용하는 예가 있으므로 장단점을 비교하여 결정하여야 한다.
- 1단에서 He을 사용할 경우 가압제 탱크는 극저온 추진제 탱크 내부에만 위치한다.
- 상단 시스템에서 가압제 저장 탱크 위치는 극저온 추진제 탱크 내에 위치하는 경우와

상온 상태로 외부에 저장하는 두가지 방식이 존재하므로 시스템의 요구 중량 대비 필요 중량, 개발, 운용, 신뢰성, 확장성 등을 고려하여 결정하여야 한다.

- 1단의 탱크 압력 제어 시스템은 가압제로 He을 사용하는 경우 되먹임 제어를 수행할 수 있는 솔밸브-오리피스 조합의 제어 시스템을 구성하는 것이 가장 일반적이며 국내 개발시에도 가장 합리적이다. GOX를 사용할 경우는 기존 자료에 근거하여 되먹임 제어가 가능한 솔밸브-오리피스 조합의 제어 시스템 구성과 blowdown 방식을 비교 검토하여 선택하여야 한다. 단, blowdown 방식은 시스템에 대한 정확한 예측이 가능할 경우에 구성이 가능할 것이다.
- 상단 시스템의 탱크 압력 제어 시스템은 blowdown 방식은 적용하고 있지 않으며 모두 되먹임 제어를 수행하고 있다. 단지 제어 방식은 여러 종류가 있지만 국내 개발시를 고려하여 1단 제어 시스템과 동일한 개념을 가져가는 것이 개발비용 저감, 신뢰도 확보에 더 이득이 있으므로 솔밸브-오리피스 시스템을 구성하는 것이 합리적이다.
- 1단/상단 시스템 모두 가압제를 엔진부에서 열교환기를 이용해 고온화시켜 가압에 이용한다.

2.2 비교 분석을 위한 시스템 구성

위 자료 조사를 근거로 향후 국내 개발시 가능한 1단과 상단 시스템의 가압 시스템 구성을 몇가지 방식으로 정리하였다.

그림 1은 1단 가압 시스템의 구성으로 2가지 방식을 선별하였다. 두 시스템의 공통사항은 He 탱크를 LOX 탱크 내부에 위치시킨 것이다. (a)는 연료와 LOX 탱크 가압을 He으로만 하는 것이며, (b)는 연료 탱크 가압은 LOX 탱크 내에 위치한 He을 이용하고 LOX 탱크 가압은 LOX를 기화시킨 GOX를 가압제로 사용하는 것이다. 외부에 가압 탱크를 설치하는 방식은 기타 방식보다 필요 중량이 배이상 많이 필요함으로 비교 대상에서 제외시켰다.

표 2. 상단 추진기관의 가압 시스템 구성[1][2][3][4][5][6][7][8][9][10][11][12]

vehicle	pressurant	pressurant storage	pressurant conditioning	control system
Centaur (Delta, Atlas, Titan 상단)	LH ₂	He/GH ₂	He의 경우 상온의 구형 탱크 펌프 후단에서 나온 LH ₂ 를 연소실의 냉각채널을 통해 기화시킴 He의 경우 conditioning 없음	열교환 이후 라인에 설치된 병렬로 구성된 솔레노이드 밸브로 압력 조절 LOX 탱크의 경우 탱크 하단에 bubbler를 설치하여 가압함. (예상)
	LOX	He	상온의 구형 탱크	
Saturn S-II	LH ₂	GH ₂	-	열교환기 후단의 레귤레이터를 통해 조절
	LOX	GOX	터빈 출구부에서 열교환기를 통해 기화시킴	
Saturn S-IVB	LH ₂	GH ₂	-	열교환 이후의 솔레노이드 밸브(2개)와 오리피스로 병렬 압력 제어 시스템 구성 열교환기 이후의 GOX control valve를 통해 압력 조절
	LOX	He	9개의 구형 탱크 (LH ₂ 탱크내) 터빈 출구부에서 열교환기를 통해 가열	
H-II, IIA 2단	LH ₂	GH ₂	-	열교환 이후의 솔레노이드 밸브(2개)와 오리피스로 병렬 압력 제어 시스템 구성 열교환 이후의 솔레노이드 밸브(2개)와 오리피스로 병렬 압력 제어 시스템 구성
	LOX	He	3개의 구형 탱크 (LH ₂ 탱크내) LOX 탱크에서 열교환을 통해 가열	
Ariane 4 상단 (HM7B)	LH ₂	GH ₂	-	열교환 이후의 솔레노이드 밸브(2개)와 오리피스로 병렬 압력 제어 시스템 구성(예상) 열교환 이후의 솔레노이드 밸브(2개)와 오리피스로 병렬 압력 제어 시스템 구성(예상)
	LOX	He	1개의 구형 탱크(상온 상태) 터빈 출구부에서 열교환기를 통해 가열	

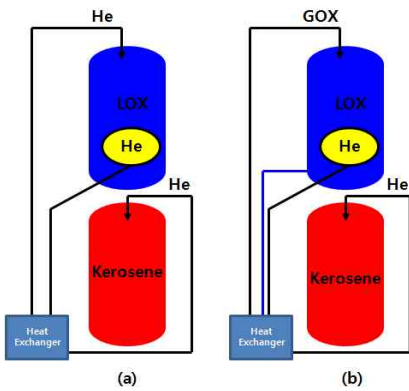


그림 1. 1단 가압시스템 구성

그림 2는 상단 가압 시스템 구성으로 4가지 방식을 선별하였다. 우선 1단 시스템과 동일하게 He를 사용하는 시스템, 그리고 GOX를 사용하는 시스템으로 분류하였으며, 가압제 탱크의 위치(극저온 추진제 탱크 내부/외부)에 따라 분류하였다. (a)는 연료와 LOX 탱크 가압을 위해 He를 사용하며 He 탱크 위치는 LOX 탱크 내 위치, (b)는 연료와 LOX 탱크 가압을 위해 He를 사용하며 He 탱크 위치는 외부에 위치, (c)는 연료 탱크 가압을 위해 He, LOX 탱크 가압을 위해 GOX를 사용하며 He 탱크 위치는 LOX 탱크 내부에 위치, (d)는 연료 탱크 가압을 위해 He,

LOX 탱크 가압을 위해 GOX를 사용하며 He 탱크 위치는 외부에 위치한다.

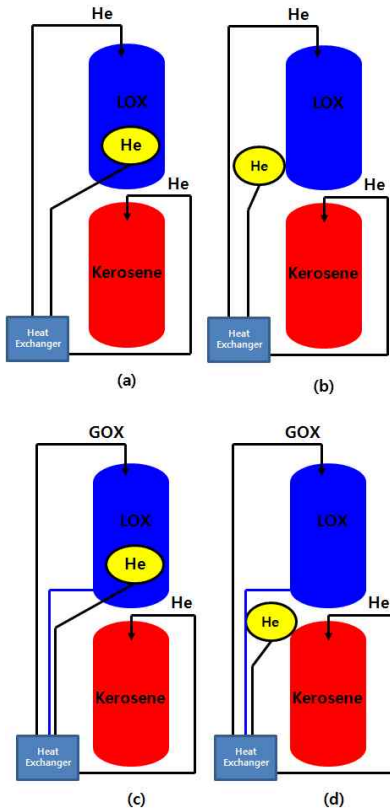


그림 2. 2단 가압 시스템 구성

2.3 시스템 구성별 중량 비교

위에서 제안한 시스템에 대한 중량 비교 검토를 수행하기 위해 가압시스템을 구성하고 있는 구성품을 먼저 정리하였다. 가압시스템은 가압용으로 사용할 He, 가압용으로 LOX를 이용할 경우 LOX(GOX), 가압 시스템에 이용되는 LOX 탱크 내 LOX 기화, 가압 탱크, 열교환기, 기타 배관 및 제어 시스템으로 구성되어 있다.

이와 같은 기본 구성을 기본으로 시스템에 필요한 추진제량 선정, 추진제 탱크 용량 선정, 추진제 탱크 압력 선정, 열교환기 온도 규격 선정 등의 개념 설계를 수행한 후 각 서브시스템에 대

한 중량을 산출하였다.

중량 비교 검토 결과는 1단의 경우 표 3과 같다.

중량 비교 결과 He을 이용한 가압 시스템이 He과 GOX를 함께 이용하는 가압 시스템 구성보다 대략 150 kg의 중량 이득이 있음을 확인하였다. 이것은 (b)의 경우가 (a)의 경우보다 필요 He량 및 가압 탱크의 중량이 작은데 비해 가압용으로 필요한 LOX 중량이 월등히 많기 때문이다.

표 3. 1단 가압 시스템 중량 비교

내용	(a)	(b)
가압용 LOX (kg)	-	164.55
기화된 LOX (kg)	36.82	32.55
가압용 He (kg)	58.49	26.85
가압 탱크 (kg)	90.3	69.3
열교환기 (kg)	46.2	82.4
배관 및 기타 제어시스템 (kg)	74	74
총 필요 중량 (kg)	305.81	449.65

상단의 중량 비교는 표 4와 같다.

표 4. 상단 가압 시스템 중량 비교

내용	(a)	(b)	(c)	(d)
가압용 LOX (kg)	-	-	61.74	61.15
기화된 LOX (kg)	21.41	21.45	17.77	17.80
가압용 He (kg)	19.17	21.13	6.54	6.16
가압 탱크 (kg)	61.7	88.4	42.9	58.1
열교환기 (kg)	4.95	2.87	9.26	9.2
배관 및 기타 제어시스템 (kg)	36	36	36	36
총 필요 중량 (kg)	143.23	169.85	174.21	188.41

상단 역시 1단과 마찬가지로 중량 비교 결과 He만을 이용하는 (a), (b)의 경우가 He과 GOX를 이용하는 (c), (d)의 경우에 비해 중량에 이득이 있음을 볼 수 있다. 또 가압 탱크를 내부에 넣는 (a)와 (c)가 가압 탱크를 외부에 놓는 경우보다 중량 이득이 있음을 확인하였다.

표 5. 1단 시스템 구성별 개발/운용/안전성 비교[1][2][3][4]

내용	He을 사용할 경우 (a)	He과 GOX를 사용할 경우 (b)
개발	<ul style="list-style-type: none"> - 저장 탱크, 레귤레이터 등의 구성품이 상대적으로 많음 - 단순 열교환 과정만 있음 - 극저온 구성품 개발(필요시 고온 제품 포함) - 설계 검증 시험시 상대적으로 쉬움 - 설계시 He은 LOX에 용해정도가 매우 낮기 때문에 설계 용량 계산이 비교적 정확함 	<ul style="list-style-type: none"> - 저장 탱크가 필요 없고 blowdown 방식일 경우 구성품은 오리피스만 필요하므로 매우 간단한 시스템 (blowdown 방식이 아니면 저장 탱크 유무의 차이만 있음) - GOX 기화 과정과 열교환 과정이 있음 - 필요시 고온 구성품 개발 - 설계 검증시 산화제 펌프가 필요함으로 시험이 상대적으로 어려움 - GOX는 LOX에 용해되는 비율이 20%이상 되며 비행시의 탱크 흔들림, 가압가스의 분사에 의한 유동 등 불확실한 현상에 의한 GOX의 용해 정도를 예측하기 어려움으로 설계시 필요량 계산이 어려움
운용	<ul style="list-style-type: none"> - 극저온 탱크 내에 위치한 He 충전 과정이 있음 - 시동과정에서 상대적으로 빠른 응답 - LOX 탱크, 연료 탱크 가압을 동일한 시스템으로 운용 	<ul style="list-style-type: none"> - 극저온 탱크 내에 위치한 He 충전 과정이 있음(연료 탱크만을 가압함으로 준비시간은 단축됨) - 시동과정에서 기화과정이 있어 상대적으로 느린 응답 (시동시 지상 선가압과의 연계 구성 필요) - LOX 탱크 가압은 GOX를 사용하고 연료 탱크 가압은 He을 이용한 가압을 이용(두가지 방법이 혼용됨) 운용상의 복잡함이 있음
안전성	<ul style="list-style-type: none"> - 불활성 가스를 사용함으로 고온으로 가열을 하여도 화재 위험이 없음 	<ul style="list-style-type: none"> - GOX를 고온으로 가열하여 사용함으로 화재 및 폭발 위험이 매우 높음[7]
신뢰성	<ul style="list-style-type: none"> - 부품수량이 상대적으로 많기 때문에 운용상의 신뢰도는 상대적으로 떨어짐 - 단, LOX/연료 탱크 가압 시스템 모두 동일한 구성을 하고 있기 때문에 상대적으로 운용 신뢰도는 높음 	<ul style="list-style-type: none"> - 가압제의 저장 탱크 부분이 없기 때문에 운용 신뢰성 측면에서는 상대적으로 높음 - 단, 연료 탱크 가압에는 동일한 구성을 사용하므로 전체적인 신뢰도가 높다고 볼 수 없음 - LOX/연료 탱크 별도의 가압시스템을 구성하고 있으므로 이에 따른 신뢰도는 낮음
확장성	<ul style="list-style-type: none"> - 불활성 가스인 He을 사용함으로 어떤 추진제이던 가압제로써 사용이 가능함 - 엔진 시동시의 응답 속도가 상대적으로 빠를 것으로 판단되어 상단 적용에도 유리할 것으로 보여 1단/상단 동일 시스템 개발이 용이함 - 재점화가 필요한 시스템에 적용이 가능함 	<ul style="list-style-type: none"> - GOX를 사용할 경우 LOX 탱크 가압에만 사용할 수밖에 없으므로 연료 탱크 가압은 별도의 가압시스템이 필요하게 됨. 즉 가압 시스템 개발을 이중으로 해야 함 - 상단 시스템의 가압 시스템은 시동시가 매우 중요한데 응답 속도가 상대적으로 느리고 제어하기 힘든 기화과정이 있어 적용이 쉽지 않으므로 1단에 국한하여 적용하는 기술이 될 수 있음 - 재점화 시스템에는 부적합함

표 6. 상단 시스템 구성별 개발/운용/확장성 비교[1][2][3][4]

내용	He 탱크가 외부에 위치 (b), (d)	He 탱크가 내부에 위치 (a), (c)
개발	<ul style="list-style-type: none"> - 저장 탱크가 외부에 위치함으로 LOX 탱크와 별도로 제작이 가능하며 복합재사용이 가능함 - 상온상태로 충전하여 저온상태까지 사용함으로 구성품의 온도 규격 범위가 커짐 - 충전시 충전온도가 올라감으로 탱크내 가스온도 상승을 고려하여 충전을 수행하여야 함. 그러므로 충전시간이 상대적으로 많이 필요함(정확한 량을 예측하기 어려움.) 	<ul style="list-style-type: none"> - 저장 탱크가 내부에 위치함으로 LOX 탱크 개발시 이를 고려하여 개발이 되어야 함 - 저온상태로 충전함으로 구성품의 사용 온도 범위가 상대적으로 작음 - 저장 탱크를 복합재로 제작하기가 불가능하며 금속재질을 사용하여야 함(중량 감소가 있는지 재확인 필요) - LOX 탱크 자체가 1단과 비교하여 작으므로 1단 비행 중 및 상단 비행 중 LOX로의 열유입에 의한 가압 가스 온도 변화가 있을 수 있어 이에 대한 정확한 예측 필요
운용	<ul style="list-style-type: none"> - LOX 충전/배출과 별도로 가스 충전/배출 과정이 가능함 - He에 대한 별도의 지상 설비 불필요 	<ul style="list-style-type: none"> - LOX 충전/배출 과정과 연계하여 충전/배출 필요 - He의 지상 냉각 장치 필요
확장성	<ul style="list-style-type: none"> - KSR-III 경험(열교환기를 사용하지 않는 경우) - 최상단 시스템으로 확장이 가능 - 1단 시스템과는 차이가 있음 	<ul style="list-style-type: none"> - 1단 시스템과 동일한 시스템으로 연계 개발이 가능 - 최상단 시스템과는 차이가 있음

그러나 1단 및 상단 시스템에 대한 중량 비교 결과가 1단의 경우 전체 중량에 비해 최대 150 kg 정도이고 상단의 경우는 최대 50 kg 정도이므로 중량 비교만으로 시스템을 선정하기에는 어려움이 있다.

2.4 시스템 구성별 운용 비교

중량 비교만으로는 시스템을 선정할 수 없으므로 각 시스템에 대한 개발 측면, 운용 측면, 안전성, 신뢰성, 확장성을 고려하였다.

1단 시스템에 대한 검토는 위에서 선별한 기준에 맞추어 표 5와 같이 비교 정리하였다.

개발 측면에서는 GOX를 사용할 경우 인증과정에서 터보펌프가 필요하게 됨으로 인증 과정이 힘들게 되는 단점이 있다.

운용 측면에서는 양 시스템 모두 He을 사용함으로 동일한 조건이 된다.

안전성 측면에서는 불활성 가스인 He을 이용하는 경우가 GOX를 이용하는 경우에 비해 매우 안전한 시스템으로 알려져 있다. GOX를 사용하는 시스템의 경우 산화제를 고온화시켜 사용하게 됨으로 배관 내부에 이물질이 있을 경우 폭발 위험성이 존재하게 된다. 이에 대한 예로 구소련의 N-1 발사체 시험시 시험장의 LOX 배관에서 폭발이 일어나 시험장에 큰 화재가 발생한 적이 있다.[13]

신뢰성 측면에서는 GOX를 사용할 경우는 가압시스템이 두 개가 존재하게 됨으로 대형 발사체에 대한 초기 개발 단계에서는 신뢰도가 떨어질 수밖에 없다.

확장성 측면에서는 GOX를 사용하는 시스템이 1단에 국한되어 적용됨으로 상단 가압 시스템 개발과 연계하여 개발하기 어려운 점이 있다. 반면에 He을 사용할 경우 단에 관계없이 적용이 가능함으로 확장성이 매우 넓다고 할 수 있다.

상단 시스템에 대한 검토는 표 6과 같다. 상단

시스템의 비교 자료는 1단 시스템의 비교 자료에 더해 가압제 탱크의 위치에 따른 특성을 비교하였다.

개발 측면에서는 He 탱크를 외부에 위치시킬 경우 상온의 He를 저장하여 사용하고 LOX 탱크와 상관없이 He 탱크를 개발함으로 보다 유리한 점이 있지만 제어 구성품의 경우 온도 규격이 상온에서 저온까지 매우 광범위하게 된다. He 탱크가 내부에 위치한 경우는 외부에 위치할 경우의 반대 입장이 된다. 그러나 두 시스템 모두 개발이 가능함으로 시스템 선정의 주요 인자는 될 수 없다.

운용 측면에서도 개발 측면과 마찬가지로 특별히 비교할 어려운 점은 없다.

결과적으로 확정성의 측면에서의 비교가 시스템 선정의 주요 인자가 된다. He 탱크를 극저온 추진제 탱크 내부에 위치할 경우 1단 시스템과 동일한 구성이 되어 개발 측면에서는 1/상단 공히 동일 시스템 개발로써 진행할 수 있는 장점이 있다. He 탱크가 외부에 위치할 경우는 최상단 용 추진기관을 가압식으로 선정할 경우에만 동일 시스템으로 상단과 최상단 추진기관을 개발할 수 있다.

결과적으로 상단 시스템으로 터보펌프식 추진기관을 개발 목표로 설정하면 He 탱크가 극저온 추진제 탱크 내부로 들어간 시스템을 선정하고, 상단 시스템으로 가압식 추진기관을 개발 목표로 설정하면 He 탱크가 극저온 추진제 탱크 외부에 위치한 시스템을 선정하는 것이 국내 발사체 개발 로직상 최적의 시스템이 될 것이다.

3. 결 론

1단과 상단 추진기관 추진제 탱크 가압 시스템에 대한 기존 발사체에 대한 자료조사를 수행하였고, 그 결과 1단과 상단 가압 시스템에 적용 가능한 몇가지 시스템을 선정하였다. 이를 기준으로 국내 개발시 최적의 시스템을 선정하기 위해 중량 검토, 개발, 운용, 안정성, 신뢰성, 확장성 측면에서 비교 검토하였다.

검토 결과 1단 가압 시스템의 최적 구성안은 연료와 LOX 탱크 가압을 위해 가압제로 He만을 사용하고 He 탱크는 LOX 탱크 내부에 위치하도록 구성하는 그림 1에 (a)가 최적의 구성임을 확인하였다. 상단 가압 시스템의 경우는 1단과 동일하게 He를 가압제로 선정하여야 하고, 가압제 탱크의 위치는 추진기관을 터보펌프식으로 선정할 경우 그림 2의 (a)와 같이, 가압식 추진기관을 선정할 경우 그림 2의 (b)와 같이 구성하는 것이 국내 개발 로직상 최적의 구성이 될 것이다.

참 고 문 헌

1. Anon., Pressurization Systems for Liquid Rockets, NASA, SP-8112, Oct., 1975.
2. Anon., Design Guide for Pressurized Gas Systems: volume I, NASA, NAS7-388, March, 1966.
3. Elliot Ring, Rocket Prpellant and Pressurization Systems, Prentice-Hall, pp. 173-201, 1964.
4. D.K. Huzelm and D.H. Huang, Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines, AIAA, pp. 135-153, 1992.
5. Anon., Saturn V : news reference, NASA, Aug., 1967.
6. Takashi Maemura, Tomohiko Goto, Katsuhiko Akiyama and Koki Nimura, "New H-IIA Launch Vehicle Technology and Results of Maiden Flight," Mitsubish Heavy Industries, Technical Review, vol.59, no.2, pp. 43-50, June. 2002.
7. Anon., H-IIA 시스템해설서, NASDA, KAD-98007C, March, 2000.
8. R.E. Martin, "Atlas II and IIA Analysis and Environments Validations," NActa Astronautics, vol.35, no.12, pp. 771-791, 1995.
9. Anon., The Vanguard Satellite Launching Vehicle : an6 Engineering Summary, THE MARTIN CO., NO-11022, April, 1960.
10. Anon., Mercury Project Summary including

Results of the Fourth Manned Orbital Flight, NASA, SP-45, May, 1963.

11. R. Toelle, A20K Payload Launch Vehicle Fast Track Development Concept Using an RD-180 Engine and a Centaur Upper Stage, NASA, technical memorandum 108475, Jan., 1990.
12. Martin J. L. Turner, Rocket and Spacecraft Propulsion : Principles, Practice and New Developments, Springer, pp. 80-81, 2000.
13. 유병일, V.A. Bershadskiy, 김상현, 이정호, 김용욱, 오승협, “액화산소(LOX) 오염으로 인한 추진기관 사고발생 저감방법에 대한 연구,” KIGAS, vol.10, no.4, Dec., 2006.